UNIVERSIDADE FEDERAL DE UBERLÂNDIA
FACULDADE DE ENGENHARIA MECÂNICA
Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica

GUILHERME AGUIAR BRUM

INTEGRAÇÃO DO X-PLANE E SIMULINK NA MODELAGEM E SIMULAÇÃO DE UMA AERONAVE CONCEITUAL

Uberlândia-MG, Maio de 2025

GUILHERME AGUIAR BRUM

INTEGRAÇÃO DO X-PLANE E SIMULINK NA MODELAGEM E SIMULAÇÃO DE UMA AERONAVE CONCEITUAL

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado à Faculdade de Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Uberlândia, como parte dos requisitos para obtenção do título de Bacharel em Engenharia Aeronáutica

Orientador: Prof. Dr. Giuliano Gardolinski Venson

Uberlândia-MG

2025

Este trabalho é dedicado àqueles que se sentem fascinados pela capacidade utópica natural de voar. Essa capacidade, que eu chamo de conceito de voo, habita na mente dos sonhadores. O método para se aproximar da intangível capacidade de voar foi explorado e estudado por vários sonhadores. Um desses sonhadores, hoje, encerra um grande ciclo e deixa este trabalho para as futuras mentes.

(Shri Krishnaya Namah)
"Glórias a Sri Krishna"

AGRADECIMENTOS

Meus agradecimentos vão primeiramente à mônada divina, mantenedora e criadora de todas as coisas, por ter sustentado minha vitalidade, intelecto e força para concluir as atividades neste mundo material.

Sou profundamente grato aos meus pais, Nordon e Norma, os quais sempre acreditaram e apoiaram incondicionalmente os meus sonhos. Mesmo nos momentos mais difíceis, eles continuaram acreditando em mim. Saibam que palavras não podem expressar minha gratidão por tudo que me propiciaram nesta vida, mas saibam que meu amor por vocês ultrapassa definições racionais.

À minha querida irmã Natalya e seu marido Wellington, os quais sempre me aconselharam e me acolheram em SP com muito amor. A todos os meus familiares que sonharam junto comigo, vocês me nutriram de alegria para seguir meus objetivos.

Aos meus amigos de graduação, amigos de infância de Divinópolis, aos amigos dos tempos de BH e também aos nobres amigos de Uberlândia que estiveram comigo nesses anos desafiadores, sou muito grato a todos vocês.

Ao meu orientador Giuliano Gardolinski Venson, que abriu meus caminhos dentro do curso e possibilitou que eu chegasse a essa etapa final e tão importante em minha vida, deixo os meus sinceros agradecimentos. Estendo os agradecimentos também a todos os profissionais da Universidade Federal de Uberlândia que doaram seu tempo e conhecimento para minha formação acadêmica.

Ao professor Dr. André Luis da Silva, que gentilmente cedeu seu material de apoio das aulas de mecânica de voo, juntamente com as aulas no *YouTube*. Desejo que a luz divina ilumine seu trabalho e sua vida grandemente.

Por fim, um agradecimento ao meu sobrinho Felipe, que com sua pureza e alegria me motivou a tornar-me um ser humano melhor. Em especial, ao meu amigo e companheiro de casa nos últimos anos, João Victor, o qual trouxe brilho, cor, movimento e amor para a minha vida. Você e sua família serão sempre lembrados e amados em meu coração.

A todos, meu mais profundo e sincero agradecimento.

"Permaneça consciente de si mesmo, e tudo o mais será conhecido"
(Ramana Maharshi)

RESUMO

BRUM, G.A. **Integração do X-Plane e Simulink na Modelagem e Simulação de uma Aeronave Conceitual**. 2025. 143 f. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação em Engenharia Aeronáutica) – Faculdade de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia- MG, 2025.

Este Trabalho de Conclusão de Curso propõe a modelagem e análise de uma aeronave conceitual *wide-body* com capacidade para aproximadamente 500 passageiros, explorando métodos integrados de engenharia aeronáutica para o desenvolvimento de projetos preliminares. A proposta foi orientada pelo levantamento de dados históricos de aeronaves comerciais de grande porte do mesmo segmento.

Com base nesses parâmetros, foi realizada a modelagem tridimensional da aeronave utilizando o *Plane Maker*, ambiente do simulador *X-Plane 11*, reconhecido internacionalmente pela sua precisão na simulação aerodinâmica. O modelo virtual possibilitou simulações de regimes de voo, com foco na validação do comportamento dinâmico da aeronave em certas condições de voo.

Em paralelo, foi desenvolvido um modelo computacional, implementado em MATLAB©, no qual as equações de movimento da aeronave foram elaboradas para permitir a análise de estabilidade, controle e desempenho em diversas condições operacionais. A comparação entre os resultados obtidos por meio do simulador *X-Plane* e os cálculos numéricos fornecidos pelo código computacional evidenciou um bom grau de correlação, confirmando a confiabilidade das ferramentas utilizadas.

O trabalho destaca a relevância de metodologias híbridas que associam modelagem empírica, simulações computacionais e validação cruzada para o desenvolvimento e avaliação de projetos aeronáuticos. Além disso, ressalta a aplicabilidade de recursos amplamente acessíveis e de reconhecida eficácia, como o X-Plane, no apoio a análises preliminares de engenharia, contribuindo para o avanço de práticas educacionais e profissionais na área.

Palavras-chave: Simulador de voo, *X-plane*, mecânica de voo, Simulink, projeto conceitual de aeronave, protocolo UDP, ensaio em voo, qualidades de voo, *Plane Maker*, estabilidade dinâmica de aeronaves.

ABSTRACT

BRUM, G.A. **Integração do X-Plane e Simulink na Modelagem e Simulação de uma Aeronave Conceitual**. 2025. 143 f. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação em Engenharia Aeronáutica) – Faculdade de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia- MG, 2025.

This Undergraduate Thesis proposes the modeling and analysis of a conceptual *wide-body* aircraft with a capacity for approximately 500 passengers, exploring integrated methods of aeronautical engineering for preliminary design development. The proposal was guided by a survey of historical data from large commercial aircraft in the same segment.

Based on these parameters, a three-dimensional model of the aircraft was developed using *Plane Maker*, an environment within the *X-Plane 11* simulator, internationally recognized for its accuracy in aerodynamic simulation. The virtual model enabled flight regime simulations, focusing on validating the aircraft's dynamic behavior under specific flight conditions.

In parallel, a computational model was developed, implemented in MATLAB©, where the aircraft's equations of motion were formulated to allow stability, control, and performance analysis under various operational conditions. The comparison between the results obtained from the *X-Plane* simulator and the numerical calculations provided by the computational code demonstrated a high degree of correlation, confirming the reliability of the tools used.

The work highlights the relevance of hybrid methodologies that combine empirical modeling, computational simulations, and cross-validation for the development and evaluation of aeronautical projects. Furthermore, it emphasizes the applicability of widely accessible and proven-effective resources, such as X-Plane, in supporting preliminary engineering analyses, contributing to the advancement of educational and professional practices in the field.

Keywords: Flight simulator, X-Plane, flight mechanics, Simulink, aircraft conceptual design, UDP protocol, flight testing, flight qualities, Plane Maker, aircraft dynamic stability.

Lista de Figuras

2.1 Perfil da variação da temperatura x altitude no modelo *ISA*. Fonte: Adaptado de (Sadraey, 2017) . . . 23
2.2 Eixos da Terra. Fonte: Adaptado de Cook (2013) . . . 31
2.3 Posição do centro de massa da *Horizon* em relação a um referencial inercial de aproximação terra plana Fonte: Autor . . . 33
2.4 Sistema de referência do corpo Fonte: Autor . . . 34
2.5 Sistema de referência aerodinâmico(vento) Fonte: Autor . . . 34
2.6 Ãngulo de ataque e de derrapagem Fonte: Autor . . . 36
2.7 Definição do Ângulo de ataque pela vista lateral Fonte: Autor . . . 37
2.8 Definição do Ângulo de derrapagem pela vista superior Fonte: Autor . . . 37
2.9 Eixo de estabilidade SRE Fonte: Autor . . . 38
2.10 Componentes da velocidade no SRC Fonte: Autor . . . 39
2.11 Componentes da velocidade angular em uma aeronave Fonte: Autor . . . 40
2.12 Forças atuantes na dinâmica longitudinal: Autor . . . 40
2.13 Forças atuantes no caso tridimensional: Autor . . . 41
2.14 Forças aerodinâmicas no SRA Fonte: Autor . . . 41
2.15 Momentos resultantes nos eixos do corpo Fonte: Autor . . . 45
2.16 Momentos atuantes sobre a *Horizon* .Fonte: Autor . . . 46
2.17 *X-plane 11 Global Edition*. Fonte:(Research, 2025) . . . 51
2.18 Elementos de forças dentro do *X-plane*. Fonte:Autor . . . 52
3.1 *Vista Isométrica da aeronave conceitual*. Fonte: Autor . . . 55
3.2 *Airbus* A350-1000. Fonte: (Airbus-A350, 2024) . . . 56
3.3 Boeing 777-300ER. Fonte: (Boeing-777, 2024) . . . 56
3.4 Boeing 787-10. Fonte: (Boeing-787, 2024) . . . 57
3.5 Frota comercial brasileira em 2023. Fonte: (Aviação-Comercial.net, 2024) . . . 59
3.6 Frota comercial mundial em 2023. Fonte: (Aviação-Comercial.net, 2024) . . . 59
3.7 Comparação de preços das aeronaves. Fonte: (Aeroin, 2023; UOL, 2021; Wikipedia, 2024) . . . 60
3.8 Comparação de eficiência de combustível. Fonte: (Sky-Comparison, 2024) . . . 61
3.9 Relação entre alongamento e afilamento para estimativa da eficiência aerodinâmica. 66
3.10 Polar de arrasto estimada. Fonte: Autor . . . 67
3.11 Esquema da missão de voo de aeronave comercial de passageiros. Fonte: Autor . 69
3.12 Roteiro simplificado para estimativa de peso de aeronave a jato Fonte: Silva (2024b) . . . 72
3.13 Primeira Análise - Diagrama de Restrição. Fonte: Autor. . . . 74
3.14 Diagrama de restrição final. Fonte: Autor. . . . 75
3.15 Eficiência propulsiva dos motores conforme velocidade de operação. Fonte: Adaptado de Sadraey (2017) . . . 76

3.16 Razão de empuxo vs altitude para um motor turbofan. Fonte: Adaptado de Sadraey (2017) . . . 76
3.17 *Disposição dos assentos*. Fonte: Relatório final aeronave horizon . . . 78
4.1 *Três vistas da aeronave Horizon*. Fonte: Relatório final aeronave horizon . . . 80
4.2 Logo do OpenVSP Fonte: NASA (2023) . . . 83
4.3 Janela *Overview* do VSPAERO Fonte:Autor . . . 84
4.4 Janela *Advanced* do VSPAERO Fonte: Autor . . . 85
4.5 Vista lateral no *OpenVsp*. Fonte: Autor . . . 86
4.6 Vista superior no *OpenVsp* Fonte: Autor . . . 86
4.7 Vista frontal no *OpenVSP*. Fonte: Autor . . . 86
4.8 Perfis aerodinâmicos usados nas seções da asa da aeronave conceitual *Horizon*. . . . 89
4.9 Perfis aerodinâmicos usados nas empenagens horizontal,vertical e *winglets* da aeronave conceitual *Horizon*. . . . 90
4.10 Aerofólios usados nas seções da asa da aeronave conceitual *Horizon*. Fonte:Autor 90
4.11 Tela inicial do *Airfoil-Maker* para um aerofólio qualquer. Fonte:Autor . . . 92
4.12 Instruções de uso do *software polar2afl*. Fonte:Autor . . . 93
4.13 Polares do aerofólio SC0714 inseridas no *Airfoil-Maker*. Fonte:Autor . . . 94
4.14 Abas Padrão/Avançadas na tela inicial do *Plane-Maker*. Fonte:Autor . . . 95
4.15 Interface com parâmetros de modelagem da asa seção 1. Fonte:Autor . . . 95
4.16 Interface com parâmetros de modelagem da asa seção 2. Fonte:Autor . . . 96
4.17 Interface com parâmetros de modelagem da asa seção 3. Fonte:Autor . . . 96
4.18 Interface com parâmetros de modelagem da asa referente aos *winglets*. Fonte:Autor 97
4.19 Interface com os parâmetros de modelagem da asa referente estabilizador horizontal. Fonte:Autor . . . 97
4.20 Interface com os parâmetros de modelagem da asa referente estabilizador vertical. Fonte:Autor . . . 98
4.21 Interface com os parâmetros do aerofólio da asa, EH e EV. Fonte:Autor . . . 98
4.22 Interface com os parâmetros de modelagem da fuselagem. Fonte:Autor . . . 99
4.23 Interface com os parâmetros de modelagem das vistas da fuselagem. Fonte:Autor 99
4.24 Interface com os parâmetros de modelagem do conjunto de trem de pouso. Fonte:Autor . . . 100
4.25 Interface com os parâmetros de performance dos motores 1. Fonte:Autor . . . 101
4.26 Interface com os parâmetros de localização dos motores 2. Fonte:Autor . . . 101
4.27 Interface com os parâmetros de peso e balanceamento. Fonte:Autor . . . 102
4.28 Interface com os parâmetros dos tanques de combustível. Fonte:Autor . . . 103
4.29 Vista traseira mostrando CG e os tanques de combustível. Fonte:Autor . . . 103
4.30 Interface com os parâmetros da seção da *Wingbox*. Fonte:Autor . . . 104
4.31 Interface com os parâmetros da vistas da *WingBox*. Fonte:Autor . . . 104
4.32 Interface com os parâmetros de modelagem das seções da nacele. Fonte:Autor . 105
4.33 Interface com os parâmetros da vistas da nacele. Fonte:Autor . . . 105

4.34 Interface com a montagem e prévia do painel 2D da aeronave. Fonte:Autor . . . 106
4.35 Interface com as características de deflexão das superfícies de controle móveis. Fonte:Autor . . . 107
4.36 Janela com os parâmetros a serem enviados pelo *X-Plane*. Fonte:Autor . . . 108
4.37 Diagrama com blocos e as portas/Ip's utilizadas na integração SIMULINK/*X-Plane*. Fonte:Autor . . . 110
4.38 Portas usadas para comunicação entre SIMULINK/*X-Plane*. Fonte:Autor . . . 110
4.39 Formatação do cabeçalho transmitido pelo X-Plane via UDP. Fonte:Autor . . . 111
4.40 Formatação do cabeçalho transmitido pelo X-Plane via UDP. Fonte:Autor . . . 112
4.41 Configuração dos blocos de recebimento dos dados via UDP dentro do SIMULINK. Fonte:Autor . . . 113
4.42 Configuração dos bloco UDP *Receive* dentro do *SIMULINK*. Fonte:Autor . . . 113
4.43 Configuração dos bloco UDP *Unpack* dentro do *SIMULINK*. Fonte:Autor . . . 114
4.44 Vista geral dos blocos de recebimento dentro do *SIMULINK*. Fonte:Autor . . . 114
4.45 Vista geral dos blocos de envio dentro do *SIMULINK*. Fonte:Autor . . . 115
4.46 Parâmetros de configuração do bloco *Byte Pack* no *SIMULINK*. Fonte:Autor . . . 115
4.47 Parâmetros de configuração do bloco *UDP Send* dentro do *SIMULINK*. Fonte:Autor 116
4.48 Janela *scope* do *SIMULINK* com dados de um voo teste. Fonte:Autor . . . 116
4.49 Simulação degrau profundor no MATLAB©variáveis longitudinais. Fonte:Autor . 118
4.50 Simulação degrau profundor no MATLAB©variáveis látero direcionais. Fonte:Autor 119
4.51 Simulação degrau leme no MATLAB©variáveis longitudinais. Fonte:Autor . . . 120
4.52 Simulação degrau leme no MATLAB©variáveis látero direcionais. Fonte:Autor . 121
4.53 Lugar Geométrico dos pólos da dinâmica longitudinal. Fonte:(Drela, 2014) . . . 122
4.54 Modo período curto. Fonte:(Drela, 2014) . . . 123
4.55 Modo fugoidal. Fonte:(Drela, 2014) . . . 123
4.56 Autovalores do modo dinâmico longitudinal. Fonte: Autor . . . 124
4.57 Simulação dinâmica longitudinal no *X-plane*. Fonte: Autor . . . 125
4.58 Lugar geométrico dos polos da dinâmica látero-direcional. Fonte:(Drela, 2014) . 126
4.59 Ilustração do modo de rolamento puro. Fonte:(Drela, 2014) . . . 126
4.60 Ilustração do modo de *dutch roll*. Fonte:(Drela, 2014) . . . 127
4.61 Ilustração do modo de espiral.Fonte:(Drela, 2014) . . . 127
4.62 Autovalores do modo dinâmico látero-direcional. Fonte: Autor . . . 128
4.63 Simulação dinâmica látero-direcional *X-plane*. Fonte: Autor . . . 129
4.64 Aeronave *Horizon* em voo de cruzeiro dentro do *X-plane* 11 Fonte:Autor . . . 130

Lista de Tabelas

2.1 Tabela de derivadas de estabilidade e controle associadas às variáveis adotadas. . 26
3.2 Características das aeronaves estudadas. Fonte: (Airbus-A350, 2024; Boeing-777, 2024; Boeing-787, 2024; GE-Aerospace, 2024; Rolls-Royce, 2024; Aviator-Joe.net, 2024) 58
3.3 Considerações de Projeto. 64
3.4 Coeficiente de atrito equivalente (C_{fe}) por classe de aeronave Fonte: BADIS (2017) 65
3.5 Estimativa das constantes da equação empírica para fração de peso vazio. *Fonte: (Sadraey, 2017)* 68
3.6 Estimativa das frações de peso em missão típica para diferentes tipos de aeronaves. Fonte: (Sadraey, 2012) 69
3.7 Cálculo iterativo para estimativa do W_0 Fonte: Autores. 72
3.8 Características dos motores analisados. 77
4.9 Parâmetros principais da aeronave 82
4.10 Derivadas de estabilidade da *Horizon* obtidas pelo *OpenVsp*. Fonte: Autor . . . 87
4.11 Derivadas de controle da *Horizon* obtidas pelo *OpenVsp*. Fonte: Autor. 87
4.12 Valores calculados do Número de Reynolds em cruzeiro para os aerofólios SC0714, SC0712, SC0710 (asa), NACA 0012 (EH e EV) e NACA 0010, 0006 (winglets). . 89
4.13 Parâmetros de voo enviado pelo X-Plane via protocolo UDP. 109
4.14 Autovalores dos modos longitudinais. Fonte: Autor 124
4.15 Comparação entre resultados analíticos e simulação no *X-Plane* modo fugoidal . 126
4.16 Autovalores dos modos látero-direcionais. Fonte: Autor 128
4.17 Equilíbrio da aeronave para condição de voo analisada. Fonte: Autor 130

Lista de Abreviaturas e Siglas

APU	*Auxiliary Power Unit*
AR	*Aspect Ratio*
AVL	*Athena Vortex Lattice*
BPR	*Bypass Ratio*
CAD	*Computer Aided Design*
CFD	*Computational Fluid Dynamics*
CG	Centro de gravidade
CM	*Centro de Massa*
CMA	Corda Média Aerodinâmica
ECAM	*Eletronic Centralized Aircraft Monitor*
EFIS	*Eletronic Flight Instrument System*
EH	Empenagem horizontal
EUA	*United States Of America*
EV	Empenagem vertical
FAA	*Federal Aviation Administration*
FEM	*Finite Element Method*
FL	*Flight Level*
GE	*General Electric*
GUI	*Graphical User Interface*
GW	*Gross Weight*
HUD	*Head Up Display*
IATA	*International Air Transport Association*
IP	*Internet Protocol*
ISA	*International Standard Atmosphere*

KN	Kilo *Newton*
MATLAB©	*Matrix Laboratory*
MCP	*Mode Control Painel*
MIT	*Massachusetts Institute of Technology*
MTOW	*Maximum Take Off Weight*
NASA	*National Aeronautics and Space Administration*
OEW	*Operational Empty Weight*
OpenVsp	*Open Vehicle Sketch Pad*
Re	Número de Reynolds
SC	*Super Critical*
SRA	Sistema de referência aerodinâmico
SRC	Sistema de referência do corpo
SRE	Sistema de referência de estabilidade
TCP	*Transmission Control Protocol*
TON	Toneladas
TSFC	*Thrust Specific Fuel Consumption*
UDP	*User Data Protocol*
UFU	Universidade federal de Uberlândia
VLM	*Vortex Lattice Method*

Lista de Símbolos

V	Velocidade da aeronave
α	Ângulo de ataque
β	Ângulo de derrapagem (*sideslip*)
θ	Ângulo de atitude (*pitch*)
ϕ	Ângulo de rolagem (*roll*)
ψ	Ângulo de guinada (*yaw*)
u	Componente de velocidade no eixo longitudinal
v	Componente de velocidade no eixo lateral
w	Componente de velocidade no eixo vertical
p	Velocidade angular de rolagem
q	Velocidade angular de arfagem
r	Velocidade angular de guinada
L	Força de sustentação
D	Força de arrasto
Y	Força lateral
T	Empuxo
W	Peso
$\mathscr{M}$	Momento de arfagem (*pitching moment)*
$\mathscr{N}$	Momento de guinada (*yawing moment)*
$\mathscr{L}$	Momento de rolagem (*rolling moment)*
C_L	Coeficiente de sustentação
C_D	Coeficiente de arrasto
C_Y	Coeficiente de força lateral
C_m	Coeficiente de momento de arfagem

C_l	Coeficiente de momento de rolagem
C_n	Coeficiente de momento de guinada
S	Área da asa
b	Envergadura
c	Corda média aerodinâmica
AR	Alongamento (*aspect ratio*)
ρ	Densidade do ar
g	Aceleração da gravidade
δ_e	Deflexão do profundor
δ_a	Deflexão do aileron
δ_r	Deflexão do leme
δ_p	Posição da manete de potência
x_{cg}	Posição do centro de gravidade ao longo do eixo longitudinal
y_{cg}	Posição do centro de gravidade ao longo do eixo lateral
z_{cg}	Posição do centro de gravidade ao longo do eixo vertical
X	Força aerodinâmica ao longo do eixo longitudinal [N]
Z	Força aerodinâmica ao longo do eixo vertical [N]
I_{xx}	Momento de inércia em torno do eixo x
I_{yy}	Momento de inércia em torno do eixo y
I_{zz}	Momento de inércia em torno do eixo z
q_∞	Pressão dinâmica
C_{L_α}	Derivada da sustentação em relação ao ângulo de ataque
C_{m_α}	Derivada do momento de arfagem em relação ao ângulo de ataque
C_{m_q}	Derivada do momento de arfagem em relação à velocidade angular de arfagem
$C_{m_{\delta_e}}$	Derivada do momento de arfagem em relação ao comando do profundor
C_{l_β}	Derivada do momento de rolagem em relação ao ângulo de deriva
C_{n_β}	Derivada do momento de guinada em relação ao ângulo de deriva

C_{l_p}	Derivada do momento de rolagem em relação à velocidade angular de rolagem
C_{n_r}	Derivada do momento de guinada em relação à velocidade angular de guinada
$C_{l_{\delta_a}}$	Derivada do momento de rolagem em relação ao aileron
$C_{n_{\delta_r}}$	Derivada do momento de guinada em relação ao leme
ζ	Fator de amortecimento
ω_n	Frequência natural
t	Tempo
M	Número de Mach
Re	Número de Reynolds

Sumário

1 Introdução **19**

2 Revisão de Literatura **21**

2.1 Modelo Atmosférico . . . 22
2.2 Modelo Aerodinâmico . . . 23
2.2.1 Derivadas de Estabilidade e Controle . . . 24
2.2.2 Síntese do Modelo . . . 27
2.2.3 Métodos de Modelagem Aerodinâmica . . . 28
2.3 Modelo Propulsivo . . . 30
2.4 Modelo matemático da aeronave . . . 30
2.4.1 Sistema de Referência Inercial . . . 30
2.4.2 Aproximação de Terra Plana . . . 32
2.4.3 Sistema de referência do corpo (SRC) . . . 33
2.4.4 Sistema de referência aerodinâmico (SRA) . . . 34
2.4.5 Ângulo de ataque e derrapagem . . . 35
2.4.6 Sistema de referência de estabilidade . . . 37
2.4.7 Variáveis de mecânica de voo . . . 38
2.4.8 Velocidade de translação . . . 38
2.4.9 Velocidade angular . . . 39
2.4.10 Força resultante . . . 40
2.4.11 Forças Aerodinâmicas . . . 41
2.4.12 Força propulsiva . . . 42
2.4.13 Momento propulsivo . . . 43
2.4.14 Força peso . . . 44
2.4.15 Força resultante no SRC . . . 44
2.4.16 Momentos resultantes . . . 45
2.4.17 Momentos aerodinâmicos . . . 46
2.4.18 Momento resultante no SRC . . . 46
2.4.19 Equação do movimento com inclusão das forças e momentos . . . 47
2.5 Linearização da Aeronave . . . 48
2.6 X-plane . . . 50

3 Metodologia **53**

3.1 A aeronave *Horizon* . . . 53
3.2 Análise de mercado . . . 55
3.3 Escolha dos Concorrentes . . . 57
3.4 Potencial do Mercado . . . 58
3.5 Expectativas de Mercado . . . 60
3.5.1 Consumo de Combustível . . . 60

3.5.2 Emissões de CO_2 . . . 61
3.5.3 Materiais Compósitos . . . 62
3.6 Operação e Infraestrutura Aeroportuária . . . 62
3.7 Histórico de Acidentes . . . 63
3.8 Projeto Conceitual da Horizon . . . 63
3.8.1 Estimativa de Polar de Arrasto . . . 64
3.8.2 Estimativa de peso de decolagem . . . 67
3.8.3 Relações de Desempenho . . . 73
3.8.4 Sistema Propulsivo . . . 75
3.9 Interior e disposição dos passageiros . . . 77

4 Resultados **79**
4.1 Parâmetros Gerais da aeronave *Horizon* . . . 79
4.2 Dados aerodinâmicos da aeronave *horizon* . . . 82
4.2.1 O *software OpenVsp* . . . 82
4.2.2 Simulação no *OpenVSP* . . . 83
4.3 Síntese do modelo de mecânica de voo . . . 87
4.4 Modelagem da aeronave *Horizon* no *Plane-Maker* e dos aerofólios no *Airfoil-Maker* 88
4.5 A comunicação entre *Simulink* e *X-Plane* . . . 107
4.5.1 Configuração da rede no *X-Plane* . . . 109
4.5.2 Pacote de Dados do *X-Plane* . . . 110
4.5.3 Configuração dos Blocos de recebimento e envio de dados no SIMULINK 112
4.6 Comparação . . . 117
4.6.1 Respostas Linear e Não Linear . . . 117
4.7 Dinâmica Longitudinal . . . 121
4.7.1 Modo período curto . . . 122
4.7.2 Modo fugóide . . . 123
4.7.3 Linearização do modo dinâmico longitudinal . . . 123
4.7.4 Dinâmica Longitudinal pelo X-plane . . . 124
4.8 Dinâmica Látero-direcional . . . 126
4.8.1 Modo rolamento puro . . . 126
4.8.2 Modo *dutch roll* . . . 126
4.8.3 Modo espiral . . . 127
4.8.4 Linearização do modo látero direcional . . . 127
4.8.5 Dinâmica látero-direcional pelo *X-plane* . . . 128
4.9 Trimagem da aeronave no *X-plane* . . . 129

5 Considerações Finais **131**

Anexos **133**

A Dimenções Gerais da aeronave Horizon **133**

B Função *data in* que recebe os dados via UDP no *simulink* **136**

C Vistas do Winglet **137**

D Aileron e Flaps **138**

E Blocos *SIMULINK* **139**

Referências **140**

1 Introdução

O desenvolvimento de aeronaves comerciais modernas requer a aplicação integrada de diversos conceitos da engenharia aeronáutica, envolvendo desde modelagens empíricas baseadas em regressões estatísticas até simulações computacionais avançadas. Neste trabalho, é apresentada a concepção e modelagem de uma aeronave conceitual *wide-body*, projetada para o transporte de aproximadamente 500 passageiros, posicionando-se como potencial concorrente de modelos consagrados, como o Boeing 787-10, o *Airbus* 350-1000 e o *Boeing* 777-300ER.

A proposta de modelagem foi fundamentada inicialmente na análise de regressões obtidas a partir de bancos de dados históricos de aeronaves de grande porte, associadas. Tais dados foram empregados para estimar os principais parâmetros geométricos e de desempenho da aeronave, como envergadura, área de asa, razão de aspecto, potência propulsiva e capacidade de combustível, dentre outros.

A partir dessas estimativas preliminares, a aeronave conceitual foi modelada tridimensionalmente utilizando o software *Plane Maker*, ferramenta integrante do simulador X-Plane 11. A escolha deste ambiente de modelagem e simulação se justifica pelo elevado grau de fidelidade aerodinâmica que o X-Plane proporciona, sendo, inclusive, um software aprovado pela *Federal Aviation Administration* (FAA) para determinadas aplicações de treinamento e análise. Este simulador opera com base no método de "*blade element theory*", o que permite uma simulação detalhada das forças e momentos atuantes na aeronave ao longo de diversas condições de voo.

Paralelamente ao processo de modelagem no ambiente gráfico do *Plane Maker* e simulações no X-Plane 11, foi desenvolvido um código computacional em MATLAB© destinado à implementação das equações de movimento da aeronave em seis graus de liberdade. O modelo matemático contempla as principais forças aerodinâmicas (sustentação, arrasto, força lateral), bem como os momentos associados aos três eixos de rotação (rolamento, arfagem e guinada). Este código foi utilizado para realizar análises de estabilidade e controle, além de avaliar o comportamento da aeronave sob condições específicas de voo.

Dentre as condições analisadas, destaca-se a simulação do voo de cruzeiro trimado, ou seja, a configuração em que a aeronave mantém uma trajetória retilínea e nivelada sem a necessidade de comandos adicionais do piloto. Para esta condição, foram obtidos resultados relevantes, como o ângulo de ataque de equilíbrio, variáveis de estado longitudinal e látero-direcional, a posição da manete de potência e as deflexões das superfícies aerodinâmicas, incluindo profundor, leme e ailerons.

Os resultados obtidos a partir do modelo computacional linear e não linear foram comparados diretamente com os resultados provenientes das simulações realizadas no *X-Plane* 11, evidenciando uma boa correlação entre ambos. A discrepância observada entre as variáveis analisadas pode ser devido a diferenças entre o posicionamento correto do CG bem como o método que o X-plane utiliza para determinar o momento de inércia da aeronave. Tal comparação não apenas valida o modelo matemático implementado, como também confirma a robustez das ferramentas de simulação adotadas neste estudo.

Assim, este trabalho demonstra a importância da integração entre modelos empíricos, si-

mulações computacionais e ambientes virtuais de voo no processo de avaliação do comportamento dinâmico de qualquer aeronave e suas qualidades de voo, além de ressaltar a aplicabilidade de metodologias acessíveis.

2 Revisão de Literatura

O desenvolvimento de modelos computacionais para a simulação do comportamento de aeronaves exige uma abordagem integrada que contemple diversos aspectos da mecânica de voo. Para representar adequadamente o movimento da aeronave, é imprescindível a formulação de um modelo matemático capaz de descrever a interação entre as forças e momentos atuantes, as condições atmosféricas, o sistema propulsivo e as características geométricas do veículo.

Inicialmente, destaca-se a importância do modelo atmosférico, que fornece as condições de contorno essenciais para o cálculo das forças aerodinâmicas e do desempenho propulsivo. Comumente, utiliza-se a Atmosfera Padrão Internacional (ISA), que define a distribuição vertical de propriedades como temperatura, pressão, densidade e velocidade do som em função da altitude. Essas variáveis são fundamentais para a determinação da sustentação, resistência ao avanço e do empuxo gerado pelos motores.

A modelagem aerodinâmica desempenha um papel central nesse processo, pois estabelece a relação entre a configuração geométrica da aeronave e os esforços a ela aplicados. As forças aerodinâmicas são geralmente decompostas em três componentes principais: sustentação, arrasto e força lateral, enquanto os momentos são expressos em torno dos eixos de arfagem, rolagem e guinada. A determinação dessas forças e momentos pode ser realizada por meio de métodos empíricos, de dados experimentais em túnel de vento ou de abordagens numéricas baseadas na solução das equações que regem o escoamento, como a Teoria de Painéis ou o Método de Elementos de Asa. Em ambientes de simulação, é comum a parametrização dos coeficientes aerodinâmicos em função de variáveis como ângulo de ataque, ângulo de deriva e número de Mach, possibilitando a obtenção de respostas realistas frente às diferentes condições de voo.

Complementarmente, o modelo propulsivo é responsável por caracterizar a geração de empuxo, elemento indispensável para a propulsão da aeronave. A modelagem do sistema propulsivo depende do tipo de motor utilizado, como turbojatos, turbofans, turboélices ou motores a pistão, e considera parâmetros como a altitude, a velocidade do ar e a temperatura atmosférica. O empuxo é representado como uma força vetorial aplicada à fuselagem e sua magnitude e direção variam conforme o regime operacional do motor e o perfil de missão.

Para descrever o movimento da aeronave no espaço tridimensional, são empregados diferentes sistemas de referência, cada um adequado a uma etapa específica da análise. O sistema de referência do corpo, fixado à estrutura da aeronave, possui o eixo longitudinal orientado para frente, o eixo lateral para a direita e o eixo vertical dirigido para baixo, segundo a convenção aeronáutica. Por sua vez, o sistema de referência aerodinâmico está alinhado com o vetor velocidade relativa do ar, permitindo a definição de ângulos cruciais como o ângulo de ataque e o ângulo de derrapagem. Em análises de estabilidade, é frequente o uso de um sistema de referência de estabilidade, ajustado para facilitar a avaliação do comportamento dinâmico da aeronave frente a perturbações.

Associado a esses sistemas, está a caracterização das velocidades angulares da aeronave, que representam as taxas de variação de sua orientação no espaço. Tais velocidades são expressas em torno dos eixos do sistema de referência do corpo: velocidade de rotação em rolagem,

em arfagem e em guinada. Esses parâmetros são essenciais na formulação das equações de movimento, que descrevem a evolução temporal do estado da aeronave, considerando não apenas as forças externas, mas também os efeitos inerciais.

Neste contexto, destaca-se a aplicação do simulador de voo X-Plane, amplamente utilizado em projetos de pesquisa e desenvolvimento, bem como na validação de modelos de aeronaves. O *X-Plane* diferencia-se por adotar uma abordagem baseada na teoria de elementos de pá (*Blade Element Theory*), que permite a decomposição das superfícies aerodinâmicas — como asas, empenagens e hélices — em pequenas seções ao longo de seu comprimento. Para cada seção, são calculadas localmente as forças e momentos resultantes da interação com o escoamento, considerando parâmetros como o ângulo de ataque, a velocidade relativa e as características geométricas do perfil. Esse método possibilita uma simulação altamente detalhada e adaptável a diferentes configurações de aeronaves, sendo especialmente útil na modelagem de projetos conceituais, onde a disponibilidade de dados experimentais pode ser limitada. A interação entre os modelos aerodinâmico, propulsivo e dinâmico é realizada em tempo real, fornecendo uma plataforma robusta para a análise do comportamento de voo sob diversas condições operacionais.

Assim, a integração entre a modelagem matemática da mecânica de voo e o ambiente de simulação do *X-Plane* configura-se como uma ferramenta poderosa para o estudo, a validação e a otimização de aeronaves conceituais, permitindo uma representação fidedigna dos fenômenos físicos envolvidos no voo.

2.1 Modelo Atmosférico

Para determinar as forças e momentos aerodinâmicos, bem como a força propulsiva, a densidade do ar é necessária.

A densidade do ar é calculada por meio de um modelo atmosférico dependente da altitude. Será adotado o modelo ISA (International Standard Atmosphere). Este é um padrão bem aceito para estudos conceituais, onde as variações verticais de densidade são avaliadas para uma temperatura padrão (dia padrão).

Segundo o modelo ISA da Fig 2.1, para um dia padrão com temperatura de $T = 15°\text{C}$ ao nível do mar. O comportamento da densidade do ar (ρ) em função da altitude geopotencial (H) é dado por:

$$\rho = \begin{cases} (1.0488)^{4.2559} & H < 0 \\ (1.0488 - 23.6594 \times 10^{-6} H)^{4.2559} & 0 \leq H < 11,000\,\text{m} \\ 2.0621\ \exp(-0.1577 \times 10^{-3} H) & 11,000\,\text{m} \leq H < 20,000\,\text{m} \end{cases}$$

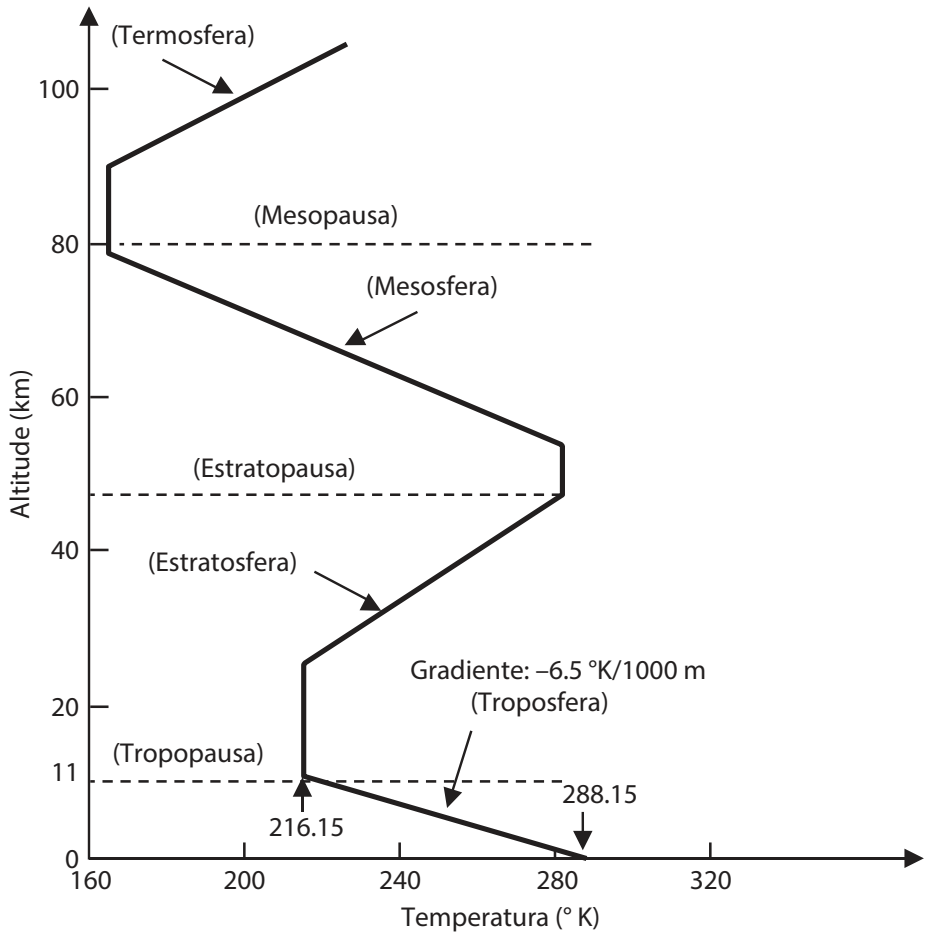


FIGURA 2.1 – Perfil da variação da temperatura x altitude no modelo *ISA*. Fonte: Adaptado de (Sadraey, 2017)

2.2 Modelo Aerodinâmico

Uma das técnicas mais amplamente utilizadas para a modelagem de forças e momentos aerodinâmicos fundamenta-se nos coeficientes adimensionais. Dentre eles, destacam-se os coeficientes de sustentação, arrasto, força lateral, momento de rolamento, momento de arfagem e momento de guinada.

$$C_L = \frac{L}{q_d S}, \quad C_D = \frac{D}{q_d S}, \quad C_Y = \frac{Y}{q_d S} \tag{2.1}$$

Coeficientes de momento de rolamento C_l, arfagem C_m e guinada C_n :

$$C_l = \frac{\mathscr{L}_a}{q_d S b}, \qquad C_m = \frac{\mathscr{M}_a}{q_d S \bar{c}}, \qquad C_n = \frac{\mathscr{N}_a}{q_d S b} \tag{2.2}$$

Os parâmetros S, $\bar{c}$ e b são a área de referência da asa, a sua corda média aerodinâmica e envergadura. q_d é a pressão dinâmica:

$$q_d = \frac{1}{2}\rho V^2 \tag{2.3}$$

Onde ρ é a densidade do ar na condição estudada e V a velocidade aerodinâmica.

2.2.1 Derivadas de Estabilidade e Controle

A aerodinâmica é uma disciplina derivada da mecânica dos fluidos, caracterizada por um escopo teórico e prático abrangente. Diversas técnicas podem ser aplicadas para modelar um mesmo fenômeno aerodinâmico, cada uma com diferentes níveis de precisão e fidelidade. Portanto, ao realizar uma modelagem aerodinâmica, é essencial realizar uma análise criteriosa dos prós e contras de cada abordagem, de modo a selecionar a técnica mais apropriada para cada situação específica.

Do ponto de vista prático, a escolha da técnica de modelagem depende do grau de fidelidade desejado para os resultados e dos recursos computacionais e experimentais disponíveis. Já do ponto de vista conceitual, a escolha depende dos parâmetros fundamentais associados ao escoamento, tais como:

- **Faixa de velocidade:** subsônica, transônica, supersônica, hipersônica;
- **Escoamento laminar ou turbulento:** número de *Reynolds*;
- **Dinâmica do escoamento:** regime estacionário ou não estacionário;
- **Distribuição espacial:** bidimensional, tridimensional;
- **Continuidade:** número de *Knudsen*.

Como exemplo de escolha, cita-se duas situações de projeto:

1. O desenvolvimento da junção entre um flap e o bordo de fuga de uma asa;
2. A determinação da forma em planta de uma asa durante o projeto conceitual de uma aeronave.

No primeiro caso, o problema requer uma cuidadosa caracterização da distribuição de forças sobre o flap, pois isso vai determinar os seus elementos estruturais. Além disso, é necessário um estudo de aerodinâmica não linear para verificar o descolamento da camada limite. Por outro lado, no segundo caso, o maior interesse está no estudo paramétrico acerca do impacto de afilamento, enflechamento, alongamento e área da asa sobre características elementares de desempenho, acerca das quais admite-se certo nível de incerteza.

Para tratar o primeiro caso, ferramentas de dinâmica dos fluidos computacional e ensaios em túnel de vento são bem-vindos; ao passo que, no segundo caso, simples equações analíticas e dados semi-empíricos são suficientes. Além disso, no primeiro caso, é conveniente um estudo de aerodinâmica não estacionária para verificar a existência de vórtices induzidos pela deflexão do flap, enquanto que, no segundo caso, técnicas de aerodinâmica estacionária já fornecem resultados satisfatórios. A modelagem aerodinâmica para mecânica de voo possui diferentes necessidades específicas, que podem ser resumidas nos seguintes pontos:

- **Representatividade dos coeficientes de força e momento**: É necessário saber os coeficientes de força e momento no avião como um todo, ou seja, representativos das forças e momentos resultantes. Isso é fundamental para garantir que as forças e momentos calculados sejam precisos e confiáveis.
- **Compatibilidade com as equações de dinâmica**: As forças e momentos calculados devem ser compatíveis com as equações de dinâmica de translação e rotação de corpo rígido. Isso garante que as forças e momentos calculados sejam consistentes com as equações que governam o movimento da aeronave.
- **Precisão**: A precisão do modelo aerodinâmico deve ser compatível com os erros tolerados em cálculos de equilíbrio, estabilidade dinâmica, simulações numéricas e projeto de controladores.
- **Custo Computacional**: Além disso, o custo computacional dos modelos aerodinâmicos deve ser compatível com as rotinas de solução numérica das equações diferenciais de dinâmica de translação e rotação.

Para suprir essas necessidades, uma das técnicas de modelagem aerodinâmica mais úteis consiste em derivadas de estabilidade e controle. Este método se baseia na ideia de aerodinâmica quase-estacionária e linear, utilizando linearização por partes e armazenamento de resultados em *lookup tables*, desenvolvido a partir do conceito de expansão em séries de Taylor.

Considere que um coeficiente aerodinâmico genérico $C_\square$ é expandido em série de Taylor como:

$$C_\square = C_{\square_0} + \sum_{i=1}^{n} \left.\frac{\partial C_\square}{\partial x_i}\right|_{x=x_0,u=u_0} (x_i - x_{i0}) + \sum_{j=1}^{m} \left.\frac{\partial C_\square}{\partial u_j}\right|_{x=x_0,u=u_0} (u_j - u_{j0}) \tag{2.4}$$

Na equação (2.4):

- $x_i, i = 1, 2, \ldots n$, são as n variáveis de estado com impacto sobre o coeficiente adimensional $C_\square$;
- $u_j, j = 1, 2, \ldots m$, são as m variáveis de controle;
- $x_{i0}, i = 1, 2, \ldots n$, são os valores das variáveis de estado em uma condição de referência "0";
- $u_{j0}, j = 1, 2, \ldots m$, são os valores das variáveis de controle na condição de referência;
- $C_{\square_0}$ é o valor do coeficiente na condição de referência.

As derivadas presentes na equação (2.4) são nomeadas como:

- $\frac{\partial C_\square}{\partial x_i}$ são as derivadas de estabilidade.
- $\frac{\partial C_\square}{\partial u_j}$ são as derivadas de controle.

- Um coeficiente adimensional genérico $C_\square$ possui uma derivada de estabilidade associada a cada variável de estado, e uma derivada de controle para cada variável de controle;
- A notação $\frac{\partial C_\square}{\partial x_i}\Big|_{x=x_0,u=u_0}$ e $\frac{\partial C_\square}{\partial u_j}\Big|_{x=x_0,u=u_0}$ significa que as derivadas de estabilidade e controle são constantes, cujo valor numérico é calculado no estado e controle de referência:

$$x_0 = [x_{1_0}, x_{2_0}, \ldots, x_{n_0}]^T \quad \text{e} \quad u_0 = [u_{1_0}, u_{2_0}, \ldots, u_{m_0}]^T. \tag{2.5}$$

Para ilustrar melhor o conceito, a seguir são apresentadas as principais variáveis de estado e controle que influenciam a aerodinâmica de uma aeronave corpo rígido em regime de voo subsônico quase estacionário:

- Variáveis de estado, x_i: $\alpha, \beta, p, q, r, \dot{\alpha}, \dot{\beta}$;
- Variáveis de controle de avião com configuração tradicional, u_j: δ_e, δ_a, e δ_r.

As derivadas de variáveis de estado $\dot{\alpha}$ e $\dot{\beta}$ representam os efeitos de aerodinâmica não estacionária, correspondendo a uma forma aproximada de modelar o atraso na resposta aerodinâmica.

Os coeficientes a serem calculados são aqueles que identificam as forças e momentos aerodinâmicos resultantes, ou seja:

- $C_\square$: C_L, C_D, C_Y, C_l, C_m, e C_n.

Para simplificar a representação, a seguinte notação compacta é estabelecida:

$$\frac{\partial C_\square}{\partial x_i}\bigg|_{x=x_0,u=u_0} = C_{\square_{x_i}}, \quad \frac{\partial C_\square}{\partial u_j}\bigg|_{x=x_0,u=u_0} = C_{\square_{u_j}}. \tag{2.6}$$

Usando esta notação, chega-se na lista de derivadas de estabilidade e de controle apresentada na Tabela 2.1.

	α	β	p	q	r	$\dot{\alpha}$	$\dot{\beta}$	δ_e	δ_a	δ_r
C_L	C_{L_α}	C_{L_β}	C_{L_p}	C_{L_q}	C_{L_r}	$C_{L_{\dot{\alpha}}}$	$C_{L_{\dot{\beta}}}$	$C_{L_{\delta_e}}$	$C_{L_{\delta_a}}$	$C_{L_{\delta_r}}$
C_D	C_{D_α}	C_{D_β}	C_{D_p}	C_{D_q}	C_{D_r}	$C_{D_{\dot{\alpha}}}$	$C_{D_{\dot{\beta}}}$	$C_{D_{\delta_e}}$	$C_{D_{\delta_a}}$	$C_{D_{\delta_r}}$
C_Y	C_{Y_α}	C_{Y_β}	C_{Y_p}	C_{Y_q}	C_{Y_r}	$C_{Y_{\dot{\alpha}}}$	$C_{Y_{\dot{\beta}}}$	$C_{Y_{\delta_e}}$	$C_{Y_{\delta_a}}$	$C_{Y_{\delta_r}}$
C_l	C_{l_α}	C_{l_β}	C_{l_p}	C_{l_q}	C_{l_r}	$C_{l_{\dot{\alpha}}}$	$C_{l_{\dot{\beta}}}$	$C_{l_{\delta_e}}$	$C_{l_{\delta_a}}$	$C_{l_{\delta_r}}$
C_m	C_{m_α}	C_{m_β}	C_{m_p}	C_{m_q}	C_{m_r}	$C_{m_{\dot{\alpha}}}$	$C_{m_{\dot{\beta}}}$	$C_{m_{\delta_e}}$	$C_{m_{\delta_a}}$	$C_{m_{\delta_r}}$
C_n	C_{n_α}	C_{n_β}	C_{n_p}	C_{n_q}	C_{n_r}	$C_{n_{\dot{\alpha}}}$	$C_{n_{\dot{\beta}}}$	$C_{n_{\delta_e}}$	$C_{n_{\delta_a}}$	$C_{n_{\delta_r}}$

TABELA 2.1 – Tabela de derivadas de estabilidade e controle associadas às variáveis adotadas.

Todas as derivadas de estabilidade e controle devem ser adimensionais, desta forma, uma normalização é necessária quando a variável de estado é uma taxa de variação angular:

$$C_{\square_{x_i}} = \frac{2V_\infty}{\bar{c}} \frac{\partial C_\square}{\partial x_i}, \quad C_{\square_{x_j}} = \frac{2V_\infty}{b} \frac{\partial C_\square}{\partial x_j} \tag{2.7}$$

Onde V_∞ é a velocidade do escoamento não perturbado.

A normalização envolvendo $\bar{c}$ é adotada para as variáveis da dinâmica longitudinal $x_i = q$ ou $x_i = \dot{\alpha}$. Já a normalização em função de b é usada para as variáveis da dinâmica látero-direcional: $x_j = p$, $x_j = r$ ou $x_j = \dot{\beta}$.

Os coeficientes aerodinâmicos, como já discutido, devem ser calculados para uma condição de voo de referência, a qual é estabelecida como:

$$H = H_0,\ V = V_\infty,\ \alpha = \alpha_0,\ \beta = \beta_0,\ p = p_0,\ q = q_0,\ r = r_0,\ \delta_e = \delta_{e_0},\ \delta_a = \delta_{a_0},\ \delta_r = \delta_{r_0}.$$

Em estudos conceituais, como o desse trabalho, um modelo aerodinâmico é determinado geralmente para uma única condição de referência. A situação mais comum é:

$$\alpha = \beta = 0,\ p = q = r = 0,\ \delta_e = \delta_a = \delta_r = 0.$$

Em situações mais gerais, gera-se uma *lookup table*, que é uma tabela combinando diversas condições de referência, sendo as derivadas calculadas para cada uma delas. Na medida em que a condição de voo vai se desviando do ponto de referência atual, os coeficientes são interpolados levando em conta a próxima condição.

2.2.2 Síntese do Modelo

Com base nas hipóteses e notações previamente estabelecidas, os coeficientes aerodinâmicos podem ser expressos como a soma dos efeitos individuais de cada variável de estado e controle. Uma hipótese adicional é adotada para simplificar o modelo: a **separação dos efeitos longitudinais e látero-direcionais**. Essa hipótese é válida para pequenos desvios da condição de equilíbrio de voo reto e nivelado, com ângulos de ataque e derrapagem moderados. De acordo com essa separação, as variáveis longitudinais não influenciam as forças e momentos látero-direcionais e vice-versa.
O coeficiente de sustentação pode ser representado como:

$$C_L = C_{L_0} + C_{L_\alpha}\alpha + \frac{\bar{c}}{2V_\infty}\left(C_{L_q}q + C_{L_{\dot{\alpha}}}\dot{\alpha}\right) + C_{L_{\delta_e}}\delta_e \tag{2.8}$$

Coeficiente de Arrasto

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_\alpha}\alpha + \frac{\bar{c}}{2V_\infty}\left(C_{D_q}q + C_{D_{\dot{\alpha}}}\dot{\alpha}\right) + C_{D_{\delta_e}}\delta_e \tag{2.9}$$

Outra possibilidade é a polar de arrasto:

$$C_D = C_{D_0} + k_1 C_L + k C_L^2 \tag{2.10}$$

Coeficiente de Força Lateral

$$C_Y = C_{Y_0} + C_{Y_\beta}\beta + \frac{b}{2V_\infty}\left(C_{Y_p}p + C_{Y_r}r + C_{Y_{\dot\beta}}\dot\beta\right) + C_{Y_{\delta_a}}\delta_a + C_{Y_{\delta_r}}\delta_r \tag{2.11}$$

Coeficiente de Momento de Arfagem

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha}\alpha + \frac{\bar c}{2V_\infty}\left(C_{m_q}q + C_{m_{\dot\alpha}}\dot\alpha\right) + C_{m_{\delta_e}}\delta_e \tag{2.12}$$

Coeficiente de Momento de Rolamento

$$C_l = C_{l_0} + C_{l_\beta}\beta + \frac{b}{2V_\infty}\left(C_{l_p}p + C_{l_r}r + C_{l_{\dot\beta}}\dot\beta\right) + C_{l_{\delta_a}}\delta_a + C_{l_{\delta_r}}\delta_r \tag{2.13}$$

Coeficiente de Momento de Guinada

$$C_n = C_{n_0} + C_{n_\beta}\beta + \frac{b}{2V_\infty}\left(C_{n_p}p + C_{n_r}r + C_{n_{\dot\beta}}\dot\beta\right) + C_{n_{\delta_a}}\delta_a + C_{n_{\delta_r}}\delta_r \tag{2.14}$$

Nas equações (2.8), (2.9) e (2.12) relativas aos coeficientes longitudinais, não há dependência com as variáveis de estado e controle látero-direcionais β, p, r, $\dot\beta$, δ_a e δ_r; enquanto que nas equações (2.11), (2.13) e (2.14) correspondentes aos coeficientes látero-direcionais, não há dependência com as variáveis de estado e controle longitudinais α, q, $\dot\alpha$ e δ_e.

2.2.3 Métodos de Modelagem Aerodinâmica

As derivadas de estabilidade e controle dependem da condição de voo, que é majoritariamente definida por:

- Altitude H;
- Velocidade de voo V_∞.

Elas também dependem das condições de linearização:

- Ângulos de ataque e derrapagem: α_0 e β_0;
- Velocidades angulares: p_0, q_0 e r_0;
- Deflexões das superfícies de controle: $\delta_{e_0}, \delta_{a_0}$ e δ_{r_0}.

A geometria da aeronave vai determinar como as derivadas de estabilidade e controle mudam de uma aeronave para outra. As variáveis mais significativas são:

- Forma em planta da asa e estabilizadores horizontal e vertical, bem como suas torções aerodinâmicas e ângulos de incidência;
- Aerofólios da asa e estabilizadores (empenagens);
- Geometria da fuselagem;
- Interferência entre asa, estabilizadores e fuselagem;
- Instalação do sistema propulsivo.

As derivadas de estabilidade e controle também se alteram com configuração em uso na aeronave:

- Acionamento dos dispositivos de aumento de sustentação: flaps, slats;
- Extensão dos trens de pouso;
- Acionamento de outros dispositivos de asa, tais como spoilers e freio aerodinâmico.

Os métodos de modelagem aerodinâmica mais adequados para o cálculo das derivadas de estabilidade e controle dependem da fase do projeto da aeronave, do grau de fidelidade desejado e do custo/benefício. Por exemplo:

- **Fase de projeto conceitual**: métodos semi-empíricos, métodos numéricos de painéis em condições lineares e estacionárias;
- **Fase de projeto preliminar**: modelos de pequena escala em túneis de vento, dinâmica dos fluidos computacional (CFD);
- **Fase de projeto detalhado**: CFD, modelos de maior escala em túneis de vento, ensaios em voo.

No ambiente acadêmico, geralmente se utilizam as técnicas de projeto conceitual. Os métodos semi-empíricos são um bom recurso por fornecerem soluções analíticas, que evidenciam as principais relações de causa e efeito. Apesar de simplificados, podem ser corrigidos com resultados experimentais e dados históricos de aeronaves similares. Alguns livros sumarizam estes métodos, por exemplo a sequência do Roskam (1997a).

Os métodos semi-empíricos, além de serem disponibilizados em livros, são implementados em softwares acessíveis, tais como o DATCOM (1979).

Entre as opções de métodos simples para aerodinâmica de painéis, uma sugestão são os softwares Tornado (Melin, 2000)), *OpenVsp*(*Open Vehicle Sketch Pad*) (NASA, 2023) ou o AVL (*Athena Vortex Lattice*) (Mark Drela, 2023) todos implementam um algoritmo de aerodinâmica estacionária VLM (*Vortex Lattice Method*)

2.3 Modelo Propulsivo

Para determinar a tração de um ou mais motores, é necessário desenvolver um modelo propulsivo. Em geral, modelos propulsivos detalhados são complexos e dependem do tipo de motor e sua integração à aeronave, incluindo componentes como bocais de entrada (*inlets*), naceles e pilones, bem como parâmetros associados às condições de voo, tais como altitude, temperatura e velocidade. No entanto, em vez de utilizar modelos complexos, é comum empregar modelos simplificados que consideram a tração (ou potência) máxima em uma condição de operação específica e as variações dessa tração máxima em função de pequenas alterações de altitude e velocidade, conforme abordado em estudos de desempenho de aeronaves. Esses modelos simplificados também são utilizados em análises de mecânica de voo.

A seguir, é apresentado um modelo simplificado de um motor *turbofan*:

$$F = \delta_p F_{max_i} \left(\frac{\rho}{\rho_i} \right)^{n_\rho} \tag{2.15}$$

Onde δ_p representa a posição da manete de combustível, $\delta_p \in [0, 1]$, que determina a tração T a partir da tração máxima disponível T_{max_i}, em uma condição de voo especificada por ρ_i. Os parâmetros T_{max_i} e n_ρ são mostrados na Tab 4.9. Modelos como este são consistentes com os apresentados em literatura especializada em mecânica de voo, como Hull (2007) e Roskam (1997b).

Além disso, um modelo propulsivo pode incluir um atraso dinâmico entre o comando δ_p e a resposta de tração F, devido à complexa dinâmica interna do motor. Quando necessário, pode-se utilizar uma função de transferência de primeira ordem para relacionar a entrada δ_p comandada com a resposta da tração.

2.4 Modelo matemático da aeronave

Para esse trabalho foram adotados os sistemas de coordenadas, matrizes de transformação, equações do movimento e modelo propulsivo de (da Silva, AL, 2021).

2.4.1 Sistema de Referência Inercial

Para esse trabalho será utilizado um referencial aproximadamente inercial definido com respeito à Terra, chamado de **referencial terrestre**.

O sistema de referência terrestre pode ser estabelecido de várias formas, dependendo do contexto em questão. Além disso, mesmo após selecionar os pontos específicos da Terra que definem o sistema, múltiplos referenciais podem ser vinculados, conforme exemplificado na Fig 2.2.

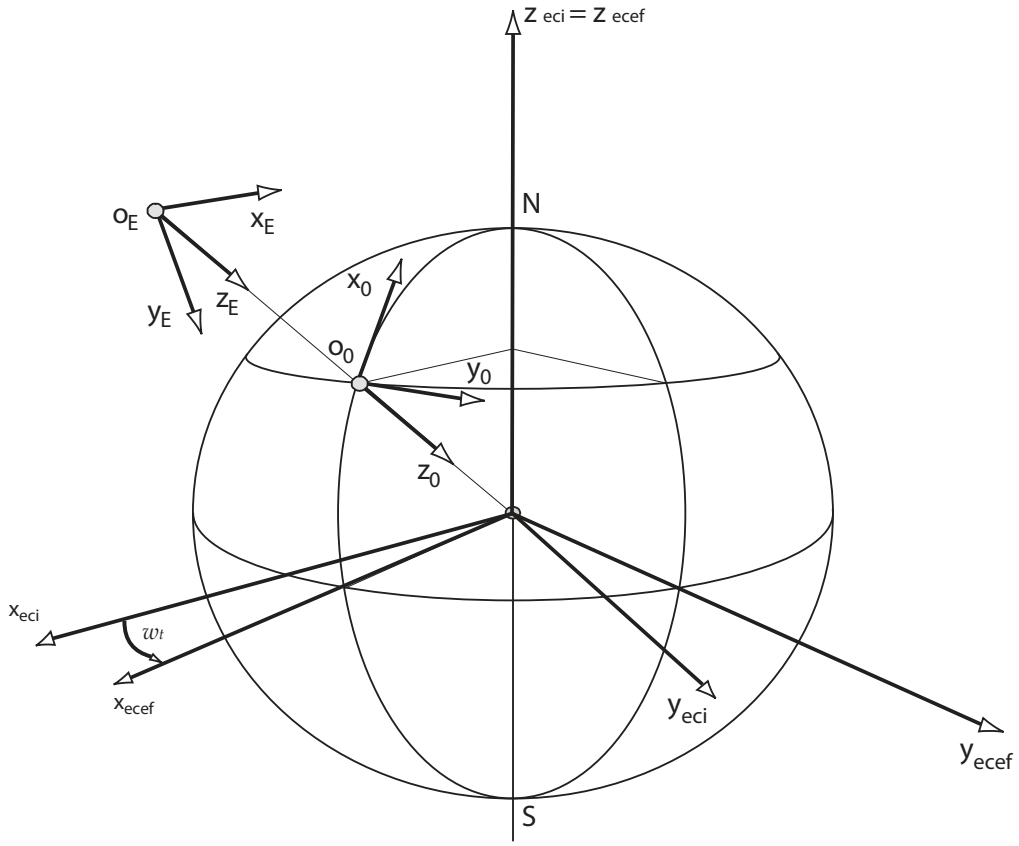


FIGURA 2.2 – Eixos da Terra. Fonte: Adaptado de Cook (2013)

Na Figura 2.2, os seguintes sistemas de referência terrestres estão ilustrados:

- **Sistema de referência inercial fixo na Terra**: O eixo x_{eci} é direcionado para o ponto vernal (ou ponto de Áries), definido pela interseção do plano equatorial da Terra e o plano orbital da Terra ao redor do Sol. O eixo z_{eci} pode ser estabelecido de duas formas: perpendicular ao plano orbital da Terra ou perpendicular ao plano equatorial terrestre. Em aplicações de dinâmica de voo atmosférico ou manobras orbitais próximas à Terra, a escolha mais comum é ter z_{eci} alinhado com o eixo de rotação da Terra, apontando para o polo norte geográfico. O eixo y_{eci} completa o triedro cartesiano ortogonal dextrógiro. Nesse contexto, com z_{eci} apontando para o polo norte, o eixo y_{eci} se encontra no plano equatorial terrestre. Esse sistema é amplamente reconhecido pela sigla ECI (*Earth Centered Inertial*).

- **Sistema de referência centrado e Fixo na Terra** : Seu centro é coincidente com o centro da Terra; o Eixo z_{ecef} é alinhado com o eixo de rotação da Terra, apontando para o polo norte geográfico; os eixos x_{ecef} e y_{ecef} são ortogonais entre si e contidos no plano equatorial terrestre, com o eixo x_{ecef} orientado na direção do meridiano de referência internacionalmente adotado, geralmente o meridiano de Greenwich. A orientação do eixo y_{ecef} é determinada de forma a completar o triedro cartesiano ortogonal dextrógiro. Este sistema é amplamente reconhecido pela sigla ECEF (*Earth Centered, Earth Fixed*).

- Sistema de Referência Local Vertical-Local Horizontal (LVLH): Define um plano horizontal local e uma correspondente direção vertical. Na Fig 2.2, são mostradas duas possibilidades desde sistema de referência, dependendo da escolha da origem.

  - **LVLH com origem na superfície da Terra**: A origem O_0 é estabelecido em uma localização fixa na superfície da Terra. O eixo z_0 é orientado na direção do centro de massa terrestre. O eixo x_0 é alinhado com a direção norte geográfico. O eixo y_0 é determinado de forma a completar o triedro cartesiano ortogonal dextrógiro, resultando em uma orientação para o leste.
  - **LVLH com origem no centro de massa (cm) do objeto**: A origem do O_E é estabelecido no centro de massa do veículo. O eixo z_E é orientado para o centro terrestre. O eixo x_E é alinhado com a direção norte geográfico, considerando a perspectiva do veículo. O eixo y_E é determinado de forma a completar o triedro cartesiano ortogonal dextrógiro, resultando em uma orientação para o leste.

O sistema de referência LVLH é conhecido como NED (x apontando para o norte, y para o leste e z para baixo. Embora o sistema ECI seja considerado inercial, ele não é perfeitamente inercial devido à órbita elíptica da Terra ao redor do Sol e ao movimento do Sol na Galáxia. No entanto, para aplicações de mecânica de voo atmosférico, esses efeitos são desprezíveis.

A nutação do eixo de rotação terrestre também é desprezível para essas aplicações. A principal diferença entre os sistemas ECI e ECEF é um deslocamento angular entre os eixos x e y devido à rotação da Terra.

O sistema ECEF não é inercial devido à rotação da Terra, mas pode ser aproximado como estacionário para aplicações com acelerações altas e tempos de duração curtos. Para o estudo do movimento transitório de aeronaves, as equações do movimento podem ser determinadas ignorando a velocidade de rotação da Terra.

Nesse contexto, tanto o sistema ECEF quanto o LVLH com origem na superfície da Terra podem ser usados para escrever as equações do movimento. A escolha depende da conveniência para as análises pretendidas. A posição do veículo pode ser medida em coordenadas esféricas (latitude, longitude e altitude) no sistema de referência baseado na superfície da Terra.
Em relação ao sistema LVLH situado na superfície terrestre, pode escolhê-lo como ponto de decolagem da aeronave. Desse modo os eixo x_0y_0 formam o plano horizontal de decolagem e z_0 define a direção vertical

2.4.2 Aproximação de Terra Plana

Quando o movimento da aeronave é de pequena amplitude, o sistema LVLH com origem na superfície da Terra pode ser usado para descrever os deslocamentos com respeito à superfície. Se a rotação da Terra for desprezível, o referencial LVLH pode ser considerado inercial, o que é conhecido como aproximação de Terra plana.

Nesse contexto, os deslocamentos são medidos em coordenadas retangulares, com x e y representando o deslocamento no plano horizontal e z representando a altitude negativa ($z = -h$) com respeito à origem O_0. Em vez de fixar a origem na superfície de decolagem, é comum escolher um ponto de referência ao nível do mar para medir a altitude.

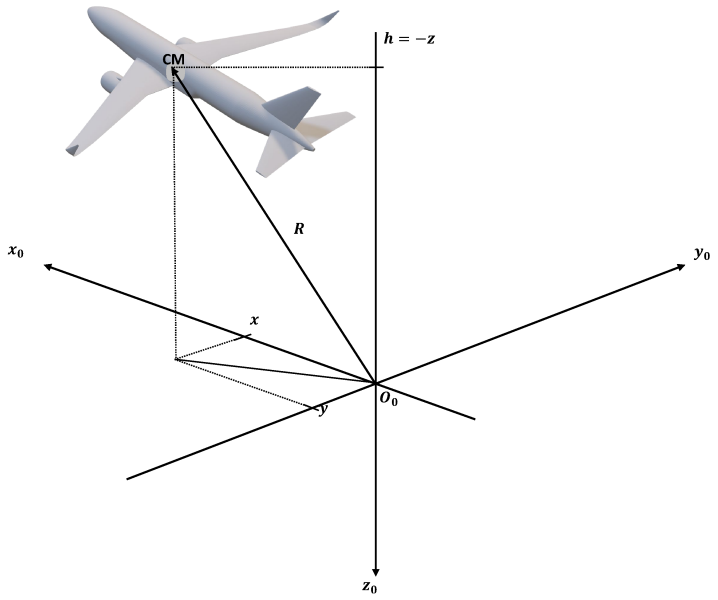


FIGURA 2.3 – Posição do centro de massa da *Horizon* em relação a um referencial inercial de aproximação terra plana Fonte: Autor

2.4.3 Sistema de referência do corpo (SRC)

Para a modelagem das equações de mecânica de voo, é necessário estudar a dinâmica de 6 graus de liberdade, combinando movimentos de translação e rotação. Para analisar a rotação espacial, é definido um sistema de referência atrelado ao corpo, com 3 eixos ortogonais e uma origem. Esse sistema, chamado de Sistema de Referência do Corpo (**SRC**), é padrão para representar a orientação espacial da aeronave. É nesse sistema de referência que decompõem-se as forças, momentos e velocidades.

A origem do SRC coincide com o centro de massa da aeronave. Os eixos são definidos da seguinte forma:

- O eixo x_b: Aponta ao longo do eixo de simetria longitudinal em direção positiva para o nariz da aeronave
- O eixo z_b: É ortogonal a x_b, contido no plano de simetria longitudinal e apontado para a barriga da aeronave.
- O eixo y_b: Completa o sistema cartesiano ortogonal de mão direita, apontando para a semi-asa direita.

  O plano de simetria longitudinal é uma idealização que assume simetria perfeita entre os lados esquerdo e direito da aeronave, é uma aproximação útil para a modelagem.

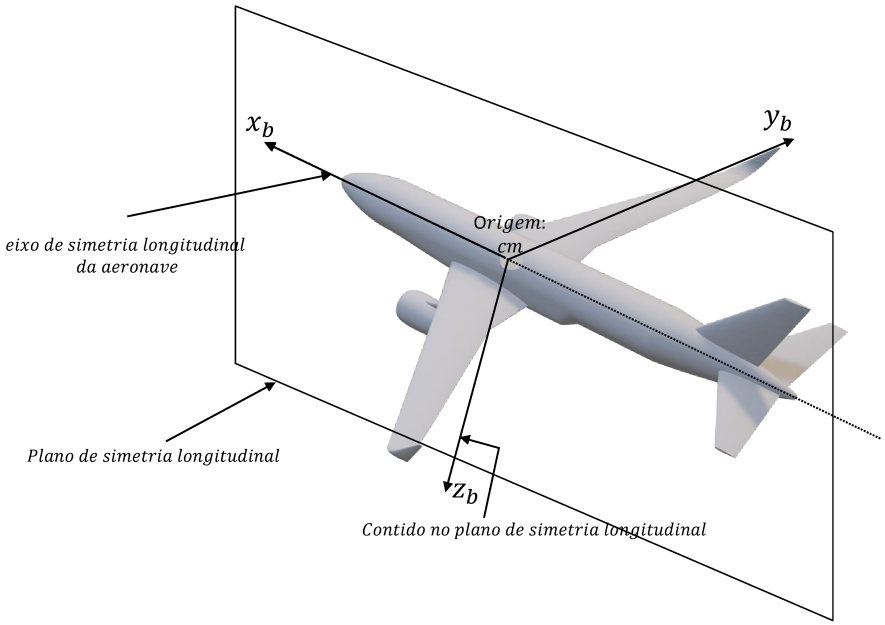


FIGURA 2.4 – Sistema de referência do corpo Fonte: Autor

2.4.4 Sistema de referência aerodinâmico (SRA)

Além do SRC, outro sistema de referência importante é o Sistema de Referência Aerodinâmico (**SRA**), usado para definir forças aerodinâmicas.

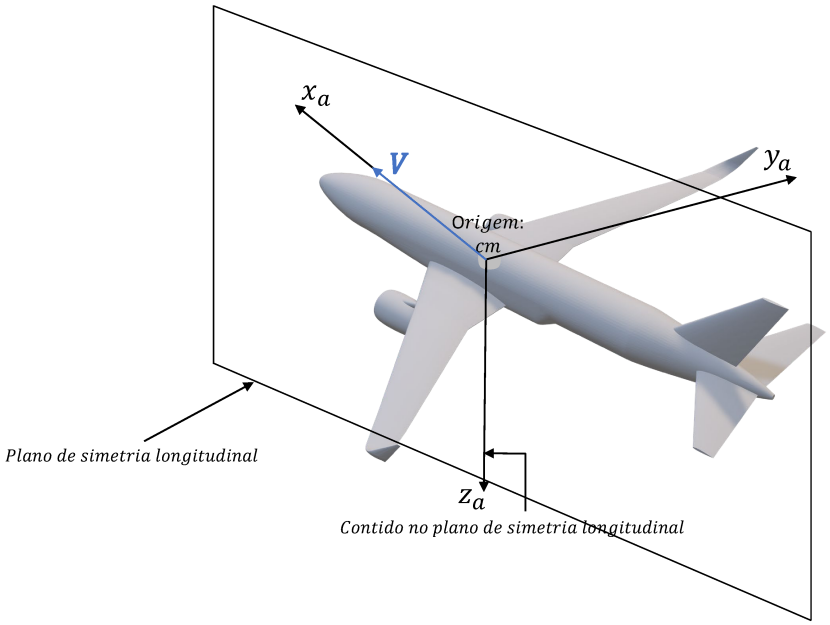


FIGURA 2.5 – Sistema de referência aerodinâmico(vento) Fonte: Autor

A origem do SRA é o centro de massa da aeronave (cm). Os eixos são definidos da seguinte forma:

– O eixo x_a aponta na direção da velocidade aerodinâmica (vento relativo) do CM.

– O eixo z_a é ortogonal a x_a e localiza-se no plano de simetria longitudinal, apontando para a barriga da aeronave.

– O eixo y_a completa o sistema ortogonal de mão direita.

Os sistemas SRC e SRA são coincidentes apenas quando o vetor velocidade $\vec{V}$ coincide com o eixo x_b do SRC. No entanto, isso é raro, pois $\vec{V}$ geralmente envolve ângulos de ataque e derrapagem. O sistema de referência aerodinâmico também é chamado de sistema de referência do vento (*wind axes*).

2.4.5 Ângulo de ataque e derrapagem

A orientação do vetor $\vec{V}$ está relacionada com os ângulos de ataque (α) e o ângulo de derrapagem (β).

– O ângulo de derrapagem (β) é formado entre a velocidade (V) e sua projeção no plano de simetria longitudinal.Tem sinal positivo quando o vetor da velocidade está a direita do plano de simetria longitudinal conforme a Fig 2.6. O ângulo de derrapagem (β) gera uma rotação no eixo x_a em torno do eixo z_a no sentido negativo da regra da mão direita, fazendo com que o novo eixo x' seja coincidente com a projeção do vetor velocidade sobre o plano de simetria longitudinal

– O ângulo de ataque (α) é formado entre a projeção da velocidade (V) no plano de simetria longitudinal e o eixo x do corpo x_b. Tem sinal positivo quando o eixo x_b está acima da projeção da velocidade, conforme a Fig 2.6. O ângulo de ataque (α) gera uma rotação em torno do eixo y_b no sentido positivo da regra da mão direita, fazendo com que o eixo x' encontre o eixo x_b, o mesmo acontece no eixo z_a que encontra o eixo z_b

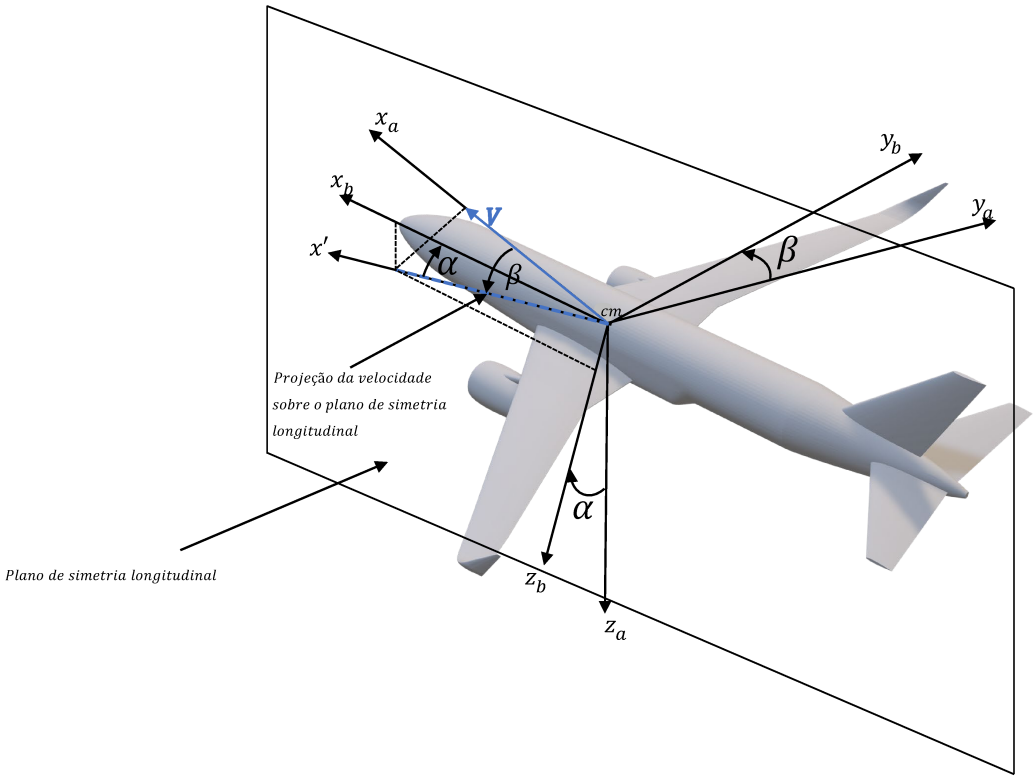


FIGURA 2.6 – Ãngulo de ataque e de derrapagem Fonte: Autor

Como forma de melhorar a visualização, é mostrado a vista planar da rotação que caracteriza cada ângulo citado acima.

A Fig 2.7 ilustra o caso com o vetor de velocidade contido no plano de simetria longitudinal, situação que não há derrapagem. Nesse caso, o ângulo de ataque (α) é medido de forma direta entre o vetor velocidade e o eixo x_b. Fisicamente essa situação ocorre em voo no plano vertical, ou em curva coordenada, na ausência de vento.

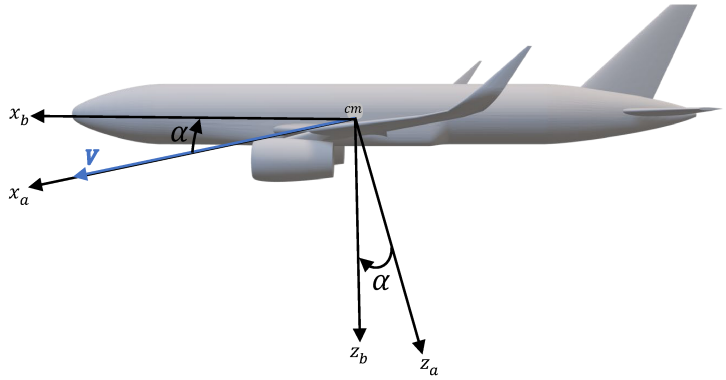


FIGURA 2.7 – Definição do Ângulo de ataque pela vista lateral Fonte: Autor

Ao passo, se considerarmos um ângulo de ataque nulo, a representação do ângulo de derrapagem pode ser visualizada conforme a Fig 2.8. O ângulo de derrapagem(β) é medido entre a velocidade V e o eixo x_b.

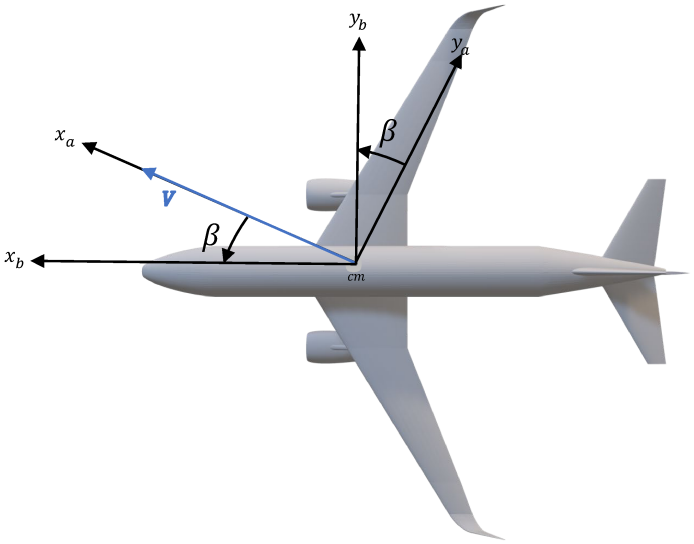


FIGURA 2.8 – Definição do Ângulo de derrapagem pela vista superior Fonte: Autor

2.4.6 Sistema de referência de estabilidade

O Sistema de Referência de Estabilidade (SRE) é um sistema de eixos intermediário (x', y', z') obtido após uma rotação β do SRA em torno de z_a. Seus eixos são definidos como:

– x': direção da projeção da velocidade V no plano de simetria longitudinal

– y': coincidente com y_b

– z': coincidente com z_a

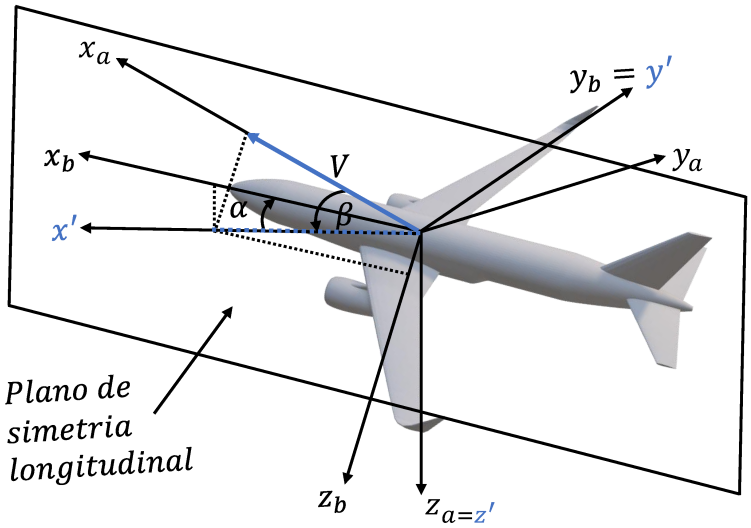


FIGURA 2.9 – Eixo de estabilidade SRE Fonte: Autor

O SRE coincide com o SRA quando não há derrapagem.

2.4.7 Variáveis de mecânica de voo

Para o desenvolvimento das equações de mecânica de voo, serão consideradas hipóteses simplificadoras tais como :

- A aeronave é considerada rígida,
- Não há variação de massa
- A origem dos eixos do corpo é coincidente com o CG da aeronave.
- A Terra é considerada um referencial inercial
- A gravidade é uniforme e normal ao plano tangente

2.4.8 Velocidade de translação

A figura abaixo evidencia o vetor velocidade aerodinâmica V no SRC, mostrando sua inter-dependência com os ângulos de ataque e de derrapagem.

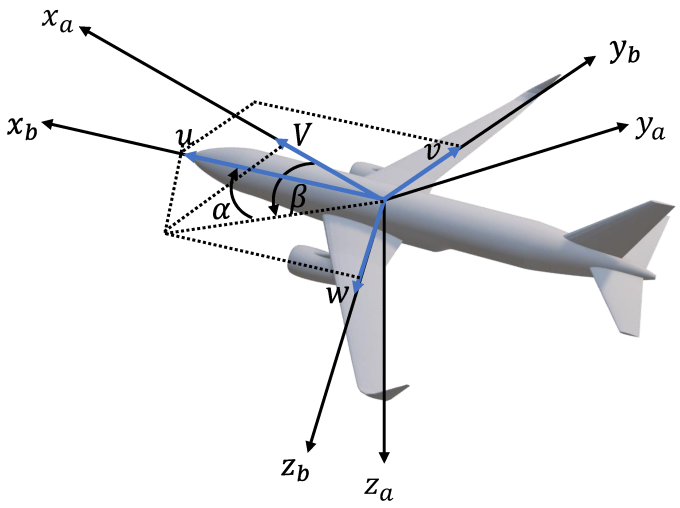


FIGURA 2.10 – Componentes da velocidade no SRC Fonte: Autor

A relação matemática entre os parâmetros V,α e β com u,v e w é estabelecida por decomposição vetorial. De tal modo que determina-se que :

$$u = V \cos\beta \cos\alpha \tag{2.16}$$

$$v = V \sin\beta \tag{2.17}$$

$$w = V \cos\beta \sin\alpha \tag{2.18}$$

As equações (2.16),(2.17) e (2.18) podem ser entendidas como a conversão da velocidade do SRA para o SRC, obtendo-se as seguintes relações:

$$V = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \tag{2.19}$$

$$\alpha = \tan^{-1}\left(\frac{w}{u}\right) \tag{2.20}$$

$$\beta = \sin^{-1}\left(\frac{v}{V}\right) \tag{2.21}$$

As relações acima dão a magnitude do vetor.

2.4.9 Velocidade angular

Os conceitos sobre velocidades angulares são aplicáveis ao movimento de rotação de uma aeronave, considerando a mesma como corpo rígido. As componentes vetoriais são taxas de rotação instantâneas em torno dos eixos x_b,y_b e z_b, são as seguintes:

- A componente $w_x = p$: Velocidade angular de rolamento (*roll rate*)
- A componente $w_y = q$: Velocidade angular de arfagem (*pitch rate*)

- A componente $w_z = r$: Velocidade angular de guinada (*yaw rate*)

A convenção de sinais segue a regra da mão direita.

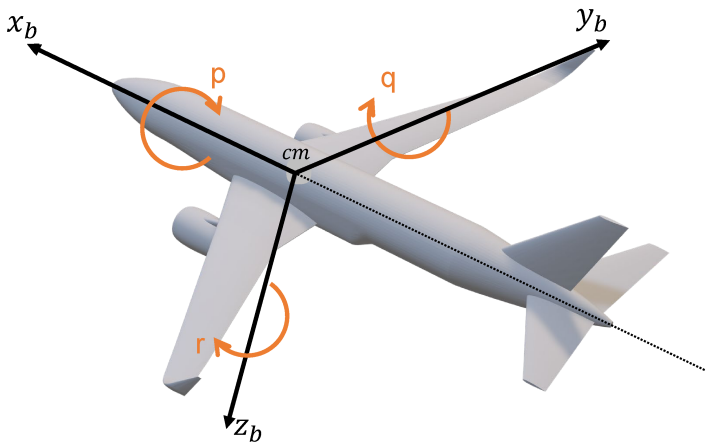


FIGURA 2.11 – Componentes da velocidade angular em uma aeronave Fonte: Autor

2.4.10 Força resultante

A Fig 2.12 mostra a decomposição das forças para o caso específico de voo no plano de simetria longitudinal.

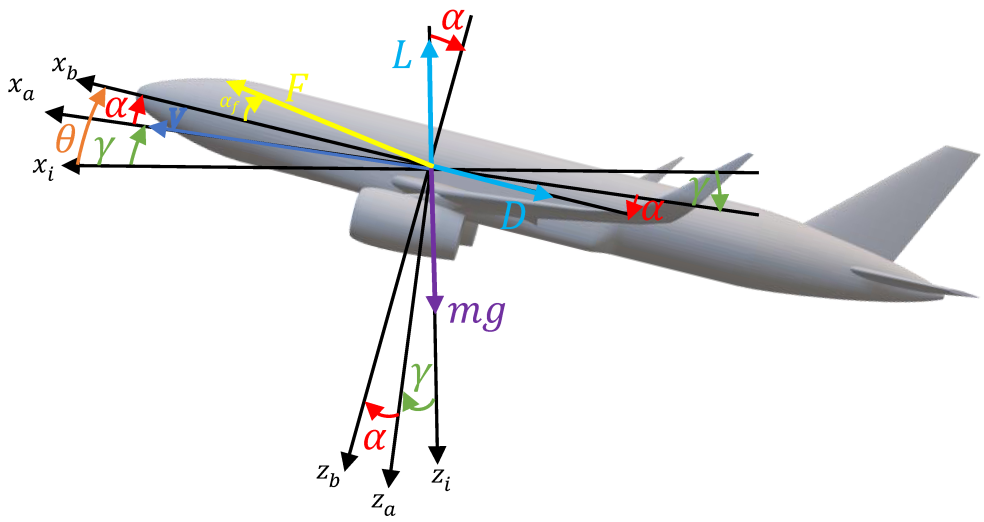


FIGURA 2.12 – Forças atuantes na dinâmica longitudinal: Autor

Na Fig 2.13 mostra-se as forças que agem sobre a aeronave na situação tridimensional geral, as resultantes X_r,Y_r e Z_r são formadas pelas contribuições das forças aerodinâmica, propulsiva e gravitacional.

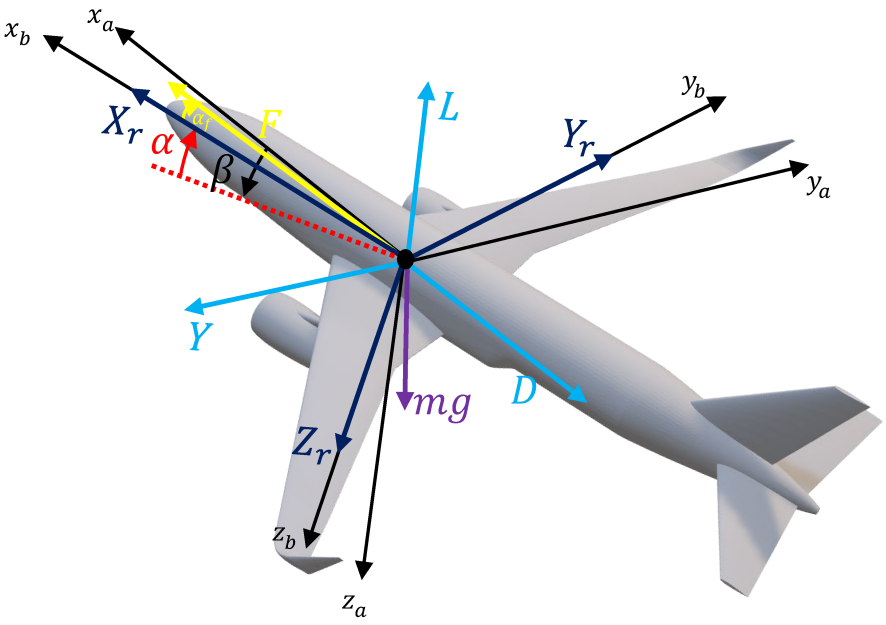


FIGURA 2.13 – Forças atuantes no caso tridimensional: Autor

2.4.11 Forças Aerodinâmicas

O vetor de força aerodinâmica resultante é representado no SRA conforme a Fig 2.14.

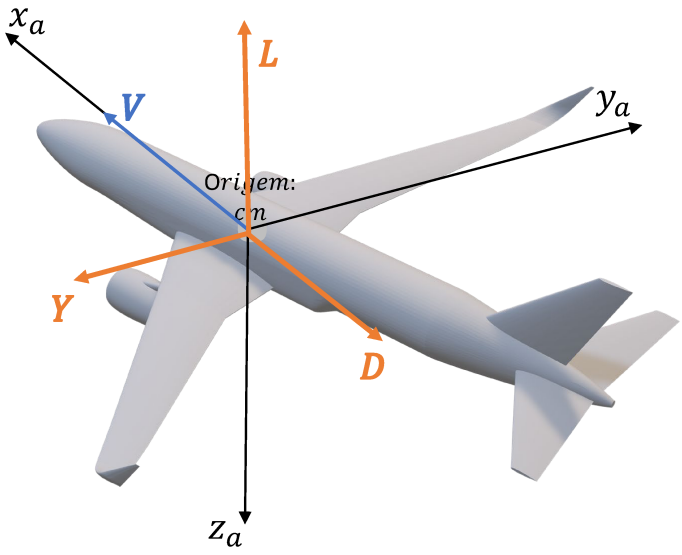


FIGURA 2.14 – Forças aerodinâmicas no SRA Fonte: Autor

As componentes das forças aerodinâmicas são :

- L: Força de sustentação , positiva na direção contrária do eixo z_a
- D: Força de arrasto, positiva na direção negativa do eixo x_a

- Y: Força lateral, positiva na direção negativa do eixo y_a

Na presença do ângulo de derrapagem β, os eixos y_a e y_b ficam desalinhados, de modo que a força aerodinâmica lateral resultante não atua diretamente no eixo y_b, ela passa a ter componentes em outros eixos do corpo. Para determinar as equações de dinâmica e translação da aeronave é necessário transformar as forças aerodinâmicas resultantes do SRA para o SRC, a transformação é feita da seguinte maneira:

$$F_{a_a} = \begin{bmatrix} -D \\ -Y \\ -L \end{bmatrix} \tag{2.22}$$

Convertendo do SRA para SRC, tem-se :

$$F_{ab} = \begin{bmatrix} X_a \\ Y_a \\ Z_a \end{bmatrix} = C_b^a \begin{bmatrix} -D \\ -Y \\ -L \end{bmatrix} \tag{2.23}$$

Onde C_b^a é a matriz de transformação do SRA para o SRC, codependente dos ângulos de ataque (α) e derrapagem (β). F_{ab} denota a força aerodinâmica resultante escrita no SRC.

Substituindo a matriz C_b^a Eq (2.23) e fazendo a multiplicação, obtém-se:

$$\begin{bmatrix} X_a \\ Y_a \\ Z_a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\alpha\cos\beta & -\cos\alpha\sin\beta & -\sin\alpha \\ \sin\beta & \cos\beta & 0 \\ \sin\alpha\cos\beta & -\sin\alpha\sin\beta & \cos\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -D \\ -Y \\ -L \end{bmatrix} \tag{2.24}$$

$$\begin{bmatrix} X_a \\ Y_a \\ Z_a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -D\cos\alpha\cos\beta + Y\cos\alpha\sin\beta + L\sin\alpha \\ -D\sin\beta - Y\cos\beta \\ -D\sin\alpha\cos\beta + Y\sin\alpha\sin\beta - L\cos\alpha \end{bmatrix} \tag{2.25}$$

2.4.12 Força propulsiva

O efeito do motor sobre a aeronave é dividido em duas partes: tração propulsiva e momento propulsivo.

Assume-se que a linha de ação da tração F está contida no plano de simetria longitudinal da aeronave. Conforme indicado nas Figs 2.12 e 2.13, assume-se um ângulo de incidência α_F entre a tração resultante e o eixo x_b do SRC, de modo que a força propulsiva é escrita neste sistema como:

$$F_b = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F\cos\alpha_F \\ 0 \\ -F\sin\alpha_F \end{bmatrix} \tag{2.26}$$

2.4.13 Momento propulsivo

O momento propulsivo origina-se do braço de alavanca da força propulsiva resultante de cada motor com respeito ao centro de massa da aeronave (cm). Para o caso da aeronave *Horizon*, avião bimotor F_1 e F_2 são as forças propulsivas resultantes dos motores esquerdo e direito . Os vetores r_1 e r_2 são relativos a posição no ponto de aplicação das forças. Assume que esses vetores são escritos no SRC de tal modo:

$$\mathbf{r}_1 = \begin{bmatrix} r_{1_x} \\ r_{1_y} \\ r_{1_z} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{r}_2 = \begin{bmatrix} r_{2_x} \\ r_{2_y} \\ r_{2_z} \end{bmatrix} \tag{2.27}$$

Dada as hipóteses de simetria, considera-se que as trações geradas pelos motores possuem paralelismo com o plano de simetria longitudinal da aeronave. Assume-se também que o ângulo de incidência de ambas as trações com respeito ao eixo x do SRC seja α_F. De tal modo as forças propulsivas podem ser escritas no SRC da seguinte maneira:

$$F_1 = \begin{bmatrix} F_1 \cos\alpha_F \\ 0 \\ F_1 \sin\alpha_F \end{bmatrix}, \quad F_2 = \begin{bmatrix} F_2 \cos\alpha_F \\ 0 \\ F_2 \sin\alpha_F \end{bmatrix} \tag{2.28}$$

A partir dos braços de alavanca na Eq (2.27) e das forças propulsivas na Eq (2.28), o momento propulsivo resultante da aeronave *Horizon* é:

$$M_F = r_1 \times F_1 + r_2 \times F_2 = \begin{bmatrix} r_{1_x} \\ r_{1_y} \\ r_{1_z} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} F_1 \cos\alpha_F \\ 0 \\ F_1 \sin\alpha_F \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} r_{2_x} \\ r_{2_y} \\ r_{2_z} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} F_2 \cos\alpha_F \\ 0 \\ F_2 \sin\alpha_F \end{bmatrix} \tag{2.29}$$

$$M_F = \begin{bmatrix} r_{1_y} F_1 \sin\alpha_F \\ r_{1_z} F_1 \cos\alpha_F - r_{1_x} F_1 \sin\alpha_F \\ -r_{1_y} F_1 \cos\alpha_F \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} r_{2_y} F_2 \sin\alpha_F \\ r_{2_z} F_2 \cos\alpha_F - r_{2_x} F_2 \sin\alpha_F \\ -r_{2_y} F_2 \cos\alpha_F \end{bmatrix} \tag{2.30}$$

A Eq (2.30) pode ser simplificada significativamente pela hipótese de simetria da aeronave: devido à simetria em relação ao plano xz do SRC, os braços de alavanca r_1 e r_2 estão relacionados da seguinte maneira: $r_{1_x} = r_{2_x} = x_F$, $r_{2_y} = -r_{1_y} = y_F$ e $r_{1_z} = r_{2_z} = z_F$. Assim, a Eq (2.30) torna-se:

$$M_F = \begin{bmatrix} -y_F F_1 \sin\alpha_F \\ z_F F_1 \cos\alpha_F - x_F F_1 \sin\alpha_F \\ y_F F_1 \cos\alpha_F \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} y_F F_2 \sin\alpha_F \\ z_F F_2 \cos\alpha_F - x_F F_2 \sin\alpha_F \\ -y_F F_2 \cos\alpha_F \end{bmatrix} \tag{2.31}$$

$$M_F = \begin{bmatrix} \mathscr{L}_F \\ \mathscr{M}_F \\ \mathscr{N}_F \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} y_F \left(F_2 - F_1\right) \sin\alpha_F \\ z_F \left(F_1 + F_2\right) \cos\alpha_F - x_F \left(F_1 + F_2\right) \sin\alpha_F \\ y_F \left(F_1 - F_2\right) \cos\alpha_F \end{bmatrix} \tag{2.32}$$

Assumindo que ambos os motores gerem a mesma tração, os momentos propulsivos de guinada e rolamento inexistem. A partir dessa hipótese assume-se que $F_1 - F_2 = 0$ e $F_1 + F_2 = F$ resultam em:

$$\mathbf{M}_F = \begin{bmatrix} \mathscr{L}_F \\ \mathscr{M}_F \\ \mathscr{N}_F \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ F\left(z_F \cos\alpha_F - x_F \sin\alpha_F\right) \\ 0 \end{bmatrix} \tag{2.33}$$

2.4.14 Força peso

A força peso atua diretamente sobre o *cm* da aeronave. A aceleração da gravidade atua na direção do centro do planeta e sua intensidade diminui com o quadrado da distância. Quando aplicado para baixas altitudes, da ordem daquelas assumidas para a modelagem das equações de mecânica de voo, o campo gravitacional é aproximadamente constante e aponta para baixo. A força peso é escrita ao longo do eixo z do SRI fixo à superfície da Terra. Ela está representada nos diagramas de corpo livre das Figs 2.12 e 2.13:

$$\mathbf{F}_{g_i} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} \tag{2.34}$$

onde m é a massa da aeronave.

Para que a força peso seja inserida nas equações do movimento, ela precisa ser convertida para o SRC, o que é feito pela matriz de rotação do corpo com respeito ao SRI:

$$\mathbf{F}_{g_0} = \begin{bmatrix} mg_x \\ mg_y \\ mg_z \end{bmatrix} = C_b^i \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} \tag{2.35}$$

Substituindo a matriz de atitude C_b^i na Eq: (2.35) e realizando a multiplicação, obtém-se:

$$F_{g_b} = \begin{bmatrix} \cos\psi\cos\theta & \sin\psi\cos\theta & -\sin\theta \\ \sin\phi\cos\psi\sin\theta - \cos\phi\sin\psi & \sin\phi\sin\psi\sin\theta + \cos\phi\cos\psi & \sin\phi\cos\theta \\ \cos\phi\cos\psi\sin\theta + \sin\phi\sin\psi & \cos\phi\sin\psi\sin\theta - \sin\phi\cos\psi & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} \tag{2.36}$$

$$\begin{bmatrix} mg_x \\ mg_y \\ mg_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -mg\sin\theta \\ mg\cos\theta\sin\phi \\ mg\cos\theta\cos\phi \end{bmatrix} \tag{2.37}$$

2.4.15 Força resultante no SRC

Levanto em conta o desenvolvimento das equações acima, a força resultante é o resultado da soma das Eqs (2.25), (2.26) e (2.37):

$$\begin{bmatrix} X_r \\ Y_r \\ Z_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -D\cos\alpha\cos\beta + L\sin\alpha + Y\cos\alpha\sin\beta + F\cos\alpha_F - mg\sin\theta \\ -Y\cos\beta - D\sin\beta + mg\cos\theta\sin\phi \\ -L\cos\alpha - D\cos\beta\sin\alpha + Y\sin\alpha\sin\beta - F\sin\alpha_F + mg\cos\theta\cos\phi \end{bmatrix} \tag{2.38}$$

2.4.16 Momentos resultantes

As componentes $\mathscr{L}$, $\mathscr{M}$, $\mathscr{N}$ são momentos externos resultantes nos eixos do corpo x_b,y_b,z_b do SRC, são eles:

- $\mathscr{L}$: Momento de rolamento
- $\mathscr{M}$: Momento de arfagem
- $\mathscr{N}$: Momento de guinada

O Sentido de cada momento segue a convenção da regra da mão direita

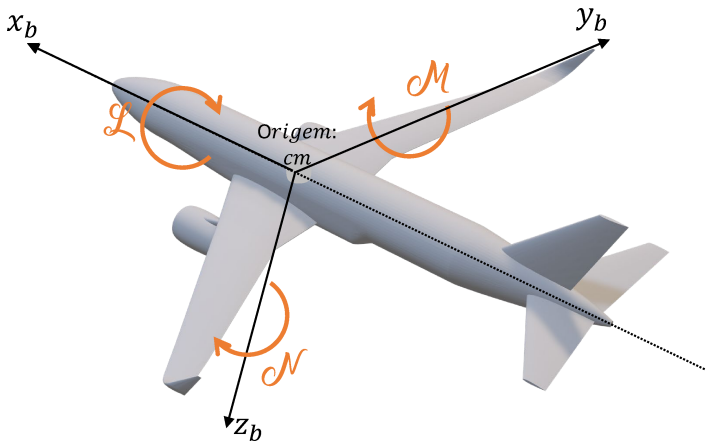


FIGURA 2.15 – Momentos resultantes nos eixos do corpo Fonte: Autor

Adicionando os momentos aerodinâmicos e propulsivos temos:

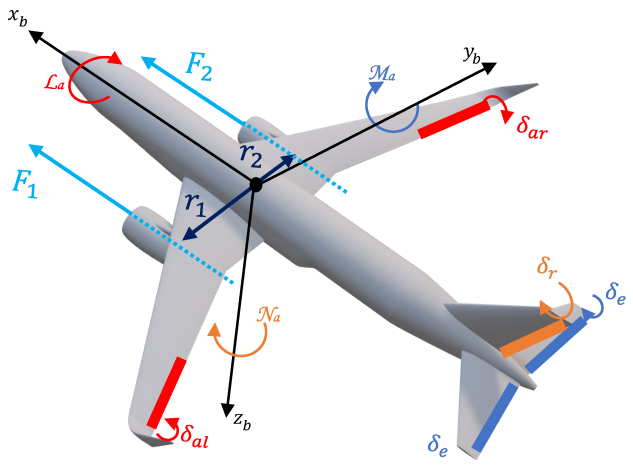


FIGURA 2.16 – Momentos atuantes sobre a *Horizon* .Fonte: Autor

2.4.17 Momentos aerodinâmicos

Na Fig 2.16 os momentos aerodinâmicos resultantes são $\mathscr{L}_a$, $\mathscr{M}_a$ e $\mathscr{N}_a$ agindo em torno dos eixos x, y e z do SRC.O momento aerodinâmico resultante é escrito como:

$$\mathscr{M}_{a_b} = \begin{bmatrix} \mathscr{L}_a \\ \mathscr{M}_a \\ \mathscr{N}_a \end{bmatrix} \tag{2.39}$$

Onde $\mathscr{L}_a$, $\mathscr{M}_a$ e $\mathscr{N}_a$. A convenção de sinais para as deflexões das superfícies de controle seguem a seguinte definição:

- A deflexão média dos ailerons (δ_a) é calculada como $\delta_a = \frac{\delta_{a_r} - \delta_{a_l}}{2}$. Os ailerons controlam o momento de rolamento aerodinâmico ($\mathscr{L}_a$), com deflexão positiva provocando variação negativa no momento.
- A deflexão do profundor (δ_e) controla o momento de arfagem aerodinâmico. Onde ($\mathscr{M}_a$) gera Uma deflexão positiva (para baixo) e provoca uma variação negativa no momento de arfagem.
- A deflexão do leme de direção (δ_r) controla o momento de guinada aerodinâmico ($\mathscr{N}_a$). Uma deflexão positiva (para a esquerda vista de cima) provoca uma variação negativa no momento de guinada.

2.4.18 Momento resultante no SRC

O momento resultante sobre a aeronave é dado pela soma dos resultados das Eqs (2.39) e (2.33)

$$\sum \mathbf{M} = \begin{bmatrix} \mathscr{L} \\ \mathscr{M} \\ \mathscr{N} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathscr{L}_a \\ \mathscr{M}_a + F\left(z_F \cos\alpha_F - x_F \sin\alpha_F\right) \\ \mathscr{N}_a \end{bmatrix}$$

Os momentos aerodinâmicos $\mathscr{L}_a$, $\mathscr{M}_a$ e $\mathscr{N}_a$ são calculados por um modelo aerodinâmico. A força propulsiva resultante F, as coordenadas x_F e z_F e o ângulo de incidência α_F são determinados por um modelo propulsivo.

2.4.19 Equação do movimento com inclusão das forças e momentos

As equações de dinâmica de translação no Sistema de Referência do Corpo (SRC) são dadas por:

$$\dot{u} = \frac{-D\cos\alpha\cos\beta + L\sin\alpha + Y\cos\alpha\sin\beta + F\cos\alpha_F - mg\sin\theta}{m} - (qw - rv) \tag{2.41}$$

$$\dot{v} = \frac{-Y\cos\beta - D\sin\beta + mg\cos\theta\sin\phi}{m} - (ru - pw) \tag{2.42}$$

$$\dot{w} = \frac{-L\cos\alpha - D\cos\beta\sin\alpha + Y\sin\alpha\sin\beta - F\sin\alpha_F + mg\cos\theta\cos\phi}{m} - (pv - qu) \tag{2.43}$$

As equações de dinâmica de rotação no Sistema de Referência do Corpo (SRC) são dadas por:

$$\dot{p} = \frac{\mathcal{L}_a - (qr(I_{zz} - I_{yy}) - pqI_{xz})}{I_{xx} - \frac{I_{xz}^2}{I_{zz}}} + \frac{I_{xz}\left(\mathcal{M}_a - (pq(I_{yy} - I_{xz}) + qrI_{xz})\right)}{I_{xz}I_{zz} - I_{xz}^2} \tag{2.44}$$

$$\dot{q} = \frac{\mathcal{M}_a + F\left(2p\cos\alpha_p - x_p\sin\alpha_p\right) - (pr(I_{xz} - I_{zz}) + I_{xz}p^2 - I_{xz}r^2)}{I_{yy}} \tag{2.45}$$

$$\dot{r} = \frac{\mathcal{M}_a - (pq(I_{yy} - I_{xz}) + qrI_{xz})}{I_{zz} - \frac{I_{xz}^2}{I_{zz}}} + \frac{I_{xz}\left(\mathcal{L}_a - (qr(I_{zz} - I_{yy}) - pqI_{xz})\right)}{I_{xz}I_{zz} - I_{xz}^2} \tag{2.46}$$

As equações de translação com velocidade no SRC :

$$\begin{aligned} \dot{x}_0 = {} & u\cos\psi\cos\theta + (\sin\phi\cos\psi\sin\theta - \cos\phi\sin\psi)\,v \\ & + (\cos\phi\cos\psi\sin\theta + \sin\phi\sin\psi)\,w \end{aligned} \tag{2.47}$$

$$\begin{aligned} \dot{y}_0 = {} & u\sin\psi\cos\theta + (\sin\phi\sin\psi\sin\theta + \cos\phi\cos\psi)\,v \\ & + (\cos\phi\sin\psi\sin\theta - \sin\phi\cos\psi)\,w \end{aligned} \tag{2.48}$$

$$\dot{H} = u\sin\theta - v\sin\phi\cos\theta - w\cos\phi\cos\theta \tag{2.49}$$

As equações de cinemática de rotação para os ângulos de Euler são dadas por:

$$\dot{\phi} = p + (q \sin\phi + r \cos\phi) \tan\theta \tag{2.50}$$

$$\dot{\theta} = q \cos\phi - r \sin\phi \tag{2.51}$$

$$\dot{\psi} = (q \sin\phi + r \cos\phi) \sec\theta \tag{2.52}$$

2.5 Linearização da Aeronave

O modelo não linear de uma aeronave é resumido por meio da equação de estado:

$$\dot{\mathbf{X}} = f(\mathbf{X}, \mathbf{U})$$

Onde f é a função de estado, $\mathbf{X}$ é o vetor de estado e $\mathbf{U}$ é o vetor de controle. O vetor de estado tem $n = 12$ elementos e o de controle $m = 4$. A função de estado é do tipo vetorial, possuindo 12 linhas.

A linearização do modelo não linear é iniciada pelo conceito de expansão em série de Taylor. Aplica-se tal expansão à função de estado:

$$\dot{\mathbf{X}} = f(\mathbf{X}, \mathbf{U}) = f(\mathbf{X_e}, \mathbf{U_e}) + \left.\frac{\partial f}{\partial \mathbf{X}}\right|_{\substack{\mathbf{X}=\mathbf{X_e} \\ \mathbf{U}=\mathbf{U_e}}} (\mathbf{X} - \mathbf{X_e}) + \left.\frac{\partial f}{\partial \mathbf{U}}\right|_{\substack{\mathbf{X}=\mathbf{X_e} \\ \mathbf{U}=\mathbf{U_e}}} (\mathbf{U} - \mathbf{U_e}) + \text{TOS} \tag{2.53}$$

A essência do método de linearização está relacionada a assumir pequenas perturbações das variáveis de estado e de controle com respeito ao ponto em torno do qual a expansão é realizada, neste caso, o ponto de equilíbrio. Para esta condição, os termos de ordem superior são muito pequenos quando comparados aos termos de primeira ordem e ordem zero. Assim, nessas condições, a soma é truncada e obtém-se a aproximação de primeira ordem:

$$\dot{X} \approx f(X_e, U_e) + \left.\frac{\partial f}{\partial X}\right|_{\substack{X=X_e \\ U=U_e}} (X - X_e) + \left.\frac{\partial f}{\partial U}\right|_{\substack{X=X_e \\ U=U_e}} (U - U_e) \tag{2.54}$$

Na eq (2.54) tem-se um tipo de expressão chamada de afim, onde a função é um termo de ordem zero somado a termos de primeira ordem (lineares).

Se todas as derivadas das variáveis de estado forem nulas no ponto de equilíbrio, o termo de ordem zero é nulo na equação e obtém o modelo de aproximação linear:

$$\dot{X} \approx \left.\frac{\partial f}{\partial X}\right|_{\substack{X=X_e \\ U=U_e}} (X - X_e) + \left.\frac{\partial f}{\partial U}\right|_{\substack{X=X_e \\ U=U_e}} (U - U_e) \tag{2.55}$$

A magnitude das perturbações costumam ser bem pequenas, possuindo valor máximo de 5° de perturbação. Esse valor geralmente é um limiar para a validação, ângulos maiores trazem erros maiores que 10 %

Na Eq (2.55) as matrizes jacobianas de estado e de controle são matrizes constantes. Tais matrizes são parâmetros muito importantes na modelagem da dinâmica da aeronave. Na matriz

jacobiana de estado, cada linha está associada a uma linha f_i da função de estado e cada coluna é relacionada a uma variàvel de estado X_j

$$\left(\frac{\partial \mathbf{f}}{\partial \mathbf{X}}\right)_{i,j} = \left(\frac{\partial f_i}{\partial X_j}\right)\Bigg|_{\substack{\mathbf{X}=\mathbf{X}_e \\ \mathbf{U}=\mathbf{U}_e}} \tag{2.56}$$

O elemento na linha i e coluna j da matriz jacobiana do estado é obtido derivando a linha i da função de estado com respeito ao elemento j do vetor de estado. Após a diferenciação, os vetores de estado e de controle são substituídos pelos respectivos valores no equilíbrio. Para simplificar a notação, a matriz jacobiana do estado é denotada por $\mathbf{A}$:

$$\mathbf{A} = \frac{\partial \mathbf{f}}{\partial \mathbf{X}}\Bigg|_{\substack{\mathbf{X}=\mathbf{X}_e \\ \mathbf{U}=\mathbf{U}_e}} \tag{2.57}$$

Como o número de linhas da função de estado é n, assim como o número de variáveis de estado, a matriz $\mathbf{A}$ é quadrada $n \times n$.
O desenvolvimento da matriz jacobiana dos controles é análogo, nela cada linha está associada a uma linha f_i da função de estado, enquanto cada coluna é atrelada a uma variável de controle U_j:

$$\left(\frac{\partial \mathbf{f}}{\partial \mathbf{U}}\right)_{i,j} = \left(\frac{\partial f_i}{\partial U_j}\right)\Bigg|_{\mathbf{X}=\mathbf{X}_e,\, \mathbf{U}=\mathbf{U}_e} \tag{2.58}$$

Ou seja, o elemento na linha i e coluna j da matriz jacobiana do controle é obtido derivando a linha i da função de estado com respeito ao elemento j do vetor de controle. Após a diferenciação, os vetores de estado e de controle são substituídos pelos respectivos valores no equilíbrio.

Para simplificar a notação, a matriz jacobiana do controle é denotada por $\mathbf{B}$:

$$\mathbf{B} = \frac{\partial \mathbf{f}}{\partial \mathbf{U}}\Bigg|_{\mathbf{X}=\mathbf{X}_e,\, \mathbf{U}=\mathbf{U}_e} \tag{2.59}$$

Como o número de linhas da função de estado é n e o de variáveis de controle é m, a matriz $\mathbf{B}$ é $n \times m$.

Substituindo as matrizes $\mathbf{A}$ e $\mathbf{B}$ no modelo linearizado tem-se:

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{A}\left(\mathbf{X} - \mathbf{X}_e\right) + \mathbf{B}\left(\mathbf{U} - \mathbf{U}_e\right) \tag{2.60}$$

Na Eq (2.60) a derivada do vetor de estado $\mathbf{X}$ está associada com os incrementos dos vetores de estado e controle com respeito aos respectivos valores no equilíbrio. Uma maneira de condensar essa notação é definindo os vetores incrementais:

$$\Delta\mathbf{X} = \mathbf{x} = \mathbf{X} - \mathbf{X}_e \tag{2.61}$$

$$\Delta\mathbf{U} = \mathbf{u} = \mathbf{U} - \mathbf{U}_e \tag{2.62}$$

Nas equações (2.61) e (2.62) os vetores $\Delta\mathbf{X}$ e $\Delta\mathbf{U}$ são os incrementos (ou perturbações) dos vetores de estado e de controle, respectivamente, com respeito aos seus valores de equilíbrio. Para aliviar ainda mais a notação, ao invés de carregar o símbolo de Δ ao longo do equacionamento, convenciona-se chamar os vetores de estado e controle incrementais pelas letras minúsculas $\mathbf{x}$ e $\mathbf{u}$, como evidenciado nas equações (2.61) e (2.62).

Usando a notação recém-definida, a Eq (2.60) é escrita como:

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u} \tag{2.63}$$

A equação (2.63) agora é uma maneira compacta de representar a derivada do vetor de estado $\mathbf{X}$ em função dos vetores de estado e controle incrementais $\mathbf{x}$ e $\mathbf{u}$. Essa relação pode ficar ainda mais simples a partir da propriedade abaixo:

$$\dot{\mathbf{X}} = \frac{d\mathbf{X}}{dt} = \frac{d(\mathbf{x} + \mathbf{X}_e)}{dt} = \frac{d\mathbf{x}}{dt} + \frac{d\mathbf{X}_e}{dt} = \frac{d\mathbf{x}}{dt} + 0$$

$$\dot{\mathbf{X}} = \frac{d\mathbf{x}}{dt} \tag{2.64}$$

Ou seja, as derivadas do vetor de estado e o vetor de estado incremental são iguais. Assim, obtém-se o formato final do modelo linearizado da mecânica de voo da aeronave:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u} \tag{2.65}$$

O modelo linearizado é escrito em função dos vetores de estado e controle incrementais. Este modelo é válido para **pequenas perturbaçõe**s em torno de um ponto de equilíbrio, com respeito ao qual as matrizes jacobianas $\mathbf{A}$ e $\mathbf{B}$ são calculadas.

2.6 X-plane

O simulador de voo *X-Plane* foi desenvolvido por Austin Meyer, engenheiro e programador insatisfeito com a física dos simuladores de voo dos anos 90, que decidiu criar seu próprio simulador de voo e fundou, então, a empresa *Laminar Research*. O simulador passou por várias versões até chegar à versão atual e mais recente, o *X-Plane* 12, lançado em 2022. A dinâmica de voo do *X-Plane* inclui aeronaves subsônicas e supersônicas, permitindo ao usuário pilotar e experimentar, por meio de dispositivos periféricos, as características de voo da aeronave, simular sensores e atuadores. Dentre os simuladores de voo atuais, o *X-Plane* é considerado o mais realista, sendo inclusive sua versão profissional comercialmente aprovada pela *Federal Aviation Administration* (FAA). O *X-Plane* não é um jogo puramente dito, mas sim uma ferramenta de engenharia que nos permite prever certas qualidades e dinâmicas de voo de diversas aeronaves (Research, 2025).

Para esse trabalho, utilizou-se a versão digital global do *X-Plane 11*, que possui o terreno de todo o globo terrestre e não requer mídia física, sendo necessário apenas o download via internet. É possível testar o software gratuitamente por 15 minutos nos arredores do Aeroporto

Internacional de *Seattle-Tacoma*, nos *EUA*, até que os controles da aeronave fiquem travados; basta fazer o download no site oficial do *X-Plane*.



FIGURA 2.17 – *X-plane 11 Global Edition*. Fonte:(Research, 2025)

Diferentemente de outros simuladores baseados em derivadas de estabilidade e controle, o *X-Plane* utiliza a Teoria do Elemento de Pá (*Blade Element Theory*). Para determinar as forças atuantes na aeronave, o simulador subdivide cada superfície da aeronave em pequenas partes infinitesimais e aplica um campo de fluido. Os valores das forças de sustentação e arrasto são calculados diversas vezes por segundo. Posteriormente, o somatório das forças infinitesimais fornece os coeficientes aerodinâmicos em sua parcela total (CL,CD). Através das forças totais, determinam-se as acelerações, velocidade e posicionamento da aeronave. Esse método de simulação se mostra mais realista do que outros métodos empregados em outros simuladores, que recorrem ao uso de tabelas e interpolações baseadas em derivadas de estabilidade e controle. Na Fig. 2.18, é possível observar o modelo de voo atuando na aeronave *Horizon* durante uma manobra em um voo de ensaio.



FIGURA 2.18 – Elementos de forças dentro do *X-plane*. Fonte:Autor

3 Metodologia

Para o projeto conceitual de uma aeronave, utiliza-se muitos dados históricos de aeronaves semelhantes, tabelas de desempenho, tabelas de dados semi-empíricos, etc. Com os dados iniciais estimados, começa-se a dar uma forma para o projeto, de modo que a aeronave vai tomando forma e passando por processos interativos até se obter uma formato inicial. Esta seção tem como objetivo mostrar ao leitor como foi desenvolvido o projeto conceitual da aeronave *Horizon*

3.1 A aeronave *Horizon*

Dentro da grade de disciplinas do curso de engenharia aeronáutica na Universidade Federal de Uberlândia, tem-se duas disciplinas voltadas ao projeto de aeronave que serviram como pilares para a criação da aeronave *Horizon*. As disciplinas: Projeto de Aeronaves I e Projeto de Aeronaves II. A ementa das disciplinas é apresentada abaixo:

1. **Projeto de aeronaves I**

    1.1. Introdução ao mercado de aviação.

    1.2. Processo de desenvolvimento de aeronaves.

    1.3. Layout geral de aeronaves.

    1.4. Estimativa da polar de arrasto de aeronaves.

    1.5. Estimativa de pesos de aeronaves.

    1.6. Relações de desempenho de aeronaves.

    1.7. Dimensionamento inicial de aeronaves.

    1.8. Layout de cabine de passageiros e carga.

    1.9. Distribuição de pesos e balanceamento de aeronaves.

    1.10. Estratégia de projetos de aeronaves.

2. **Projeto de aeronaves II**

    2.1. Caracterização do Layout.

    2.2. Estimativa de pesos.

    2.3. Caracterização geométrica.

    2.4. Polar de arrasto da aeronave.

    2.5. Seleção do grupo moto-propulsor.

    2.6. Projeto aerodinâmico.

    2.7. Projeto estrutural.

    2.8. Caracterização da dinâmica da aeronave.

2.9. Balanceamento da aeronave.

2.10. Integração de sistemas.

2.11. Análise de desempenho.

2.12. Estimativa de custo de desenvolvimento.

2.13. Estimativa de custo operacional.

A proposta da disciplina Projeto de Aeronaves I, é transmitir ao aluno os conceitos fundamentais por trás de um projeto conceitual. Busca-se compreender a metodologia usada para dar forma a um avião que ainda não existe, baseando-se em tabelas de regressão históricas e dados semi-empíricos de aeronaves semelhantes. A respeito das análises específicas de engenharia aeronáutica, como a dinâmica de voo do avião, diagramas V-n, análise modal, dentre outras, não são estudadas nesta disciplina de forma profunda. Na disciplina Projeto de Aeronaves 2, o professor titular propõe desenvolver uma aeronave conceitual, com várias análises pertinentes à engenharia aeronáutica, conforme citado na ementa da disciplina.

O desenvolvimento da aeronave *Horizon* deu-se durante o curso de Projeto de aeronaves II que ocorreu durante o semestre letivo de 2024/1 na UFU. Naquela ocasião, o então professor Dr.Higor Luis Silva trouxe a proposta de desenvolvimento de um avião de transporte de passageiros que competisse no segmento de aeronaves *WideBody*. Essa nova aeronave deveria tomar como base as características de desempenho, eficiência e design das aeronaves *Airbus* A350-100, *Boeing* 777-300ER e *Boeing* 787-10. Ou seja, essas aeronaves serviram como ponto de partida para o desenvolvimento da *Horizon*, sendo o objetivo final que a mesma igualasse ou superasse em termos de performance as aeronaves citadas acima. A turma foi dividida em dois grupos, o grupo responsável pela *Horizon* teve nove integrantes.

Como trata-se de um projeto conceitual, todas as imagens referentes ao avião são concepções artísticas elaboradas por seus autores. Outras imagens são referentes aos desenhos em softwares CAD e de assistência ao projeto como o *OpenVsp* por exemplo. A Fig 3.1 abaixo mostra uma vista isométrica da aeronave conceitual.



FIGURA 3.1 – *Vista Isométrica da aeronave conceitual.* Fonte: Autor

3.2 Análise de mercado

Esta análise tem como objetivo entender as demandas e tendências do mercado atual a fim de desenvolver uma nova aeronave comercial que se posicionará como uma concorrente direta entre os modelos *Airbus* 350, *Boeing* 777 e 787.

A aeronave proposta buscará captar uma fatia de mercado que tem como alvo aeronaves de alta eficiência operacional, com capacidades de longo alcance e flexibilidade em termos de capacidade de passageiros e carga. Estas tendências indicam uma preferência crescente por aeronaves que oferecem maior eficiência de combustível e menor impacto ambiental, enquanto atendem às necessidades das companhias aéreas de médio e grande porte.

As Fig 3.2 a Fig 3.4 ilustram as aeronaves que serão estudadas:



FIGURA 3.2 – *Airbus* A350-1000. Fonte: (Airbus-A350, 2024)



FIGURA 3.3 – Boeing 777-300ER. Fonte: (Boeing-777, 2024)



FIGURA 3.4 – Boeing 787-10. Fonte: (Boeing-787, 2024)

3.3 Escolha dos Concorrentes

A escolha dos modelos Airbus A350-1000, Boeing 777-300 ER e Boeing 787-10 como principais concorrentes para a aeronave a ser projetada foi baseada em suas relevâncias no mercado atual de aviação comercial e nas semelhanças entre os três modelos.

O Airbus A350 e o Boeing 787, em particular, representam a mais recente geração de aeronaves de fuselagem larga, com ênfase em eficiência de combustível, alcance estendido e capacidade de passageiros. Já o Boeing 777-300 ER, apesar de ser um modelo mais antigo, continua a ser uma escolha popular entre as companhias aéreas devido à sua capacidade de carga e ao seu desempenho em rotas de longo alcance.

Esses modelos foram escolhidos por representarem as principais alternativas tecnológicas e comerciais que a nova aeronave deve superar ou igualar em termos de performance e competitividade no mercado. A Tab 3.2 traz algumas características geométricas e de desempenho de cada aeronave para fins de comparação:

Característica	**A350-1000**	**777-300ER**	**787-10**
Tripulação	10	10	9
Passageiros	480	500	440
Comprimento (m)	73,79	73,90	67,48
Envergadura (m)	64,75	64,80	60,12
Altura (m)	17,05	18,85	17,02
Área alar (m^2)	461,00	436,80	377,00
Alongamento	9,09	9,61	9,59
Peso vazio (kg)	155.000	168.780	135.500
MTOW (kg)	319.000	351.500	254.011
Capacidade de combustível (kg)	124.650	181.280	101.522
Motores	2 × XWB-97	2 × GE90-115B	2 × Genx-1B
Empuxo por motor (kN)	431	513	340
Velocidade máxima (Mach)	0,89	0,89	0,90
Velocidade de cruzeiro (km/h)	950	905	903
Alcance (km)	10.200	10.550	8.000
Teto máximo (ft)	41.450	43.100	41.100

TABELA 3.2 – Características das aeronaves estudadas. Fonte: (Airbus-A350, 2024; Boeing-777, 2024; Boeing-787, 2024; GE-Aerospace, 2024; Rolls-Royce, 2024; AviatorJoe.net, 2024)

3.4 Potencial do Mercado

O mercado de aviação comercial continua a crescer, impulsionado pela progressiva demanda por viagens aéreas, especialmente em regiões emergentes da Ásia e África. De acordo com as previsões da IATA, o tráfego global de passageiros deve dobrar até 2037. (GlobalSpec, 2018)

A nova aeronave atenderá a essa demanda, focando em companhias aéreas que necessitam de aeronaves eficientes, capazes de operar em rotas de longo alcance com alta densidade de passageiros. Com a aposentadoria progressiva de modelos com grande capacidade de carga porém quadrimotores, como o Boeing 747 e o Airbus A380, o mercado se abre para aeronaves que ofereçam um equilíbrio entre capacidade e eficiência, como a que será desenvolvida.

As Fig 3.5 e Fig 3.6 demonstram a representatividade dos modelos estudados nas frotas comerciais brasileira e mundial no ano de 2023, a fim de evidenciar como se encontra a fatia de mercado da qual a aeronave desenvolvida fará parte:

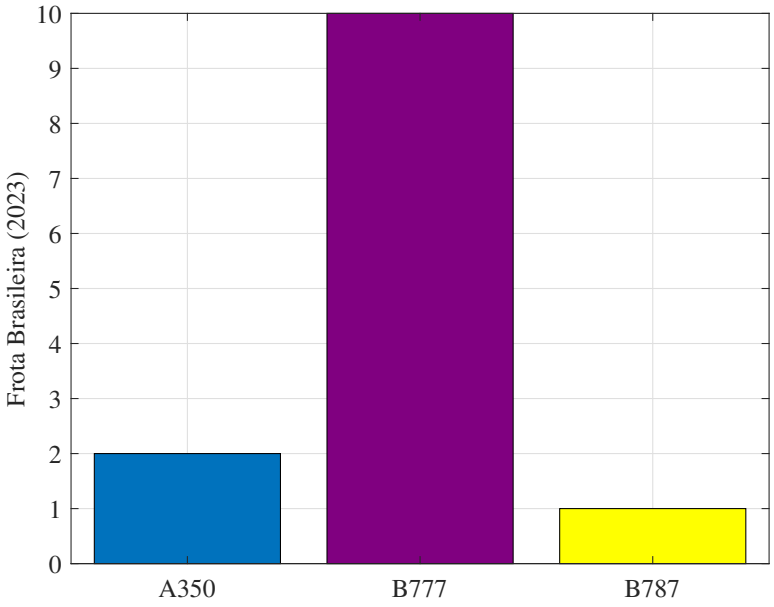


FIGURA 3.5 – Frota comercial brasileira em 2023. Fonte: (Aviação-Comercial.net, 2024)

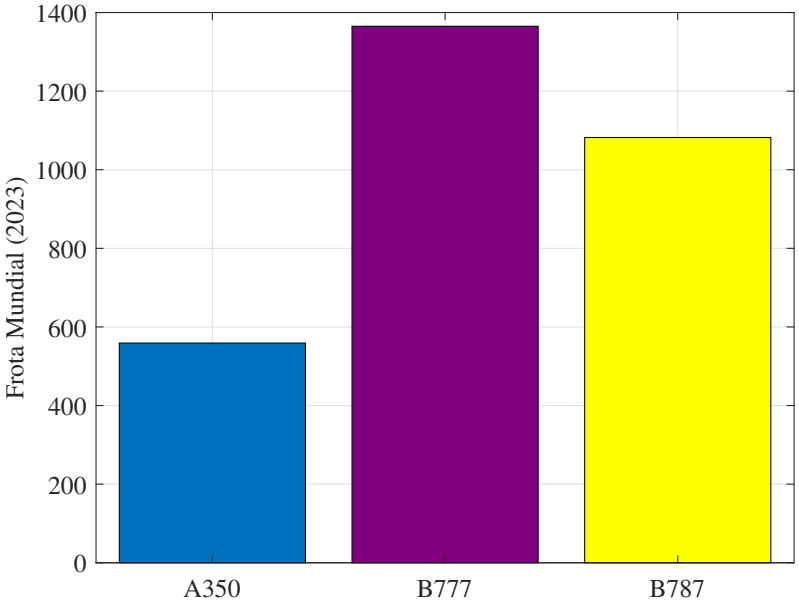


FIGURA 3.6 – Frota comercial mundial em 2023. Fonte: (Aviação-Comercial.net, 2024)

Sendo o custo-benefício um fator importante para a inclusão destes modelos no mercado, a Fig 3.7 mostra os preços praticados comercialmente para cada aeronave estudada em milhões de dólares americanos:

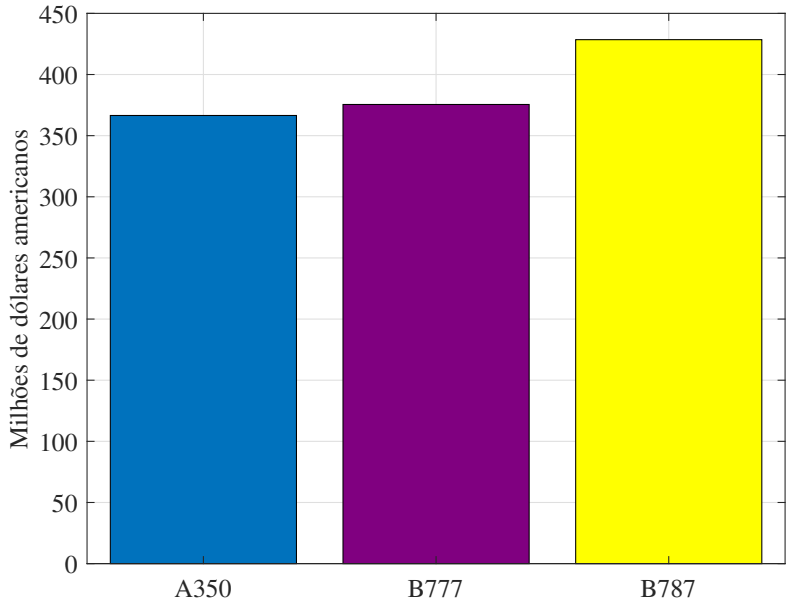


FIGURA 3.7 – Comparação de preços das aeronaves. Fonte: (Aeroin, 2023; UOL, 2021; Wikipedia, 2024)

3.5 Expectativas de Mercado

Espera-se que a nova aeronave atenda às expectativas das companhias aéreas, que buscam reduzir custos operacionais e maximizar a rentabilidade. Isso inclui um consumo de combustível mais baixo, menores emissões de CO_2, e custos de manutenção reduzidos. A introdução de tecnologias avançadas, como materiais compósitos leves e motores de nova geração, também contribuirá para atingir esses objetivos.

3.5.1 Consumo de Combustível

O consumo de combustível é um dos principais fatores que afetam a competitividade de uma aeronave. Sua redução se traduz em economias significativas para as companhias aéreas, pois, em rotas de longo curso, ele representa uma parcela substancial dos custos operacionais.

A Fig 3.8 representa a eficiência de combustível das aeronaves, sendo o Boeing 777 a mais eficiente:

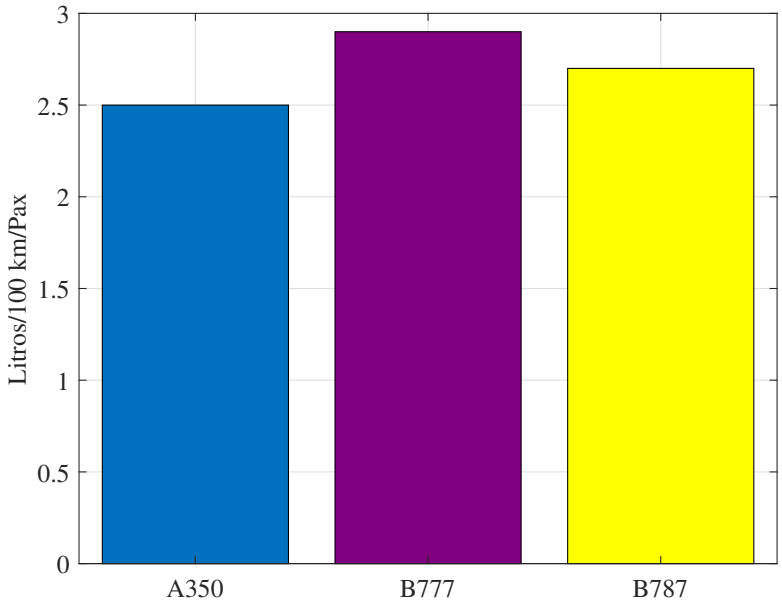


FIGURA 3.8 – Comparação de eficiência de combustível. Fonte: (Sky-Comparison, 2024)

3.5.2 Emissões de CO_2

As emissões de dióxido de carbono (CO_2) por aeronaves são uma das principais preocupações ambientais associadas à aviação, devido ao impacto significativo dessas emissões no aquecimento global. As aeronaves comerciais modernas estão sendo projetadas com tecnologias mais eficientes para reduzir o consumo de combustível e, consequentemente, as emissões de CO_2.

Airbus A350-1000: Este modelo é conhecido por sua eficiência em termos de consumo de combustível. Utilizando materiais compósitos leves e motores Rolls-Royce Trent XWB, a aeronave consegue reduzir as emissões de CO_2 em até 25 % em comparação com os aviões de gerações anteriores (Airbus-A350, 2024). Além disso, possui uma autonomia maior, permitindo voos mais longos sem a necessidade de escalas, o que também contribui para uma menor emissão por passageiro-quilômetro.

Boeing 777-300ER: Embora seja uma aeronave mais antiga em comparação com os concorrentes estudados, ainda é amplamente utilizado por sua capacidade e alcance. É equipado com motores GE90-115B, que, apesar de eficientes para sua época, apresentam maiores emissões de CO_2 quando comparados aos motores mais recentes dos concorrentes (GE-Aerospace, 2024). No entanto, o 777-300ER tem sido atualizado ao longo dos anos para melhorar sua eficiência de combustível e reduzir as emissões.

Boeing 787-10: Parte da família Dreamliner, foi projetado com foco na eficiência energética. Com o uso de materiais compósitos e motores de nova geração, como o Rolls-Royce Trent 1000 ou o General Electric GEnx, o 787-10 consegue reduzir as emissões de CO_2 em até 20 % em comparação com as aeronaves que substitui (Boeing-787, 2024). Essa eficiência é crucial para operadores que buscam minimizar o impacto ambiental de suas operações.

3.5.3 Materiais Compósitos

Os materiais compósitos, como as fibras de carbono, são formados por uma combinação de dois ou mais materiais que, juntos, oferecem propriedades superiores às dos componentes individuais.

Na aviação, o uso desses materiais resulta em estruturas mais leves sem que se comprometa sua resistência estrutural. Isto reduz o consumo de combustível e as emissões de CO_2, além de melhorar o desempenho geral da aeronave.

Airbus A350-1000: Exemplo notável de aplicação de materiais compósitos na aviação moderna com cerca de 53 % da estrutura da aeronave sendo feita de compósitos, principalmente de fibra de carbono (Airbus-A350, 2024). Esta redução de peso permite que a aeronave tenha uma maior capacidade de passageiros e carga, além de um maior alcance, tornando-a altamente competitiva no mercado de aeronaves de longo alcance.

Boeing 777-300ER: Embora use uma proporção menor de compósitos em comparação aos outros modelos estudados, o B777 incorpora materiais avançados em áreas críticas para a redução de peso e melhoria da eficiência. Os compósitos são utilizados em partes específicas como a cauda e as superfícies de controle, contribuindo para um desempenho otimizado e um peso estrutural reduzido. Apesar de não ser tão leve quanto os modelos mais recentes, ele ainda se beneficia da aplicação de compósitos, especialmente em termos de durabilidade e resistência à corrosão, o que resulta em menor manutenção e custos operacionais.(Boeing-777, 2024)

Boeing 787-10: Um dos modelos mais avançados no uso de compósitos na aviação comercial, com cerca de 50 % da sua estrutura composta por materiais como fibra de carbono (Boeing-787, 2024). A leveza estrutural também possibilita voos mais longos e com maior eficiência, além de melhorar a experiência dos passageiros através de uma cabine mais silenciosa e confortável.

Sendo assim, os materiais compósitos não só permitem a redução do peso estrutural, mas também contribuem para a eficiência do combustível, redução das emissões de CO_2 e melhoria do desempenho geral das aeronaves. A adoção cada vez mais ampla de compósitos sinaliza um caminho promissor para o futuro da aviação, no qual a sustentabilidade e a eficiência continuarão a ser prioridades centrais.

3.6 Operação e Infraestrutura Aeroportuária

As condições de operação e a infraestrutura aeroportuária desempenham um papel fundamental no desempenho e na eficiência das aeronaves comerciais, especialmente para modelos de grande porte como os estudados. Esses fatores incluem a capacidade das pistas, os sistemas de navegação e controle de tráfego aéreo, e as facilidades de manutenção e reabastecimento.

Airbus A350-1000: Projetada para operar em uma ampla variedade de aeroportos, incluindo aqueles com pistas de maior altitude e temperaturas extremas. A sua eficiência de combustível e maior autonomia permitem operar em rotas de longo alcance, reduzindo a necessidade de escalas frequentes e minimizando o impacto das condições operacionais adversas.

A infraestrutura necessária para essa aeronave inclui pistas reforçadas para suportar seu peso durante as operações de decolagem e pouso, além de exigir portões de embarque compatíveis e maior espaço de manobra no solo. A aeronave também se beneficia de aeroportos com sistemas avançados de navegação que suportam operações precisas em condições de baixa visibilidade.

Boeing 777-300ER: Este modelo exige infraestrutura robusta, incluindo pistas longas e sistemas avançados de controle de tráfego aéreo para suportar operações em aeroportos movimentados. A manutenção também requer hangaragem ampla e equipamentos especializados devido ao seu tamanho.

Boeing 787-10: Por se mais leve, possui uma versatilidade operacional que permite decolar e pousar em aeroportos com pistas mais curtas e menos equipadas. Sua capacidade de realizar voos de longo alcance com baixo consumo de combustível é uma vantagem significativa em condições operacionais variadas. No entanto, ainda requer sistemas adequados para reabastecimento rápido e manutenção eficiente, especialmente em rotas de longo alcance.

3.7 Histórico de Acidentes

Acidentes aeronáuticos são eventos que envolvem danos à aeronave, lesões ou fatalidades, e estão entre as maiores preocupações da indústria da aviação. Embora a segurança aérea tenha evoluído significativamente nas últimas décadas, com avanços tecnológicos e rigorosos padrões de operação, o risco de incidentes ainda persiste, levando a uma vigilância constante para garantir a segurança dos passageiros e tripulantes.

As aeronaves estudadas são exemplos notáveis de modelos modernos que mantêm ótimos registros de segurança. Até o momento, nenhum desses modelos esteve envolvido em acidentes graves, apenas ocorrências de menor gravidade.(ASN, 2024)

A aeronave projetada pretende seguir os mesmos padrões de segurança e confiabilidade, a fim de garantir manutenções eficientes e bons padrões de operação.

3.8 Projeto Conceitual da Horizon

Esta seção constitui o núcleo do relatório final apresentado na disciplina de projeto de aeronaves 2, onde serão apresentadas as considerações e pressupostos adotados durante o desenvolvimento do projeto. Serão discutidos o diagrama de restrições para os requisitos pretendidos, a estimativa da polar de arrasto, o peso da aeronave, e o dimensionamento inicial das principais geometrias e dimensões. Além disso, será detalhada a escolha do sistema propulsivo, juntamente com as justificativas para a sua seleção, estabelecendo assim a base técnica do projeto da nova aeronave.

É crucial destacar que o projeto conceitual é um processo dinâmico e iterativo, com o objetivo de assegurar que a aeronave cumpra os requisitos de desempenho e segurança estabelecidos. Para iniciar o Projeto Conceitual, foram definidas as variáveis que serão discutidas nesta seção. Utilizou-se como referência o modelo padrão da atmosfera ISA ao nível do mar, e alguns requisitos como o coeficiente de atrito de pista foram adotados conforme indicado por Sadraey (2017)

e ademais como alongamento, afilamento da asa e enflechamento foram utilizados médias das aeronaves concorrentes analisadas.

A Tab 3.3 apresenta as considerações que serão assumidas ao longo do desenvolvimento da aeronave.

Variáveis de Projeto	**Valor**
Teto de serviço máximo	40.000 [ft]
Teto operacional	35.000 [ft]
Velocidade máxima	Mach 0,9
Velocidade de estol	130 [knot]
Razão de subida	3500 [ft/min]
Coeficiente de sustentação máximo	2,9
Carga	71.000 [kg]
Alcance	10.500 [km]
Velocidade cruzeiro	Mach 0,85
Quantidade de passageiros	500
Alongamento	9,43
Afilamento da asa	0,23
Enflechamento	32°
Diedro	3°

TABELA 3.3 – Considerações de Projeto.

3.8.1 Estimativa de Polar de Arrasto

Nessa etapa do projeto conceitual foi estimada a polar de arrasto para encontrar a relação entre o coeficiente de arrasto e o coeficiente de sustentação da aeronave, através da definição de valores iniciais e tabelas de referência mesmo sem a geometria da aeronave definida.

A polar de arrasto pode ser definida através do coeficiente total de arrasto (C_D) como a soma do coeficiente de arrasto parasita (C_{D0}) e do coeficiente de arrasto induzido (C_{Di}) conforme (3.1).

$$C_D = C_{D0} + C_{Di} \tag{3.1}$$

O coeficiente de arrasto parasita é estimado como a relação entre o coeficiente de fricção (C_{fe}), a área molhada total da aeronave (S_{wet}) e a área de referência da asa (S_{ref}), conforme (3.2).

$$C_{D0} = C_{fe} \cdot \frac{S_{wet}}{S_{ref}} \tag{3.2}$$

Através da Tab 3.4, relação entre coeficiente de fricção e tipo de aeronave, é estimado o valor de C_{fe} como 0,003 para aeronaves turbofan de transporte civil. Logo, foi definido o valor do coeficiente de arrasto parasita C_{D0} como 0,0169 através da equação (3.3),

$$C_{D0} = 0,003 \cdot \frac{2585,51}{458,06} = 0,0169 \tag{3.3}$$

onde o valor de S_{wet} é definido conforme equação (3.4).

$$S_{wet} = a_{Swet} \cdot W_0^{C_{Swet}} = 0,0317 \cdot 3330873^{0,7530} = 2585,51 \tag{3.4}$$

O peso bruto W_0 de decolagem da aeronave considerado foi determinado por um processo iterativo.

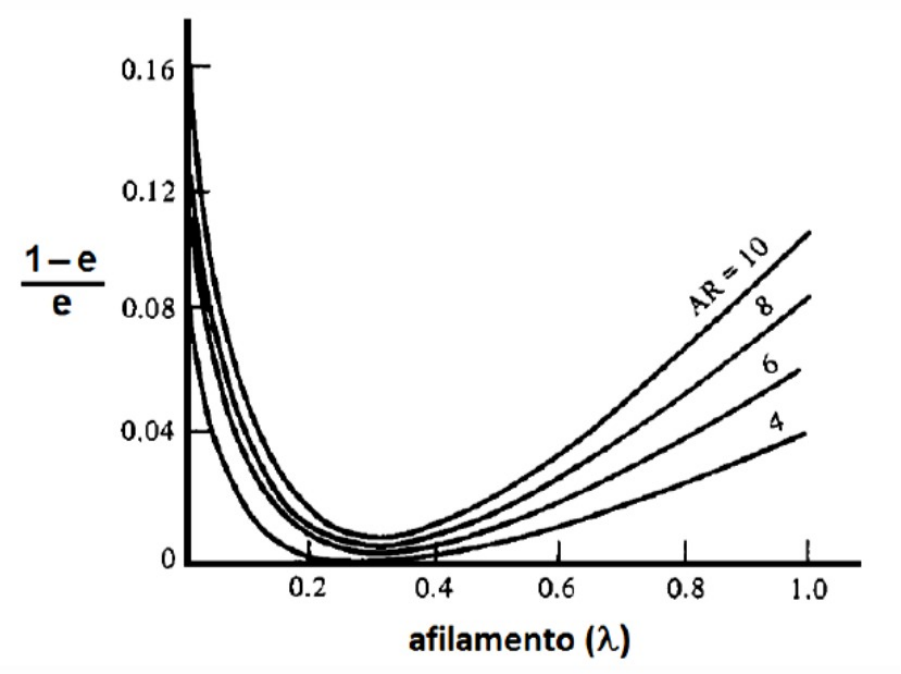
Classe de aeronave	**Coeficiente de atrito equivalente**
Bombardeiro e transporte civil	0,0030
Carga militar (fuselagem com alto upsweep)	0,0035
Caça da força aérea	0,0035
Caça naval	0,0040
Aeronave supersônica de cruzeiro limpa	0,0025
Avião leve – monomotor	0,0055
Avião leve – bimotor	0,0045
Aeronave anfíbia com hélice	0,0065
Aeronave anfíbia a jato	0,0040

TABELA 3.4 – Coeficiente de atrito equivalente (C_{fe}) por classe de aeronave Fonte: BADIS (2017)

O coeficiente de arrasto induzido (C_{Di}) ocorre geralmente devido a efeitos de ponta de asa - vórtices nas extremidades de superfícies aerodinâmicas devido à diferença de pressão entre a parte superior e inferior da superfície e está relacionado com a geração de sustentação de um corpo. Para estimar o coeficiente de arrasto induzido, a Equação (3.5) abaixo define o C_{Di} em função do coeficiente de sustentação (C_L) e a constante de arrasto induzido (k),

$$C_{Di} = k \cdot C_L^2 = \frac{1}{\pi \cdot AR \cdot e} \cdot C_L^2 \tag{3.5}$$

onde e é a eficiência aerodinâmica (*Oswald span efficiency factor*) e AR é o alongamento da asa. De acordo com (Sadraey, 2017) valores típicos para e são entre 0,7 e 0,95, e para estimar esse valor é utilizada a correlação entre alongamento da asa (AR) e afilamento (λ), conforme Fig 3.9.



Fonte: Silva (2024a)

FIGURA 3.9 – Relação entre alongamento e afilamento para estimativa da eficiência aerodinâmica.

Logo, é calculado a constante de arrasto induzido para definir a relação entre C_{Di} e C_L, conforme (3.6)

$$C_{Di} = \frac{1}{\pi \cdot 9,430 \cdot 0,85} \cdot C_L^2 = 0,0397 \cdot C_L^2 \tag{3.6}$$

Substituindo os valores das Equações (3.3) e (3.6) na Equação (3.1) é estimado a polar de arrasto da aeronave pela equação (3.7).

$$C_D = 0,0169 + 0,0397 \cdot C_L^2 \tag{3.7}$$

Na Figura 3.10 é possível visualizar o gráfico da equação da polar de arrasto relacionando os coeficientes C_D e C_L.

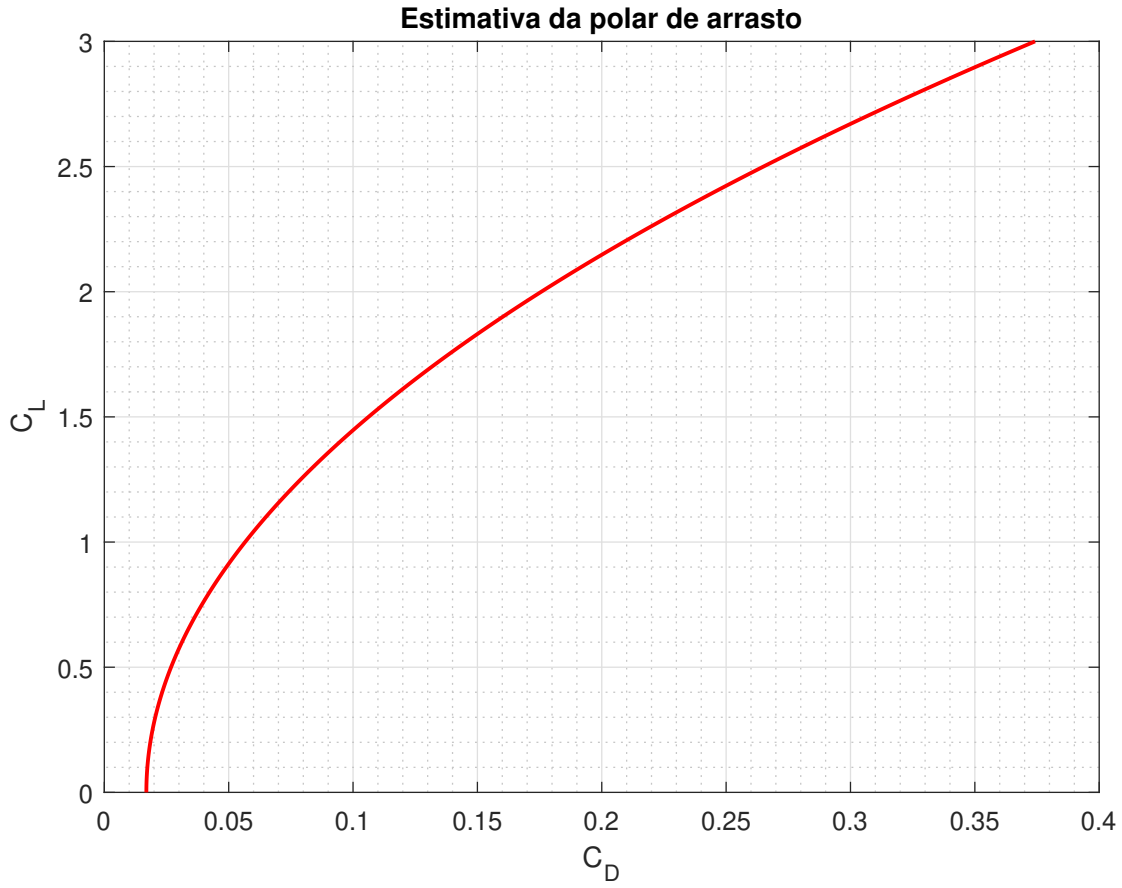


FIGURA 3.10 – Polar de arrasto estimada. Fonte: Autor

3.8.2 Estimativa de peso de decolagem

O peso de decolagem W_0 de uma aeronave é composto pela soma da carga paga $W_{payload}$, peso de combustível W_{fuel} e peso vazio operacional W_{empty} conforme a Equação (3.8):

$$W_0 = W_{payload} + W_{fuel} + W_{empty} \tag{3.8}$$

Considerando que a carga paga $W_{payload}$ seja uma consideração de projeto conforme a Tab 3.3, a Equação (3.8) pode ser reescrita, de modo que o peso vazio e o peso de combustível seja escrito em função do peso bruto:

$$W_0 = \frac{W_{Payload}}{1 - \frac{W_{empty}}{W_0} - \frac{W_{fuel}}{W_0}} \tag{3.9}$$

Será utilizada a equação empírica para determinar a fração de peso vazio $\frac{W_{empty}}{W_0}$, onde as constantes a e C podem ser retiradas da Tab 3.5 de referência e $K = 1$ para aeronaves com enflechamento fixo:

Tipo de aeronave	a	C
Aeronave planador	$2{,}743 \pm 0{,}772$	$-0{,}187$
Aeronave moto-planador	$1{,}372 \pm 0{,}381$	$-0{,}093$
Aeronave ultraleve ou homebuilt	$0{,}731 \pm 0{,}108$	$-0{,}035$
Aeronave geral e utilitária monomotora a pistão	$0{,}892 \pm 0{,}131$	$-0{,}047$
Aeronave geral e utilitária monomotora turbo-hélice	$0{,}892 \pm 0{,}131$	$-0{,}047$
Aeronave geral e utilitária multimotora a pistão	$0{,}766 \pm 0{,}175$	$-0{,}020$
Aeronave geral e utilitária multimotora turbo-hélice	$0{,}766 \pm 0{,}175$	$-0{,}020$
Aeronave acrobática	$1{,}555 \pm 0{,}355$	$-0{,}095$
Aeronave agrícola	$2{,}919 \pm 0{,}732$	$-0{,}167$
Aeronave anfíbia mono ou multimotora	$0{,}865 \pm 0{,}161$	$-0{,}032$
Aeronave de combate da Segunda Guerra a hélice	$2{,}394 \pm 0{,}839$	$-0{,}117$
Aeronave de treinamento a jato	$1{,}364 \pm 0{,}556$	$-0{,}079$
Aeronave de combate a jato	$2{,}388 \pm 0{,}839$	$-0{,}126$
Aeronave cargueiro ou bombardeiro militar a hélice	$3{,}013 \pm 1{,}051$	$-0{,}132$
Aeronave cargueiro ou bombardeiro militar a jato	$0{,}706 \pm 0{,}439$	$-0{,}034$
Aeronave de transporte de passageiros a hélice	$0{,}713 \pm 0{,}105$	$-0{,}014$
Aeronave de transporte de passageiros a jato	$1{,}385 \pm 0{,}141$	$-0{,}070$
Aeronave executiva a jato	$0{,}786 \pm 0{,}129$	$-0{,}028$

TABELA 3.5 – Estimativa das constantes da equação empírica para fração de peso vazio. *Fonte: (Sadraey, 2017)*

$$\frac{W_{empty}}{W_0} = a \cdot {W_0}^C \cdot K = 1,385 \cdot {W_0}^{-0,07} \cdot 1 \tag{3.10}$$

Para determinar a fração de combustível $\frac{W_{fuel}}{W_0}$, deve-se levar em conta a missão típica da aeronave comercial de transporte de passageiros baseada nas seguintes etapas: Táxi e decolagem etapa 0 a 1; Voo em Subida etapa 1 a 2; Voo em Cruzeiro etapa 2 a 3, incluindo o voo de cruzeiro da missão principal e da reserva técnica; Voo em Descida etapa 3 a 4; Voo em Espera e Aproximação etapa 4 a 5; Aterrissagem e Táxi etapa 5 a 6. Então será calculado a fração de combustível com a Equação (3.11):

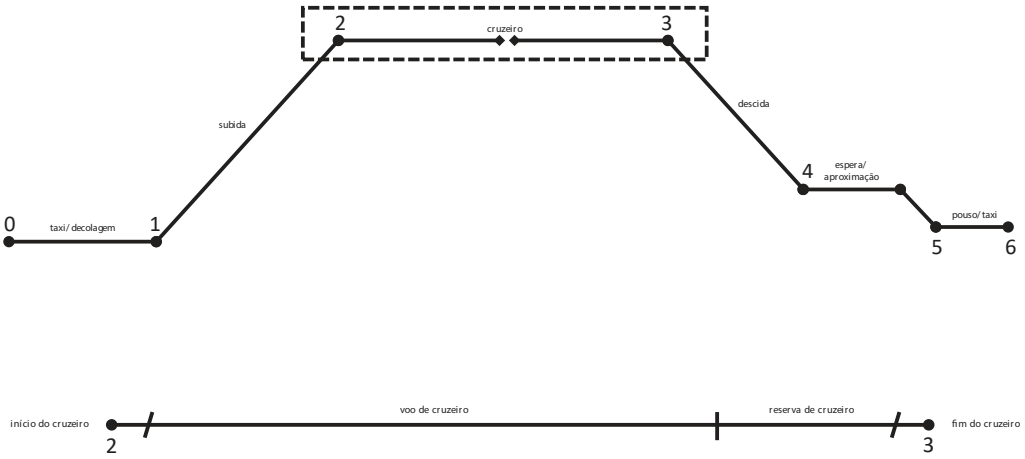


FIGURA 3.11 – Esquema da missão de voo de aeronave comercial de passageiros. Fonte: Autor

Na Equação (3.11) podemos estimar algumas frações pela Tab 3.6

Tipo de aeronave	W_1/W_0	W_2/W_1	W_3/W_2	W_4/W_3
Aeronave planador	1,000	1,000	1,000	1,000
Aeronave moto-planador	0,980	0,995	0,995	0,995
Aeronave ultraleve ou homebuilt	0,970	0,985	0,995	0,995
Aeronave geral e utilitária monomotor a pistão	0,980	0,985	0,995	0,995
Aeronave geral e utilitária monomotor turbo-hélice	0,970	0,985	0,995	0,995
Aeronave geral e utilitária multimotora a pistão	0,980	0,985	0,995	0,995
Aeronave geral e utilitária multimotora turbo-hélice	0,970	0,985	0,995	0,995
Aeronave acrobática	0,970	0,985	0,995	0,995
Aeronave agrícola	0,980	0,985	0,995	0,995
Aeronave anfíbia mono ou multimotor	0,970	0,985	0,995	0,995
Aeronave de combate da Segunda Guerra e hélice	0,970	0,980	0,985	0,995
Aeronave de treinamento a jato	0,960	0,980	0,985	0,995
Aeronave de combate a jato	0,960	0,980	0,985	0,995
Aeronave cargueiro ou bombardeiro militar a hélice	0,970	0,985	0,990	0,995
Aeronave cargueiro ou bombardeiro militar a jato	0,970	0,985	0,990	0,995
Aeronave de transporte de passageiros a hélice	0,970	0,985	0,985	0,995
Aeronave de transporte de passageiros a jato	0,970	0,985	0,985	0,995
Aeronave executiva a jato	0,980	0,985	0,990	0,995

TABELA 3.6 – Estimativa das frações de peso em missão típica para diferentes tipos de aeronaves. Fonte: (Sadraey, 2012)

$$\frac{W_{fuel}}{W_0} = \frac{W_0 - W_6}{W_0} = 1 - \frac{W_6}{W_0} = 1 - \frac{W_1}{W_0}\frac{W_2}{W_1}\frac{W_3}{W_2}\frac{W_4}{W_3}\frac{W_5}{W_4}\frac{W_6}{W_5} \tag{3.11}$$

$$\frac{W_{fuel}}{W_0} = 1 - 0,97 \cdot 0,985 \cdot \frac{W_3}{W_2} \cdot 0,985 \cdot \frac{W_5}{W_4} \cdot 0,995 \tag{3.12}$$

- Cálculo de alcance equivalente associado à reserva técnica:

  A reserva técnica deve incluir combustível para voar até o destino alternativo mais distante do plano de voo, mais combustível para voar um acréscimo de 10 % do tempo até o destino original, mais combustível para voar a 185 km acima do aeroporto alternativo durante 45 minutos;

- Estimativa do acréscimo de alcance devido ao requisito de 10 % do tempo de voo, ponderando o alcance pelo tempo médio de voo:

$$t_{flight} = \frac{R}{V_0} = \frac{9377}{910} = 10,3 \text{ h} \tag{3.13}$$

$$t_{10\%} = 0,1 \cdot t_{flight} = 1,03 \text{ h} \tag{3.14}$$

$$R_{10\%} = t_{10\%} \cdot V_0 = 937,7 \text{ km} \tag{3.15}$$

- Calcular o alcance equivalente para fins de projeto conceitual com base nos acréscimos de alcance conforme requisitos regulamentares.

$$R_{nominal} = 9377 \text{ km} \tag{3.16}$$

$$R_{10\%} = 103,15 \text{ km} \tag{3.17}$$

$$R_{alternate} = 185 \text{ km} \tag{3.18}$$

R_{loiter} já considerado na etapa do voo de espera.

$$R_{eq} = R_{nominal} + R_{10\%} + R_{alternate} + R_{loiter} = 10500 \text{ km} \tag{3.19}$$

A eficiência aerodinâmica em voo de cruzeiro e espera pode ser calculada pela equações:

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{\text{cruise}} = \frac{1}{2\sqrt{k_2 \cdot C_{D0}}} \tag{3.20}$$

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{\text{cruise}} = \frac{1}{2\sqrt{0{,}0397 \cdot 0{,}018}} = 16{,}196$$

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{\text{loiter}} = \frac{3}{4\sqrt{3 \cdot k_2 \cdot C_{D0}}} \tag{3.21}$$

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{\text{loiter}} = \frac{3}{4\sqrt{3 \cdot 0{,}039 \cdot 0{,}018}} = 18{,}701$$

Com isso, para se calcular a fração de combustível $\frac{W_{fuel}}{W_0}$ falta apenas as frações $\frac{W_2}{W_3}$ e $\frac{W_5}{W_4}$. Assim para aeronaves a jato na etapa de voo de cruzeiro com alcance pré-definido por requisitos comerciais e na etapa de voo de espera com tempo de espera pré-definido por requisitos regulamentares. Será estimado as fração de peso $\frac{W_2}{W_3}$ pela Equação de Bréguet para alcance de aeronaves a jato e para a fração de peso $\frac{W_5}{W_4}$ a equação de Bréguet para autonomia de aeronaves a jato.

$$\frac{W_3}{W_2} = e^{-\left(\frac{g \cdot R \cdot \text{TSFC}_{\text{cruise}}}{V_0 \left(\frac{L}{D}\right)_{\text{cruise}}}\right)} \tag{3.22}$$

$$\frac{W_3}{W_2} = e^{-\left(\frac{9{,}81 \cdot 10{,}5 \cdot 10^6 \cdot 1{,}35 \cdot 10^{-5}}{252{,}8 \cdot 16{,}196}\right)} = 0{,}712$$

$$\frac{W_5}{W_4} = e^{-\left(\frac{g \cdot E \cdot \text{TSFC}_{\text{loiter}}}{\left(\frac{L}{D}\right)_{\text{loiter}}}\right)} \tag{3.23}$$

$$\frac{W_5}{W_4} = e^{-\left(\frac{9{,}81 \cdot 2700 \cdot 1{,}125 \cdot 10^{-5}}{18{,}701}\right)} = 0{,}9842$$

onde:

Utilizando os resultados das equações acima na equação (3.12), a fração de combustível é obtida:

$$\frac{W_{fuel}}{W_0} = 0,3438 \tag{3.24}$$

Portanto, substituindo as Equações (3.24) e (3.10) na equação (3.9):

$$W_0 = \frac{696510}{1 - 1,385 \cdot W_0^{-0,07} - 0,3438} \tag{3.25}$$

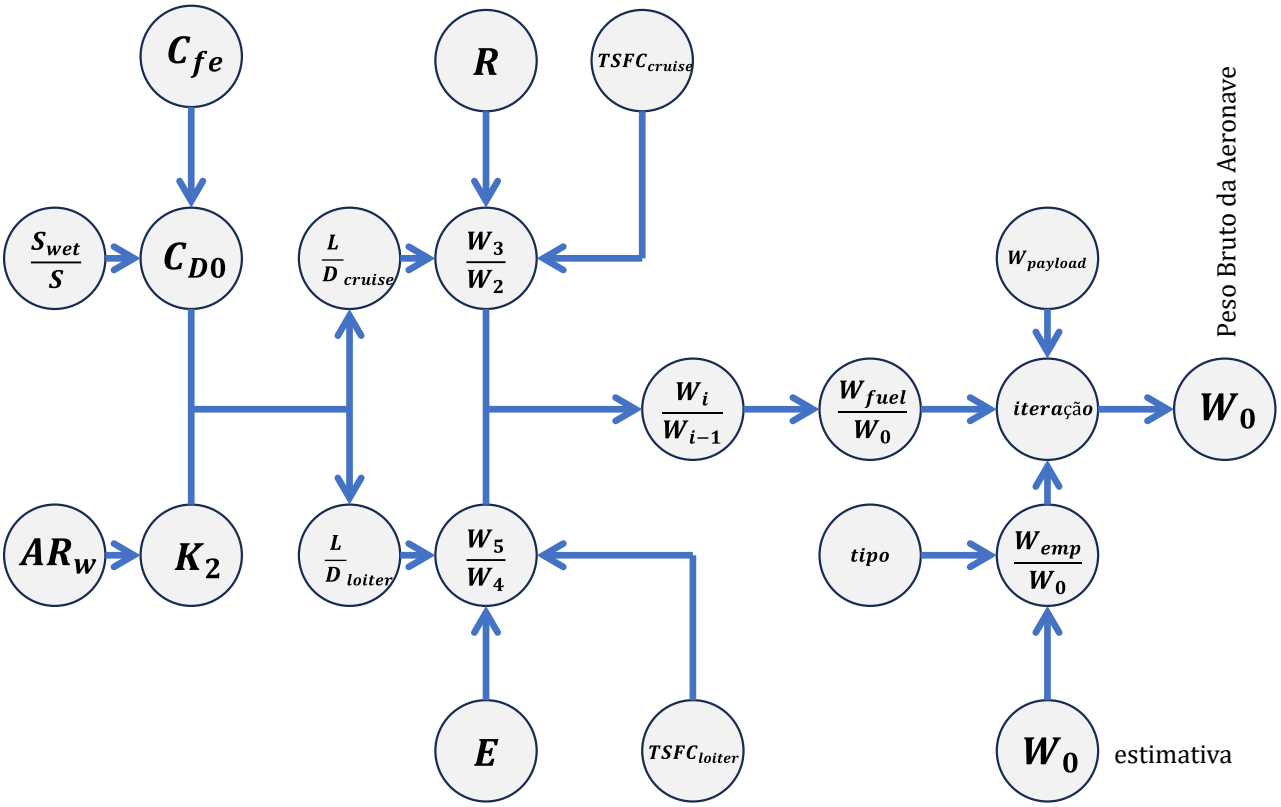


FIGURA 3.12 – Roteiro simplificado para estimativa de peso de aeronave a jato Fonte: Silva (2024b)

O peso bruto de decolagem de uma aeronave pode ser determinado por meio de um processo iterativo. Na Tab 3.7 abaixo estão as iterações obtidas:

Iterações	W_0	$\frac{W_{\text{empty}}}{W_0}$	$W_{0_{\text{new}}}$	Residual
1	1.000.000	0,526562	4.181.404	−3.181.404
2	4.181.404	0,476384	3.213.403	968.000
3	3.213.403	0,485246	3.350.389	−136.986
4	3.350.389	0,483830	3.327.724	22.665
5	3.327.724	0,484060	3.331.384	−3.660
6	3.331.384	0,484023	3.330.791	593
7	3.330.791	0,484029	3.330.887	−96
8	3.330.887	0,484028	3.330.871	16
9	3.330.871	0,484028	3.330.874	−3
10	3.330.874	0,484028	3.330.873	0

TABELA 3.7 – Cálculo iterativo para estimativa do W_0 Fonte: Autores.

Então estima-se o peso de decolagem para o peso vazio e o peso de combustível:

$$W_0 = 3330,873 \text{ [kN]} = 339,5 \text{ [ton]}; \tag{3.26}$$

$$W_{empty} = 1612,237 \text{ [kN]} = 164,3 \text{ [ton]}; \tag{3.27}$$

$$W_{fuel} = 1022,127 \text{ [kN]} = 104,2 \text{ [ton]}. \tag{3.28}$$

3.8.3 Relações de Desempenho

Inicialmente foi criado um código em MATLAB©, onde utilizou-se o equacionamento de Sadraey (2017), demonstrado a seguir.

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{S_{\text{TO}}} = \frac{\mu - \left(\mu + \frac{C_{D_{\text{G}}}}{C_{L_{\text{R}}}}\right)\left[\exp\left(0.6\rho g C_{D_{\text{G}}} S_{\text{TO}} \frac{1}{W/S}\right)\right]}{1 - \exp\left(0.6\rho g C_{D_{\text{G}}} S_{\text{TO}} \frac{1}{W/S}\right)} \tag{3.29}$$

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{V_s} = \frac{1}{2}\rho V_s^2 C_{L_{max}} \tag{3.30}$$

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{h_c} = \frac{\text{ROC}_C}{\sigma_C \sqrt{\frac{2}{\rho_C \sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}}}\left(\frac{W}{S}\right)}} + \frac{1}{\sigma_C (L/D)_{\max}} \tag{3.31}$$

$$\left(\frac{T_{SL}}{W}\right)_{V_{max}} = \rho_0 V_{max}^2 C_{D_0} \frac{1}{2\left(\frac{W}{S}\right)} + \frac{2K}{\rho\sigma V_{max}^2}\left(\frac{W}{S}\right) \tag{3.32}$$

Ademais, foram utilizados os dados contidos na Tab 3.3 como valores de referência para uma primeira análise. Após executado o código, traçou-se o seguinte diagrama de restrição:

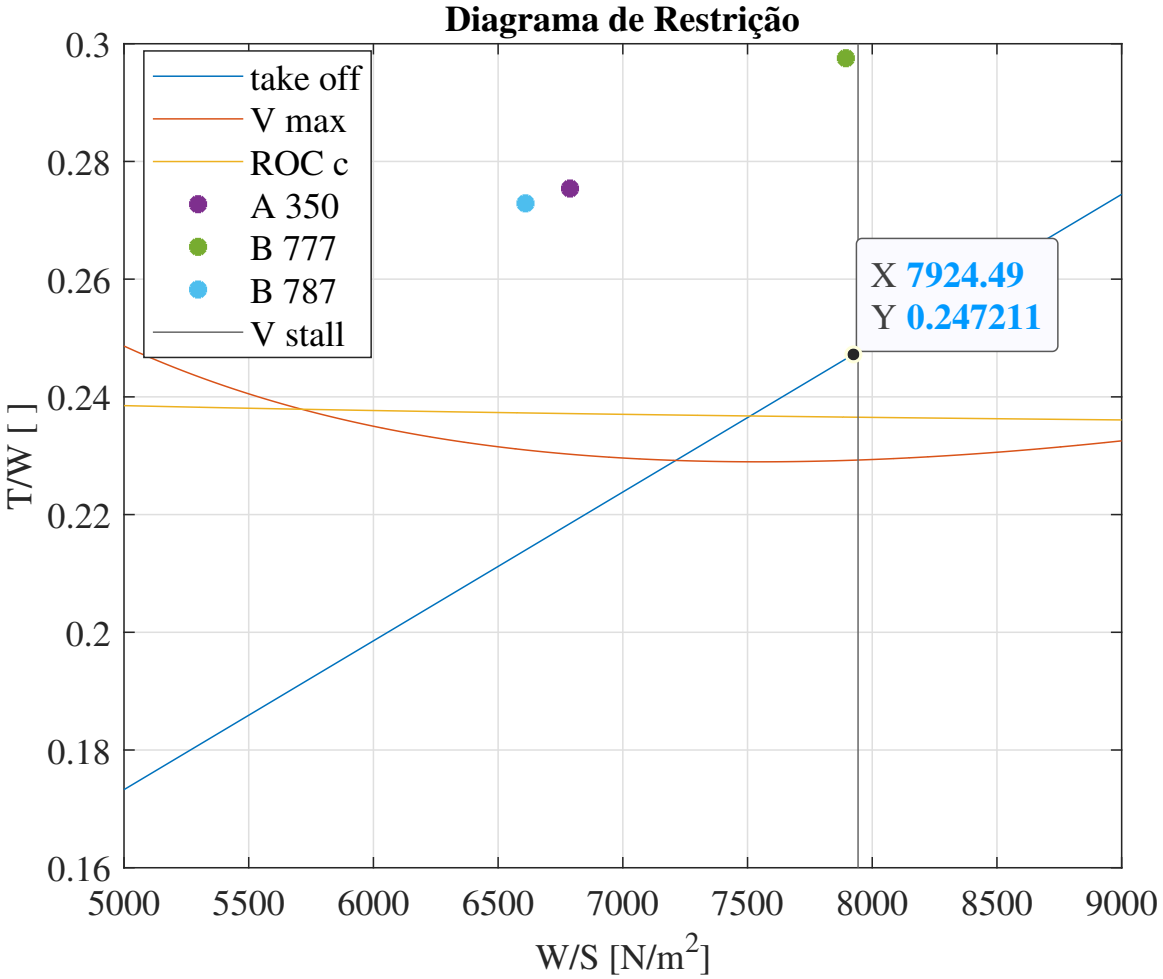


FIGURA 3.13 – Primeira Análise - Diagrama de Restrição. Fonte: Autor.

Nesse contexto, busca-se para o projeto um ponto de design ótimo cujo apresente a menor área da asa e a maior tração possível, assim, traduz-se para o diagrama de restrição como o ponto mais a direita e a cima possível. Nesse ínterim, utilizando o valor de MTOW calculado, (339 Ton), juntamente com a comparação dos valores presentes dos concorrentes, observa-se a possibilidade de estreitar os requisitos e se assim tornar-se mais competitivo com os demais concorrentes.

Dessa forma, aumentou-se o teto operacional de FL400 para FL420, e estreitou-se a pista de decolagem necessária de 2500 m para 2100 metros, permitindo a operação em uma gama maior de aeroporto, como por exemplo, La Guardia em Nova York. Além disso, percebe-se que ao modificar tais fatores, aproxima-se a aeronave à operação dos concorrentes analisados, Figura 3.14.

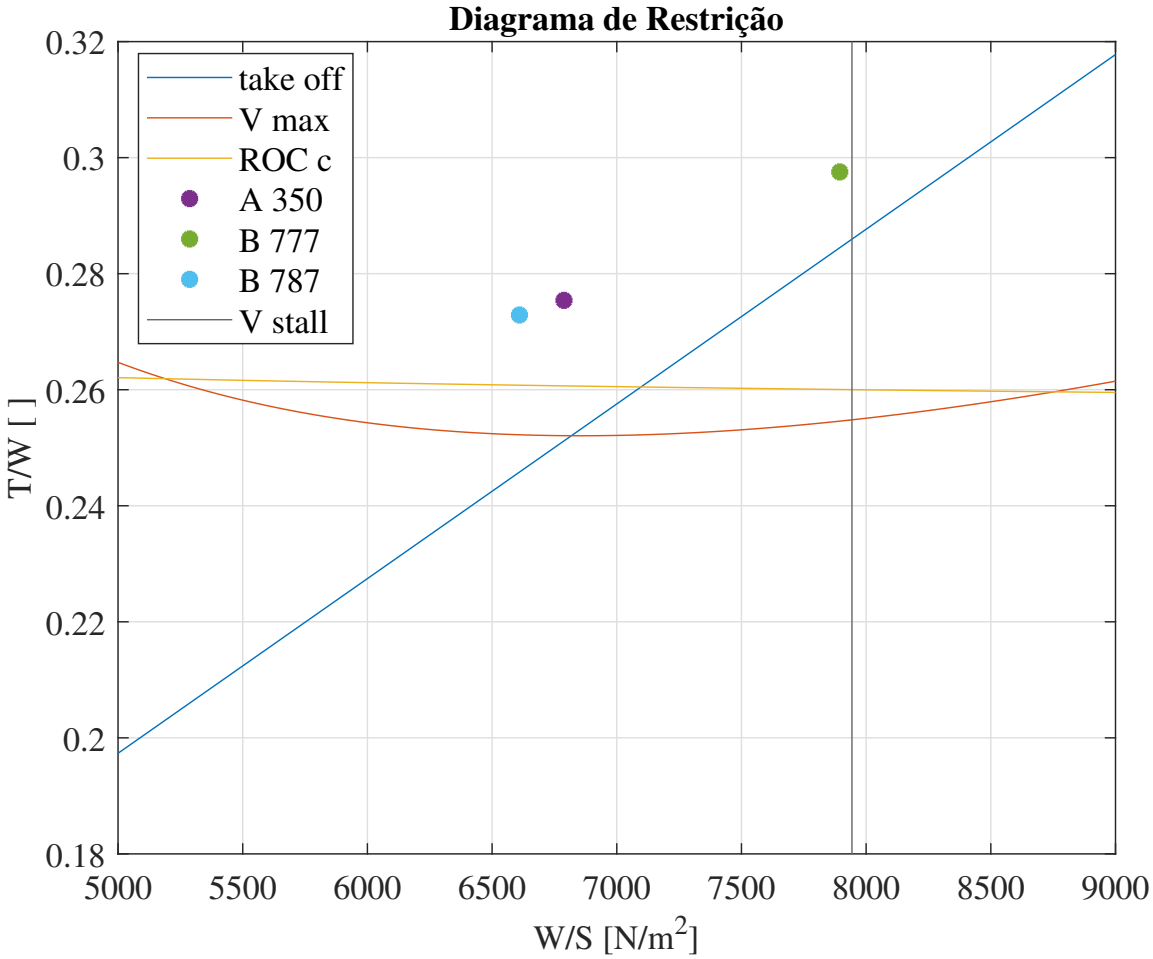


FIGURA 3.14 – Diagrama de restrição final. Fonte: Autor.

Por fim, buscando o ponto ótimo de projeto, visando maior tração e menor área de asa obteve-se os valores: $W/S = 7920$ e $T/W = 0.2852$. Dessa forma, com o MTOW estabelecido, obtém-se o valor de tração requerida igual a $T = 474,23KN$. Assim, comparou-se três modelos diferentes de motores, sendo eles Rolls-Royce Trent XWB-97 (431 KN), GE 90-115B (513 KN), e GEnx-1B (340 KN) e definiu-se o GE 90-115b para a utilização na aeronave.

3.8.4 Sistema Propulsivo

Dentre os tipos de motores disponíveis para aviação comercial, são existentes os motores turboélices, turbofan e turbojatos. A Fig 3.15 mostra a eficiência propulsiva de cada um desses motores conforme a velocidade de operação em Mach.

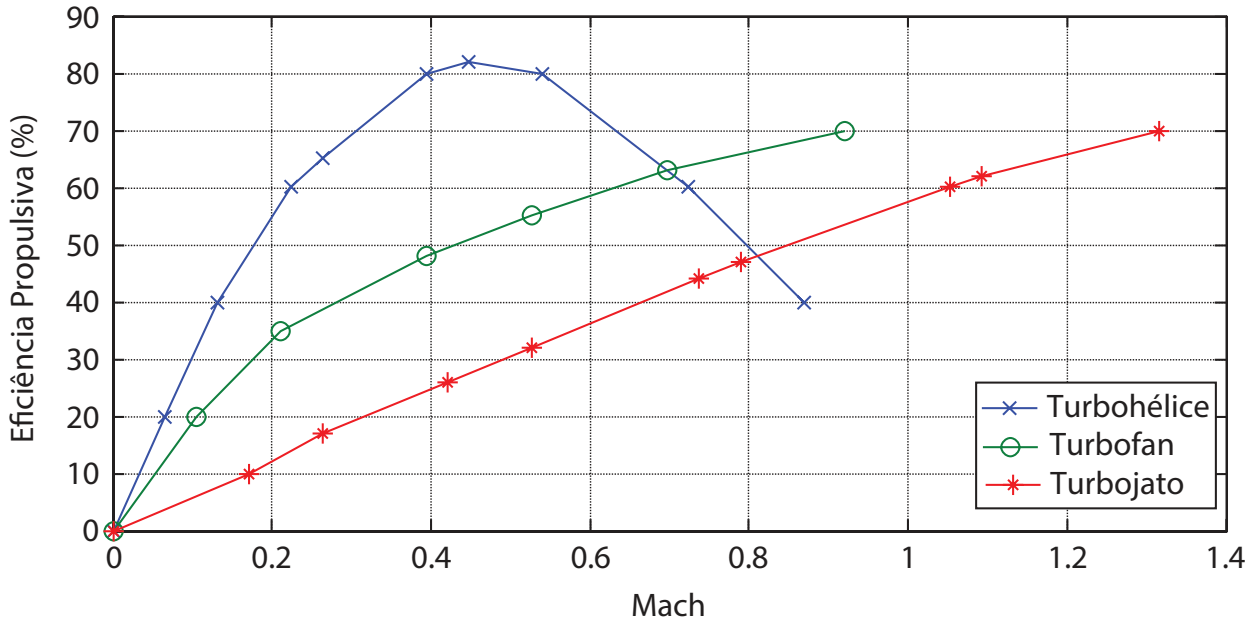


FIGURA 3.15 – Eficiência propulsiva dos motores conforme velocidade de operação. Fonte: Adaptado de Sadraey (2017)

Levando em conta a operação dessa aeronave voando em Mach 0,85 em condição de cruzeiro, o motor mais eficiente é o Turbofan. Entretanto, é importante salientar que o empuxo dos motores variam conforme a altitude, ou seja, o empuxo máximo da aeronave se dá na condição do nível do mar e vai reduzindo gradativamente conforme aumenta-se a altitude. Em camadas mais altas da atmosfera, a densidade do ar diminui, impactando na vazão mássica de ar que entra no motor, traduzindo em menor empuxo. Isso é mostrado na Figura 3.16:

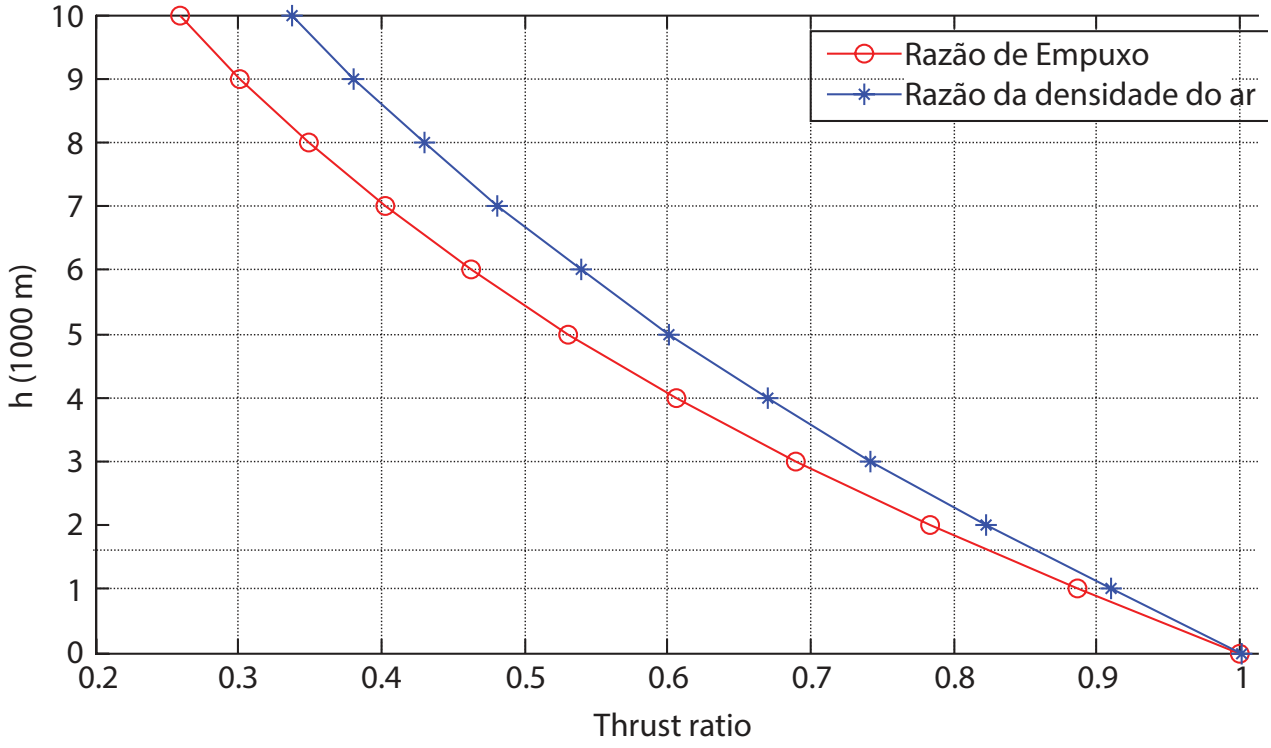


FIGURA 3.16 – Razão de empuxo vs altitude para um motor turbofan. Fonte: Adaptado de Sadraey (2017)

Logo, é perceptível que existirá uma dada altitude onde o motor não conseguirá ter mais excedente de potência necessária para acelerar, essa condição define o Teto Operacional da aeronave.

Após definido o tipo de motor, fez-se a análise da motorização individual das aeronaves concorrentes nesse mesmo segmento, o teto operacional que essa aeronave irá operar (FL350) bem como a velocidade em cruzeiro (Mach 0,85). Em seguida, montou-se uma tabela com as principais características de cada motor para facilitar o processo comparativo entre os parâmetros mais relevantes.

Fabricante	**Designação**	$\dot{m}_{\mathbf{ar}}$ **[kg/s]**	**TSFC [g/(kN · s)]**	**BPR**	**L [mm]**	**D [mm]**	**Massa [kg]**	**Empuxo [kN]**
Rolls-Royce	Trent 1000	1210	$1{,}29 \times 10^{-5}$	10:1	4738	2850	6120	360
Rolls-Royce	Trent XWB-97	1436	$1{,}32 \times 10^{-5}$	9,6:1	5218	2997	7550	431
GE	GE90-115B	1641	$1{,}35 \times 10^{-5}$	9:1	7290	3442	8761	513

TABELA 3.8 – Características dos motores analisados.

Durante a criação do diagrama de restrição, ao adicionar os valores de potência dos motores dos principais concorrentes de mercado da aeronave projetada (Rolls Royce Trent XWB-97, GE90-115B e Rolls Royce Trent 1000/GEnx-1B), a utilização do motor GE90-115B com 513 kN de potência proporciona um T/W maior que o necessário e isso da a possibilidade de obter um maior excesso de potência na altitude de cruzeiro, ganhando em desempenho. O GE90-115B é um motor turbofan de alta eficiência fabricado pela General Electric, com um empuxo máximo de 115.000 libras (aproximadamente 513 kN), equipado com um fan de 3,44 metros de diâmetro, lâminas de titânio e um design avançado de turbina de alta pressão, utilizado em aeronaves Boeing 777 para oferecer desempenho superior e economia de combustível. Seguindo a tendência de aeronaves mais modernas, esse motor produz menos níveis de ruídos(dB) garantindo mais sustentabilidade e permitindo operar em aeroportos com restrições de ruídos, por exemplo.

3.9 Interior e disposição dos passageiros

Para o projeto do interior da aeronave e a disposição dos assentos de passageiros, é fundamental equilibrar conforto, eficiência espacial e segurança. O layout interno deve maximizar o aproveitamento da fuselagem, considerando também aspectos como acessibilidade e facilidade de evacuação em emergências. Para a *Horizon*, uma aeronave com dois corredores (*WideBody*), foram escolhidas duas configurações de cabine de passageiros, uma totalmente econômica e uma com 3 classes disponíveis.

Para a configuração de classe econômica ùnica, foram alocados 500 assentos ao longo de

toda a aeronave, na disposição 3x4x3, ou seja, 3 poltronas - corredor - 4 poltronas - corredor - 3 poltronas, totalizando 10 poltronas por fileira e 50 fileiras.

Já para a configuração com três classes, a aeronave foi dividida em primeira classe, classe executiva e classe econômica, as quais possuem 40, 90 e 380 assentos, respectivamente, totalizando 510. A disposição de assentos escolhida foi 3x2x3 para a primeira classe, permitindo maior espaçamento entre as poltronas, 3x3x3 para a classe executiva e 3x4x3 para a econômica.

A Fig 3.17 mostra a disposição de assentos para as duas configurações e também as áreas reservadas para banheiro (azul) e *galleys* (cinza).

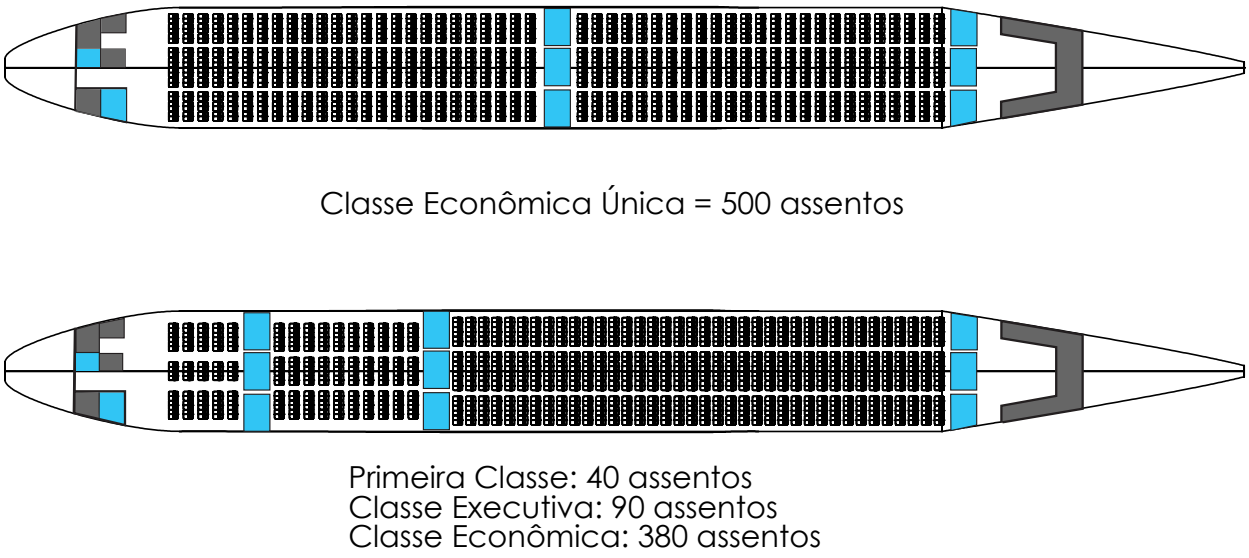


FIGURA 3.17 – *Disposição dos assentos.* Fonte: Relatório final aeronave horizon

4 Resultados

Esse capítulo tem como objetivo evidenciar os principais parâmetros físicos e geométricos da aeronave desenvolvida, parâmetros estes que foram usados para as simulações desenvolvidas dentro do MATLAB© e do *X-plane*. A modelagem da aeronave dentro do simulador, e todas as etapas envolvidas, desde a importação das polares aerodinâmicas dos perfis, bem como os as dimensões físicas da aeronave como um todo são detalhadas. A comunicação entre o simulador e o *Simulink* é destrinchada de forma que o leitor possa compreender a troca de informações via protocolo UDP. Por fim, é feito uma comparação entre o voo de cruzeiro trimado obtido de forma analítica via MATLAB, e a mesma condição de voo dentro do X-plane.

4.1 Parâmetros Gerais da aeronave *Horizon*

A Fig 4.1 mostra as três vistas da aeronave com suas principais dimensões, logo em seguida é evidenciada na Tab 4.9 as principais características geométricas e seus principais parâmetros. Essas informações são as mais relevantes para toda a análise e modelagem da aeronave dentro do simulador, e também para o código computacional em MATLAB© . No ANEXO C e A desse trabalho encontram-se mais detalhes como posicionamento das superfícies de controle, *flaps*, *Winglets*, fuselagem, trem de pouso e características de desempenho da aeronave *Horizon*. Com respeito à localização do CG, a referência segue a convenção do *OpenVSP*, estabelecendo o centro no apex da asa.

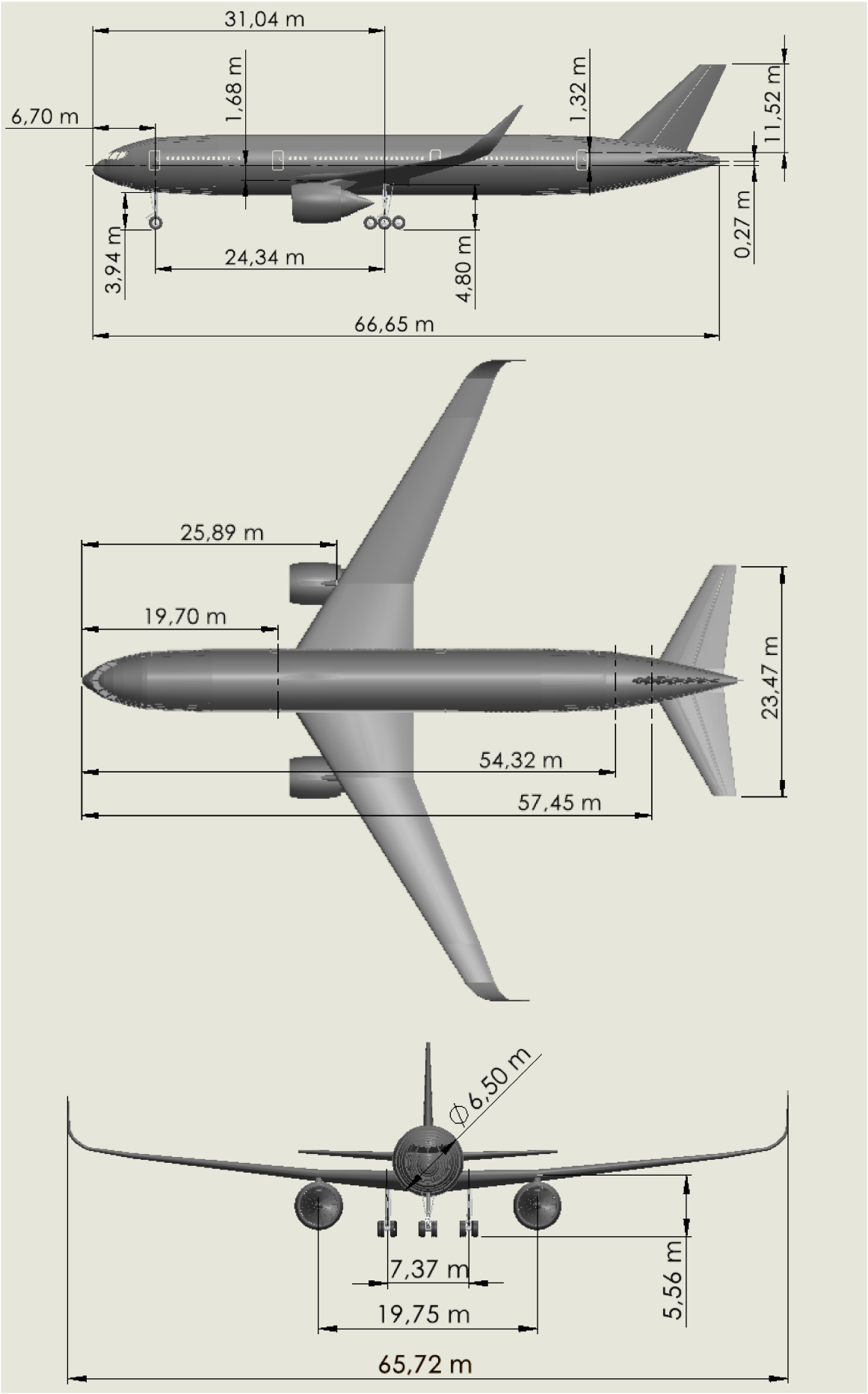


FIGURA 4.1 – *Três vistas da aeronave Horizon.* Fonte: Relatório final aeronave horizon

Parâmetro	Característica	Valor
$MTOW$	Peso máximo de decolagem	339 $[ton]$
OEW	Peso operacional vazio	164.300$[kg]$
l	Comprimento da fuselagem	66,65 $[m]$
$T_{max_{sl}}$	Tração máxima dos motores no nível do mar	513 $[kN]$
$T_{max_{cr}}$	Tração máxima dos motores na condição de voo de cruzeiro	133 $[kN]$
r_f	Raio da fuselagem	3,24$[m]$
V_{max}	Velocidade Máxima	516,00 $[ktas]$
$V_{cruzeiro}$	Velocidade de Cruzeiro	488,00 (M0,85) $[ktas]$
$h_{cruzeiro}$	Altitude de cruzeiro	35.000 $[ft]$
$b_w/2$	Semi-envergadura da asa	32,53 $[m]$
AR_w	Alongamento da asa	9,57
λ_w	Afilamento da asa	0,186
S_w	Área de referência da asa	452,54 $[m^2]$
$\Lambda_{c/4_w}$	Ângulo de enflexamento da asa em 1/4 da corda	32,0 [°]
Γ_w	Ângulo de diedro da asa	3,0 [°]
i_w	Ângulo de incidência da asa	3,5 [°]
$\overline{c}_w$	Corda média aerodinâmica da asa	7,59 $[m]$
$c_{w_{root}}$	Corda na raiz da asa	14,00 $[m]$
$c_{w_{tip}}$	Corda na ponta da asa	2,61 $[m]$
-	Aerofólio da asa - seção 1	SC 0714
-	Aerofólio da asa - seção 2	SC 0712
-	Aerofólio da asa - seção 3	SC 0710
	Empenagem Horizontal	
$b_h/2$	Semi-envergadura da EH	11,73 $[m]$
$\Lambda_{c/4_h}$	Ângulo de enflexamento da EH em 1/4 da corda	30,0[°]
λ_h	Afilamento da EH	0,3
S_{eh}	Área de referência da EH	117,69$[m^2]$
$c_{h_{root}}$	Corda na raiz da EH	7,71 $[m]$
$c_{h_{tip}}$	Corda na ponta da EH	2,31 $[m]$
Γ_h	Ângulo de diedro da EH	3[°]
i_{eh}	Ângulo de incidência da EH	3,0[°]
-	Aerofólio na raiz da EH	NACA 0012
-	Aerofólio na ponta da EH	NACA 0012
	Empenagem Vertical	
b_v	Envergadura da EV	10,40 $[m]$
Λ_v	Ângulo de enflexamento da EV	47,41[°]

Continua na próxima página

Parâmetro	Característica	Valor
λ_v	Afilamento da EV	0,31
S_v	Área de referência da EV	63,78$[m^2]$
$c_{v_{root}}$	Corda na raiz da EV	9,35 $[m]$
$c_{v_{tip}}$	Corda na ponta da EV	2,90 $[m]$
-	Aerofólio na raiz da EV	NACA 0012
-	Aerofólio na ponta da EV	NACA 0012
	Localização CG	
x_{cg}	Posição de x_{cg} (positivo p/cauda)	8,40 $[m]$
y_{cg}	Posição de y_{cg} (positivo p/ asa direita)	0 $[m]$
z_{cg}	Posição de z_{cg} (positivo p/cima)	-0,40$[m]$
$\frac{x_{cg}}{\bar{c_w}}$	Posição do CG em relação a cma da asa	0,225
	Momento de Inércia para a condição de *OEW*	
I_{xx}	Momento de inércia de rolagem	19.163.810 $[\text{kg} \cdot \text{m}^2]$
I_{yy}	Momento de inércia de arfagem	26.347.843 $[\text{kg} \cdot \text{m}^2]$
I_{zz}	Momento de inércia de guinada	45.963.866 $[\text{kg} \cdot \text{m}^2]$
	Momento de Inércia para a condição de *MTOW*	
I_{xx}	Momento de inércia de rolagem	30.159.928 $[\text{kg} \cdot \text{m}^2]$
I_{yy}	Momento de inércia de arfagem	40.750.393 $[\text{kg} \cdot \text{m}^2]$
I_{zz}	Momento de inércia de guinada	72.773.169 $[\text{kg} \cdot \text{m}^2]$
	Momento de Inércia usado para simulação (GW = 266.429kg)	
I_{xx}	Momento de inércia de rolagem	25.592.101 $[\text{kg} \cdot \text{m}^2]$
I_{yy}	Momento de inércia de arfagem	34.767.522 $[\text{kg} \cdot \text{m}^2]$
I_{zz}	Momento de inércia de guinada	61.636.489 $[\text{kg} \cdot \text{m}^2]$

TABELA 4.9 – Parâmetros principais da aeronave

4.2 Dados aerodinâmicos da aeronave *horizon*

Para obtenção das derivadas de estabilidade e controle da aeronave foi usado o *software* OpenVsp(*Open Vehicle Sketch Pad*) que utiliza o método VLM(*Vortex Lattice Method*) para estimar os coeficientes aerodinâmicos da aeronave.

4.2.1 O *software OpenVsp*

O OpenVSP (Open Vehicle Sketch Pad) é um software de código aberto e gratuito desenvolvido pela NASA(*National Aeronautics and Space Administration*) para modelagem e análise de veículos aeroespaciais, com uma interface amigável permitindo ao usuário modelar diversos

tipos de configurações de aeronave. É possível exportar o modelo geométrico para softwares CAD ou CFD, realizar análises de estabilidade, estimar momentos de inércia, cálculo do CG, obter a polar de arrasto da aeronave, determinar os coeficientes aerodinâmicos, desenho de superfícies de controle, criação de malhas para softwares FEM(*Finite Element Method*), dentre outras inúmeras opções.

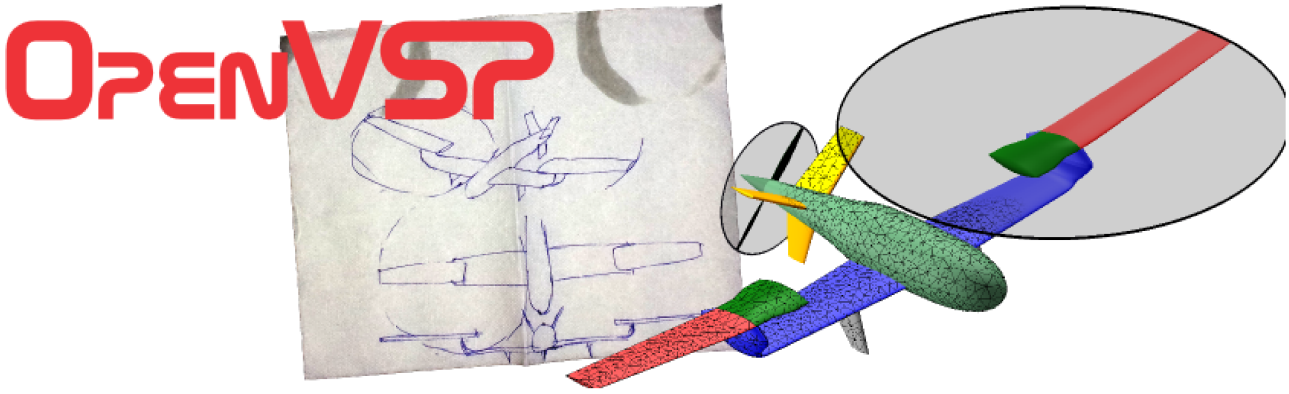


FIGURA 4.2 – Logo do OpenVSP Fonte: NASA (2023)

4.2.2 Simulação no *OpenVSP*

Dentro do programa modelou-se a aeronave considerando os parâmetros geométricos estimados, atendendo os requisitos estabelecidos em projeto. Em seguida, realizou-se uma análise de estabilidade para obtenção das derivadas de estabilidade e controle da aeronave. Vale destacar que durante o voo de cruzeiro a aeronave voa em Mach= 0,85 porém nessa velocidade ocorrem fenômenos de compressibilidade do ar que alteram de forma expressiva os valores das derivadas. O programa possui uma correção para Mach subsônicos baseado na fórmula empírica de *Kármán-Tisien*. No entanto, preferiu-se fazer a análise em Mach = 0,5 afim de garantir que as derivadas não sofram alterações devido ao regime transônico do voo de cruzeiro. A seguir são apresentadas a altitude, velocidade de referência e a densidade do ar na altitude escolhida para os cálculo das derivadas de estabilidade e controle.

- Altitude= 10.668 m (35.000ft)
- Velocidade= 148, 26 m/s (Mach=0,5)
- Densidade do ar= 0, 37995 Kg/m^3

A Fig 4.3 mostra a janela *Overview* do VSPAERO que evidencia os métodos numéricos a serem selecionados, parâmetros geométricos que serão usados para adimensionalização das derivadas dentro do algoritmo, localização do CG, condição do escoamento, grupo das superfícies de controle e suas deflexões em graus. Cabe ressaltar que faz-se necessário escolher pelo menos dois pontos para o ângulo de ataque para a análise de estabilidade. A Fig 4.4 mostra as configurações para a análise de estabilidade e controle, tipo de condição de voo para obtenção das derivadas, velocidade da aeronave no ponto de pertubação dos controles e a densidade do ar naquela altitude, conforme mostrado acima. Após testes realizados optou-se por obter as

derivadas com a aeronave sem os *winglets*, pois o mesmo tem impacto praticamente irrelevante nos valores das derivadas. Em seguida as Figs 4.5 e 4.6, 4.7 mostram a aeronave modelada dentro do programa em três vistas.

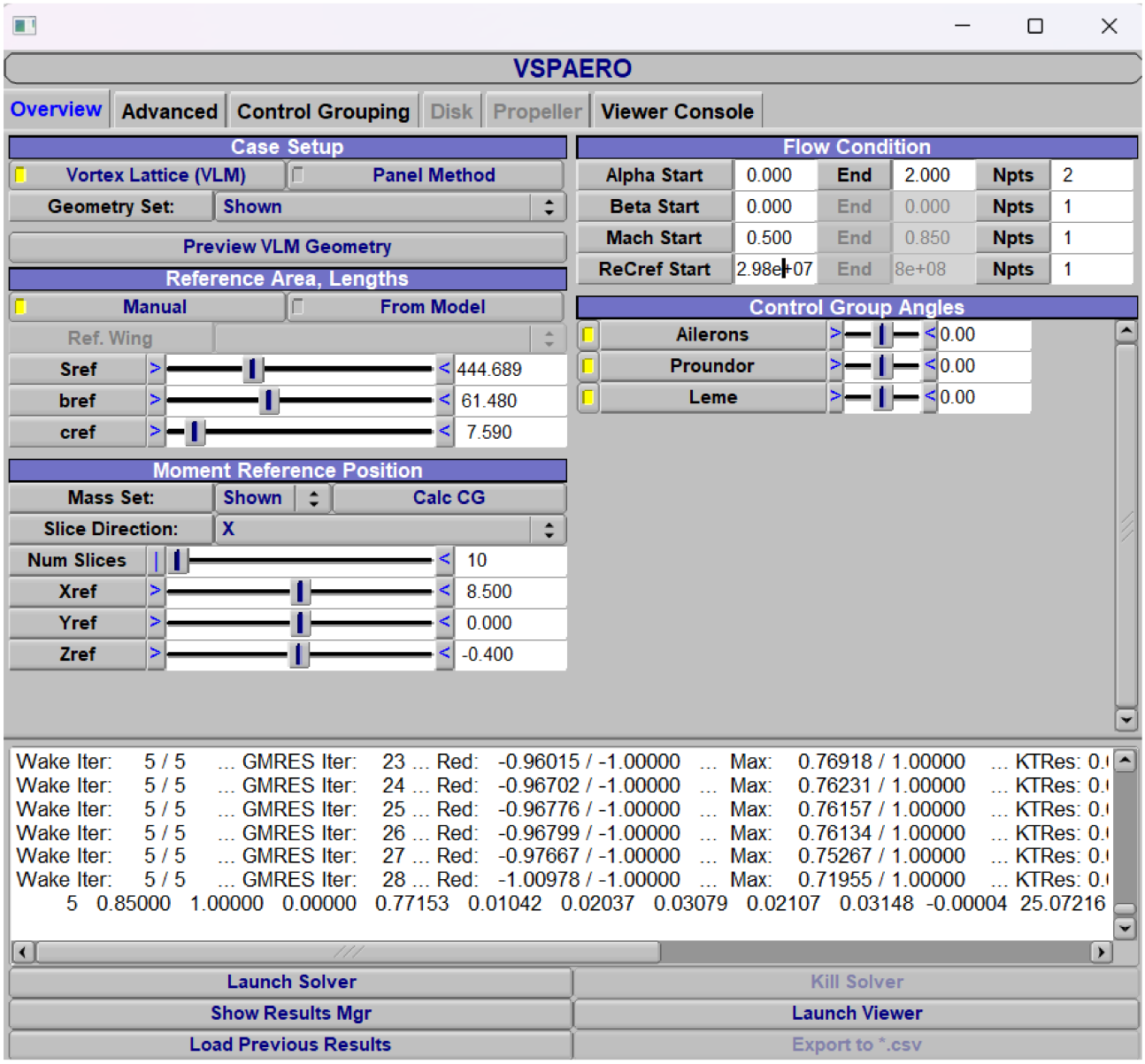


FIGURA 4.3 – Janela *Overview* do VSPAERO Fonte:Autor

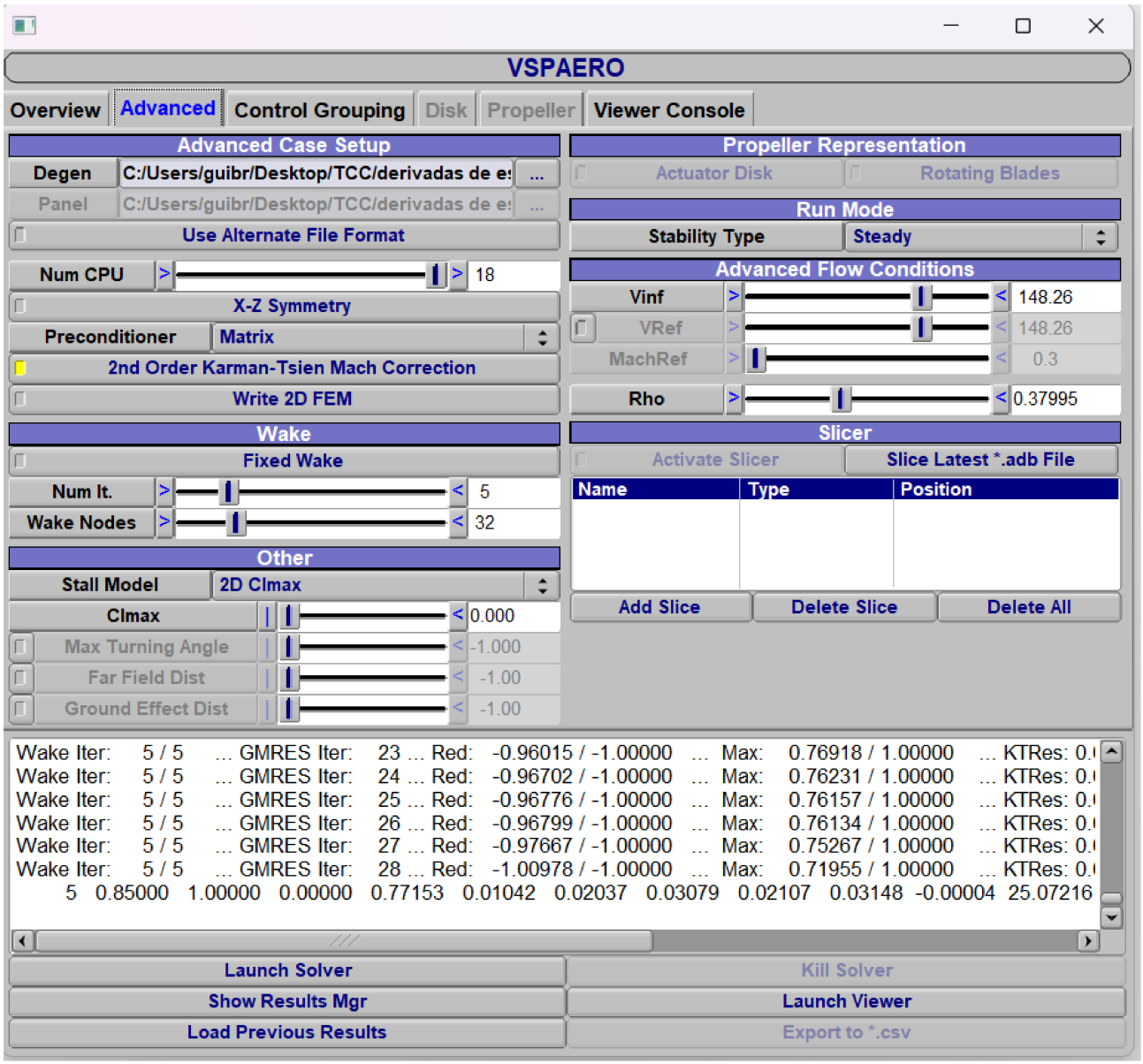


FIGURA 4.4 – Janela *Advanced* do VSPAERO Fonte: Autor

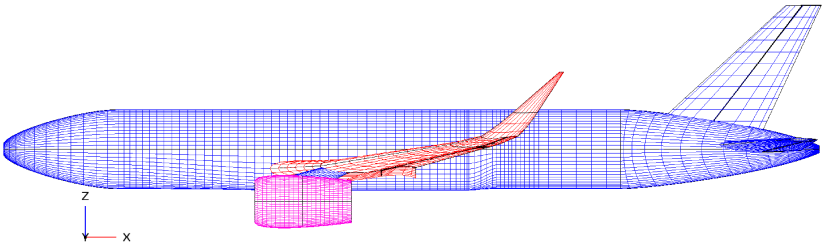


FIGURA 4.5 – Vista lateral no *OpenVsp*. Fonte: Autor

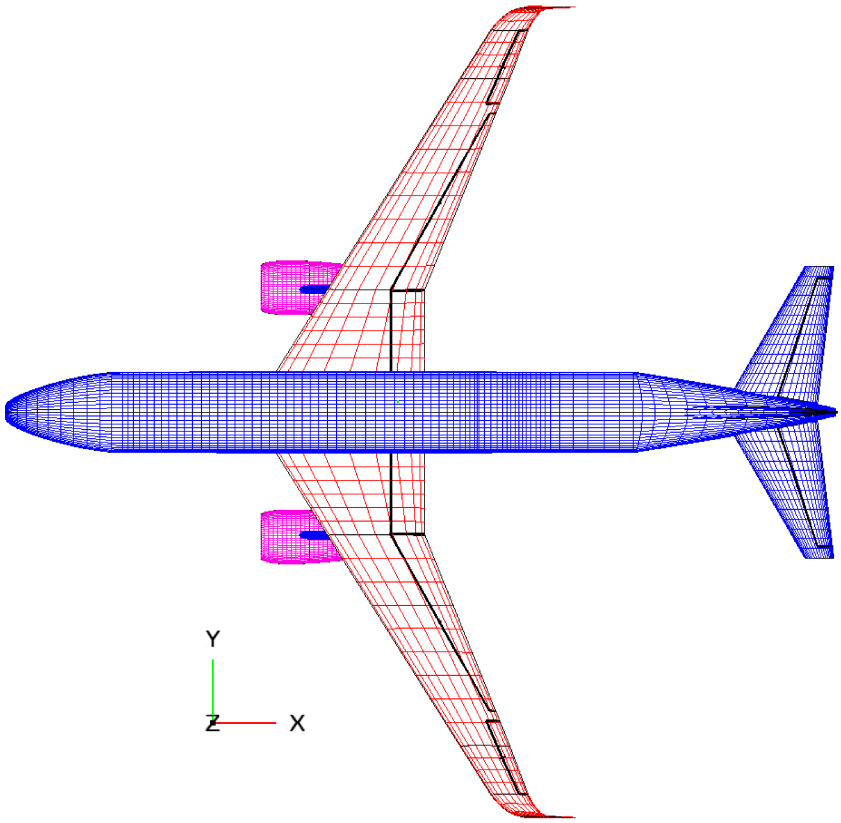


FIGURA 4.6 – Vista superior no *OpenVsp* Fonte: Autor

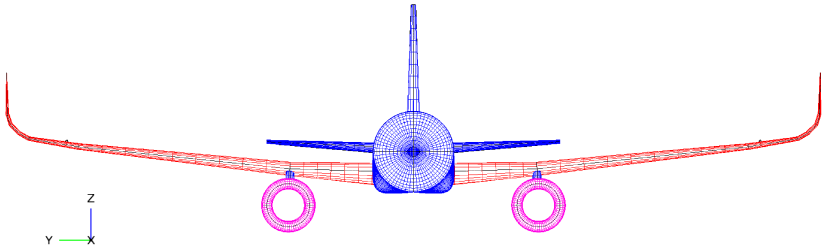


FIGURA 4.7 – Vista frontal no *OpenVSP*. Fonte: Autor

As Tabs 4.10 e 4.11 mostram as derivadas de estabilidade e controle para a aeronave *horizon*. Esses valores foram importados para dentro do código computacional do modelo aerodinâmico.

	Condição ou variável								
	0	α	β	p	q	r	Mach	U	$\dot{\alpha}$
C_L	0.386	5.640	0.033	0.042	17.981	0.164	0.264	0.132	2.863
C_D	0.017	0.211	0.002	-0.139	0.972	-0.041	0.012	0.006	–
C_Y	0	0	-0.393	-0.142	-0.024	0.442	0	0	–
C_l	0	0	-0.165	-0.495	0.003	0.174	0	0	–
C_m	0.089	-3.490	-1.100	-0.534	-53.681	-0.854	0.070	0.035	-12.083
C_n	0	0	0.010	0.013	0.009	-0.216	0	0	–

TABELA 4.10 – Derivadas de estabilidade da *Horizon* obtidas pelo *OpenVsp*. Fonte: Autor

Coeficiente	Variável		
	δ_e	δ_a	δ_r
C_L	0.769	0	0
C_D	0.012	0	0
C_Y	0	-0.039	-0.211
C_l	0	-0.127	-0.026
C_m	-3.404	0	-0.013
C_n	0	0.009	0.114

TABELA 4.11 – Derivadas de controle da *Horizon* obtidas pelo *OpenVsp*. Fonte: Autor.

4.3 Síntese do modelo de mecânica de voo

O modelo de mecânica de voo foi modelado no sistema de referência aerodinâmico (SRA).

$$\mathbf{X} = [V \quad \alpha \quad \beta \quad p \quad q \quad r \quad \phi \quad \theta \quad \psi \quad x_0 \quad y_0 \quad H]^T \tag{4.1}$$

Já o vetor de controle é dado pela posição da manete de controle do motor (δ_p) e as três deflexões das superfícies de controle primárias:

$$\mathbf{U} = [\delta_p \quad \delta_e \quad \delta_a \quad \delta_r]^T \tag{4.2}$$

Definido os vetores de estado e de controle, o conjunto de equações diferenciais que modela a mecânica de voo da aeronave é escrito de forma compacta:

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{f}\left(\mathbf{X}, \mathbf{U}\right) \tag{4.3}$$

Onde $\mathbf{f} : \mathbb{R}^{12} \times \mathbb{R}^4 \rightarrow \mathbb{R}^{12}$ é uma função não linear que relaciona as 12 variáveis de estado e as 4 de controle com as derivadas das 12 variáveis de estado. Ela é chamada de função de dinâmica.

4.4 Modelagem da aeronave *Horizon* no *Plane-Maker* e dos aerofólios no *Airfoil-Maker*

Esta seção destina-se a explicar o processo de modelagem da aeronave conceitual dentro do *Plane-Maker*, um *software* embarcado dentro do *X-Plane* juntamente com o *Airfoil-Maker*. O *Plane-Maker* é um programa fornecido com o *X-Plane* que permite aos usuários projetar suas próprias aeronaves. Usando este *software*, quase qualquer aeronave imaginável pode ser construída, desde simples aeromodelos a naves espaciais. Uma vez que todas as especificações físicas do avião tenham sido inseridas (peso, envergadura, deflexões de controle, potência do motor, seções do aerofólio, etc.), o *X-Plane*, baseado nas características do modelo criado no *Plane-Maker*, prediz como a aeronave irá voar (MEYER, 2024).Basicamente o processo de modelagem de uma aeronave no simulador divide-se em três etapas:

1. Obtenção dos coeficientes aerodinâmicos dos aerofólios da aeronave a ser modelada.
2. Criação dos aerofólios dentro do *Airfoil-Maker*.
3. Parametrização e modelagem da aeronave dentro do *Plane-Maker*.

A primeira etapa consistiu na obtenção dos coeficientes aerodinâmicos (CL, CD, CM) dos perfis usados nas asas, estabilizador horizontal e vertical da aeronave.

O *software* XFLR-5 foi utilizado com o intuito de obter tais coeficientes aerodinâmicos em uma faixa de número de Reynolds até o Reynolds estimado de cruzeiro para a aeronave. Optou-se pela utilização desse software por se tratar de um software gratuito que tem como base o XFOIL desenvolvido por Mark Drela no *MIT*. O XFLR-5 é um *software* leve e de interface amigável com certa popularidade no meio aeronáutico; permite importar diversos tipos de aerofólios, obter coeficientes aerodinâmicos de perfis, asas, e análises de estabilidade estática e dinâmica de aeronaves.

Na Fig 4.8 e Fig 4.9 estão evidenciados os aerofólios usados na aeronave conceitual. Para o cálculo do número de Reynolds levou-se em consideração a velocidade de cruzeiro, a corda média aerodinâmica (CMA) de cada seção da asa, bem como a viscosidade cinemática do ar (v) no $FL350$, obtida pela função *atmosisa* do MATLAB©.

$$(Re)_{\text{aerofólio}} = \frac{V_{\text{cruzeiro}} \cdot (\text{CMA})}{v} \tag{4.4}$$

TABELA 4.12 – Valores calculados do Número de Reynolds em cruzeiro para os aerofólios SC0714, SC0712, SC0710 (asa), NACA 0012 (EH e EV) e NACA 0010, 0006 (winglets).

Aerofólio	ν [m^2/s]	V_{cruzeiro} [m/s]	CMA [m]	Re
SC0714 – Seção 1 da asa	3,77e−5	250,80	10,90	7,23e7
SC0712 – Seção 2 da asa	3,77e−5	250,80	5,90	3,91e7
SC0710 – Seção 3 da asa	3,77e−5	250,80	2,50	2,32e7
NACA 0012 – EH	3,77e−5	250,80	5,01	3,33e7
NACA 0012 – EV	3,77e−5	250,80	6,12	4,06e7
NACA 0010 – Winglet raiz	3,77e−5	250,80	2,50	1,32e7
NACA 0006 – Winglet ponta	3,77e−5	250,80	1,17	6,64e6

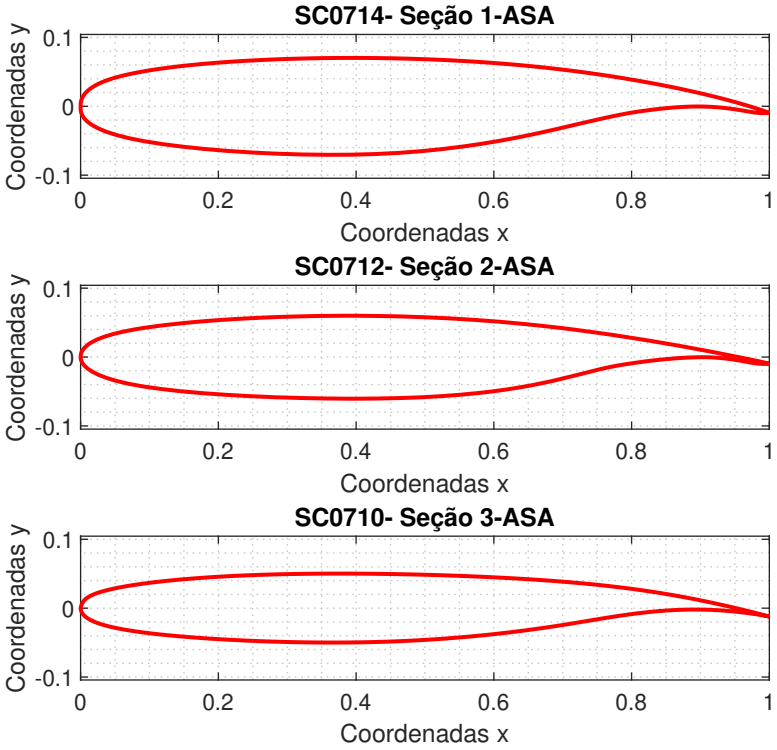


FIGURA 4.8 – Perfis aerodinâmicos usados nas seções da asa da aeronave conceitual *Horizon*.

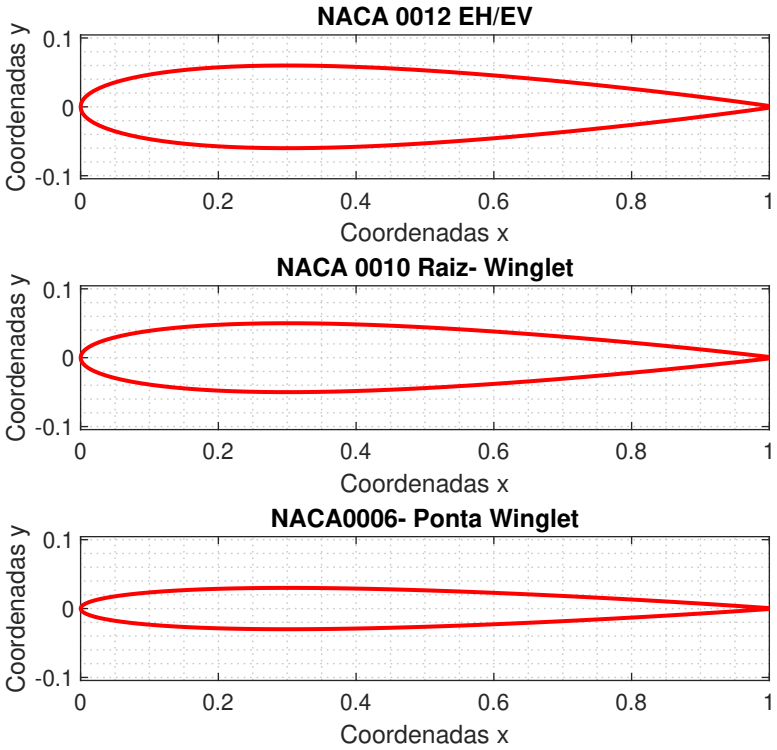


FIGURA 4.9 – Perfis aerodinâmicos usados nas empenagens horizontal,vertical e *winglets* da aeronave conceitual *Horizon*.

A Fig 4.10 representa a vista superior da semi-asa direita da *Horizon*, com o intuito de auxiliar o leitor a entender a divisão dos perfis ao longo da asa e suas seções.

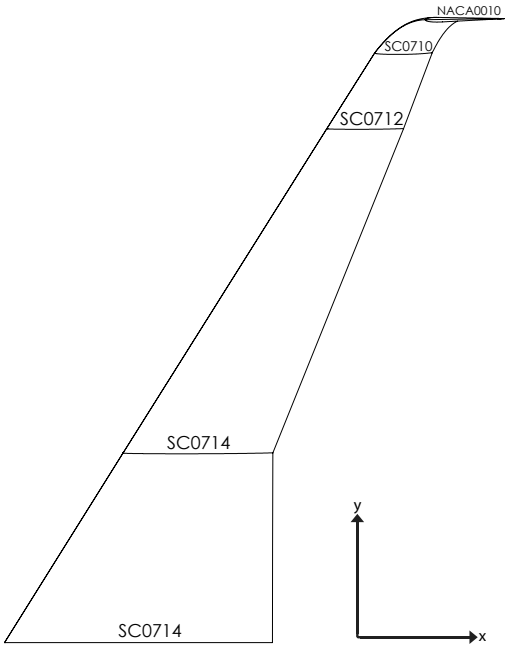


FIGURA 4.10 – Aerofólios usados nas seções da asa da aeronave conceitual *Horizon*. Fonte:Autor

Calculado os devidos Reynolds de cruzeiro para cada perfil, fez-se as análises de todos os

aerofólios da Tabela 4.12 no XFLR-5. Em seguida, variando o ângulo de ataque (α) entre -20°e 20°com passo de 0,1°(é necessário esse passo e *range* de ângulo de ataque, para a criação dos perfis no *AirfoiMaker*) foi gerado uma lista de 100 números de Reynolds desde 500.000 até $5,12{\cdot}10^8$. A escolha da quantidade de números de Reynolds foi motivada pela observação de que nem todas as faixas de Reynolds convergem durante as iterações do XFLR-5, principalmente devido aos altos valores alcançados no regime transônico de voo. Dessa forma, garantimos uma maior probabilidade de convergência, assegurando assim a confiabilidade dos resultados. Ao fim das análises, os gráficos foram exportados do XFLR-5 em arquivos de formato **.txt* contendo todas informações necessárias, e os coeficientes aerodinâmicos dos perfis.

A segunda etapa envolveu criar os perfis aerodinâmicos dentro do *software Airfoil-Maker*, que vem incluído na instalação do *X-Plane*. O *Airfoil-Maker* oferece recursos avançados, permitindo a inserção de polares aerodinâmicas, configuração de diferentes faixas de Reynolds, adição de correções de compressibilidade para aeronaves subsônicas e transônicas, definição da espessura relativa do perfil e inclusão de pontos de representação gráfica do aerofólio dentro do simulador.

Na Fig 4.11 é possível ver a tela inicial do *Airfoil-Maker* com um perfil genérico para Reynolds de $4,5 \cdot 10^6$. A curva na cor verde representa a polar C_{l_α}, a curva de cor vermelha representa a polar C_{D_α}, e a curva de cor amarela a polar C_{m_α}, ambas relativas ao aerofólio. Os parâmetros exibidos no lado esquerdo podem ser detalhados e explicados ao pairar o mouse sobre cada retângulo branco. Esses parâmetros referem-se às características específicas de cada curva em relação ao gráfico, incluindo, por exemplo, o coeficiente de sustentação em ângulo de ataque nulo (C_{l_0}), a faixa de ângulo de ataque (α), a inclinação da curva, o coeficiente de sustentação máximo ($C_{l_{max}}$), entre outros. Todos os parâmetros são ajustados para reproduzir a curva com a mesma forma e características das polares obtidas anteriormente no XFLR-5. Realizar essa tarefa manualmente pode introduzir imprecisões e erros nas curvas, além de ser um processo trabalhoso, demorado e de alto custo.

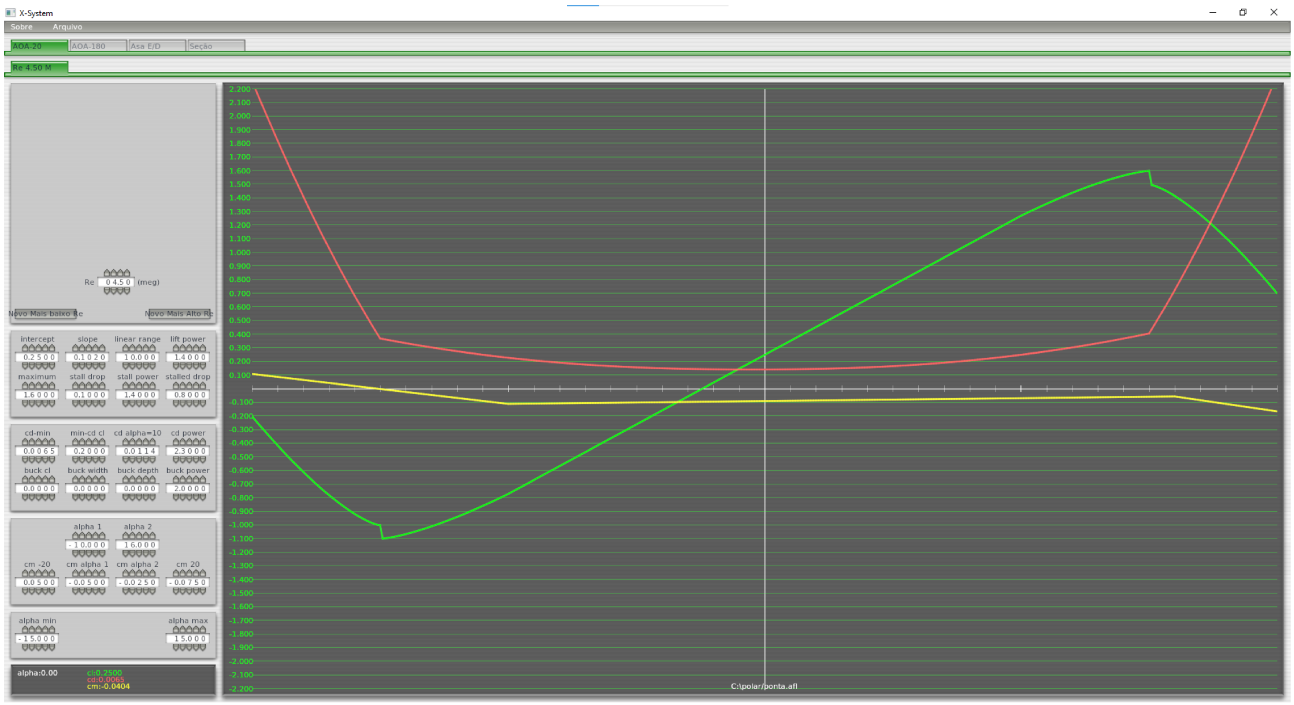


FIGURA 4.11 – Tela inicial do *Airfoil-Maker* para um aerofólio qualquer. Fonte:Autor

Uma alternativa para inserir as polares obtidas no XFLR-5 de forma precisa e rápida é a utilização do *software* gratuito e *open source polar2afl*. Desenvolvido por Saso Kiselkov, esse programa permite integrar os arquivos **.txt* com as polares dos aerofólios gerados pelo XFLR-5 em arquivos **.afl*, utilizados pelo simulador X-Plane. Esse programa não possui uma GUI(*Graphical User Interface*), sendo necessário utilizá-lo via *Prompt* de Comando conforme a Fig 4.12. Inicialmente é necessário criar um arquivo base **.afl* pelo *Airfoil-Maker*, contendo os números de Reynolds correspondentes aos das polares geradas pelo XFLR-5. Dessa forma, o *polar2afl* incorpora as características aerodinâmicas, gerando um novo arquivo **.afl*. Para mais informações sobre a utilização do programa *polar2afl* podem ser obtidas em (Saso Kiselkov, 2020).

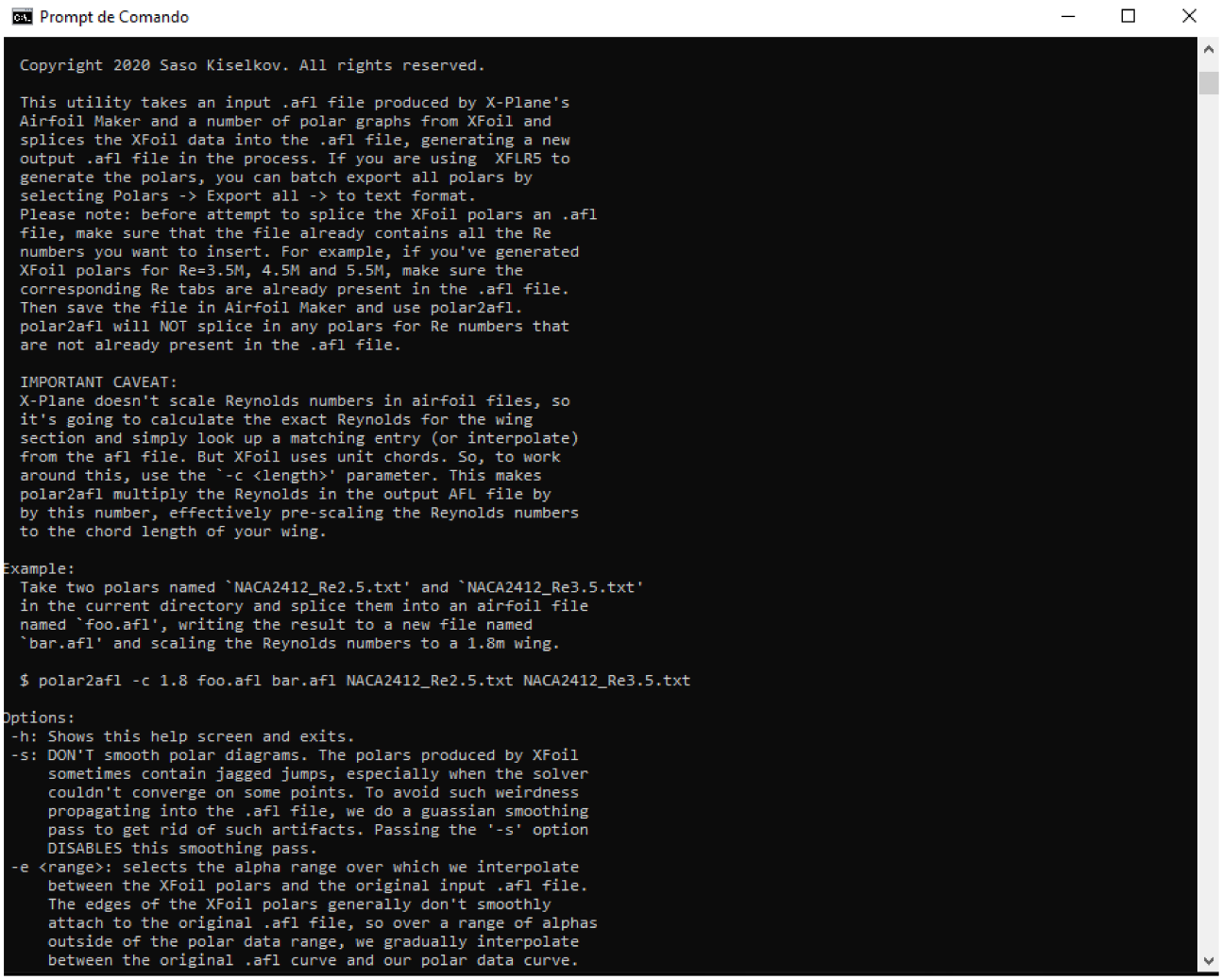


FIGURA 4.12 – Instruções de uso do *software polar2afl*. Fonte:Autor

Para esse trabalho utilizou o máximo de opções de número de Reynolds suportados pelo *Airfoil-Maker* (nove). Os valores escolhidos foram com base nas polares que tiveram convergência de 100% nos coeficientes C_l, C_D, C_m entre os ângulos de ataque de -20°e 20°, passo de 0,1°, e que representassem diferentes fases do voo. Valores fora dos determinados são interpolados pelo simulador durante o voo. A Fig 4.13 mostra a tela do *Airfoil-Maker* e evidência os Reynolds escolhidos, por exemplo, para o aerofólio da raiz da asa, SC0714. Esse mesmo procedimento é realizado para todos os aerofólios conforme a Tabela 4.12, obtendo-se 7 arquivos **.afl* .

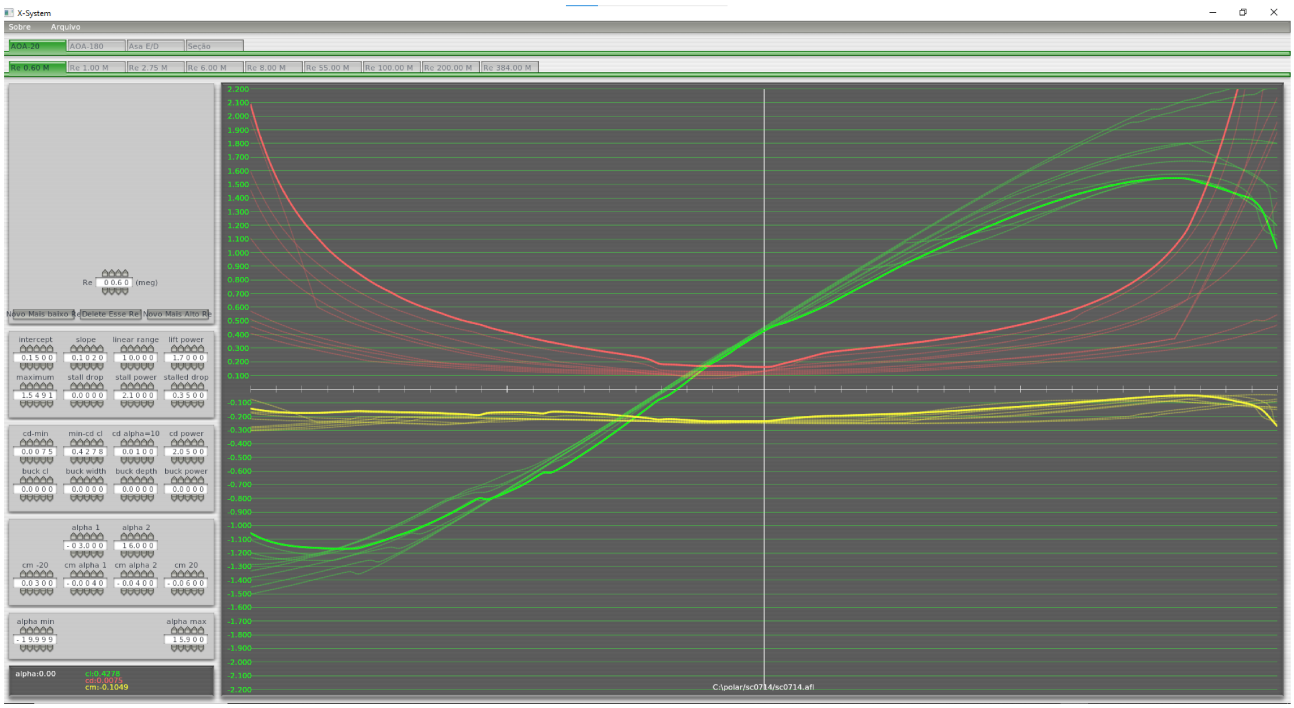


FIGURA 4.13 – Polares do aerofólio SC0714 inseridas no *Airfoil-Maker*. Fonte:Autor

Na terceira etapa, foi feito a parametrização e modelagem do avião conceitual dentro do *Plane-Maker*. Todas as informações da aeronave como: envergadura das superfícies aerodinâmicas, diedro, afilamento, enflexamento das superfícies aerodinâmicas, posição e tamanho dos flaps, comprimento da fuselagem, raio da fuselagem, localização e passeio do CG, deflexões das superfícies de controle, localizações dos tanques de combustível, MTOW, OEW, localização e tamanho do trem de pouso, localização e potência dos motores,etc. Todas essas informações estão contidas no ANEXO A desse trabalho de forma detalhada. Para a construção da estrutura utilizou-se as seguintes abas do programa *Plane-Maker* Fig 4.4.

a) Asas, EH,EV→Aba Padrão→Asas;

b) Aerofólios→Aba Avançadas→Aerofólios;

c) Fuselagem →Aba Padrão→Fuselagem;

d) Trem de Pouso→Aba Padrão→Trem de Pouso

e) Motores→Aba padrão→Especificações do Motor

f) Passeio do CG e localização dos tanques de combustíveis→Aba Padrão→Peso e Equilíbrio;

g) *Wing Box*→Aba Padrão→Estruturas Variadas;

h) Nacele dos Motores→Aba Padrão→Nacele do Motor;

i) Painel do Cockpit→Aba Padrão→Painel: 2D;

j) Superfícies de Controle→Aba Padrão→Geometria de Controle;

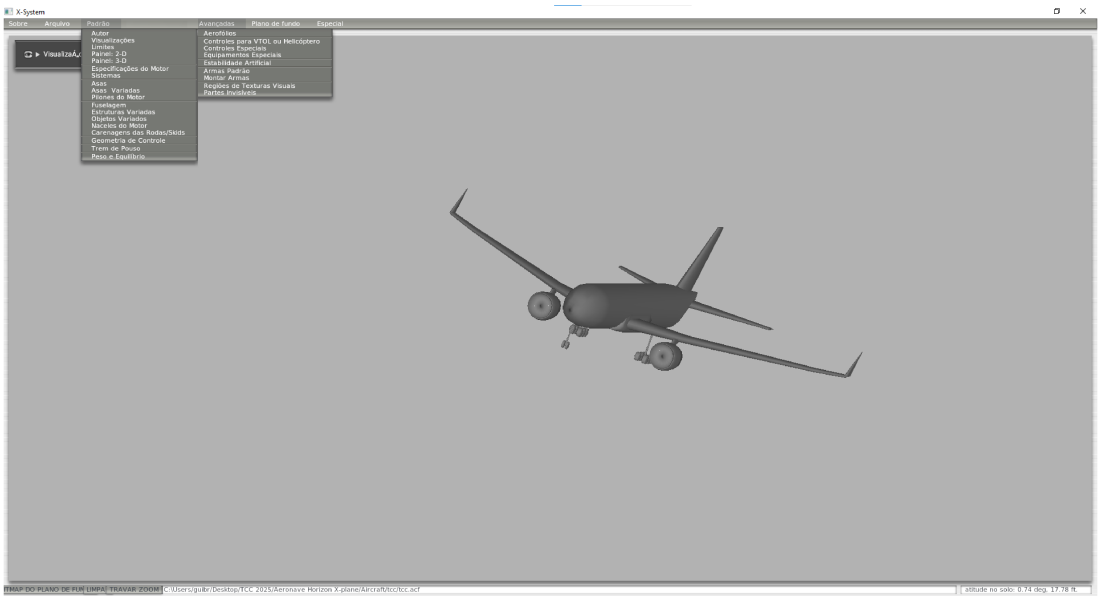


FIGURA 4.14 – Abas Padrão/Avançadas na tela inicial do *Plane-Maker*. Fonte:Autor

a) Na aba Asas, foi modelado a asa, *winglets*, estabilizadores vertical e horizontal. Os parâmetros de entrada são a corda na raiz e ponta de cada seção da asa, semi-envergadura da seção, enflexamento em 25% da corda, diedro, localização horizontal,vertical e lateral em relação à fuselagem. Foram usadas as abas Asa 1, Asa 2 e Asa 3 para modelar as três seções da asa, e Asa 4 para modelagem exclusiva dos *Winglets*. As superfícies de comando presentes em cada seção, *ailerons*, *flaps*, *spoilers*, *slats*, *roll spoiler*, bem como seus pontos de localização também são selecionados. Parâmetros de peso da asa em relação ao peso total, e coeficiente de amortecimento de seu primeiro modo de flexão são configurados na última aba Flexão da Asa Fig 4.15

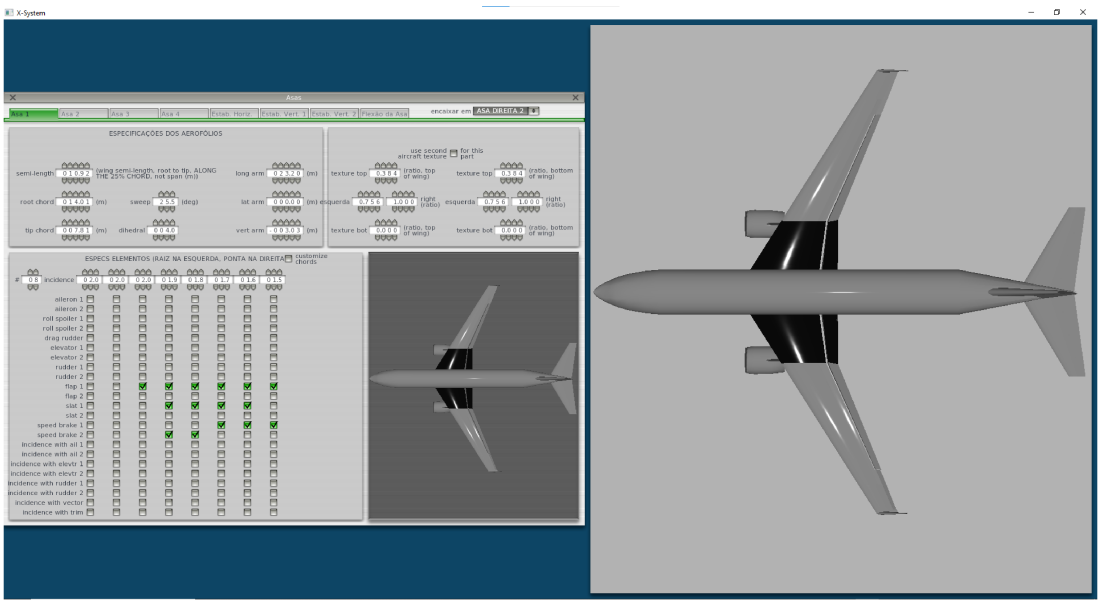


FIGURA 4.15 – Interface com parâmetros de modelagem da asa seção 1. Fonte:Autor

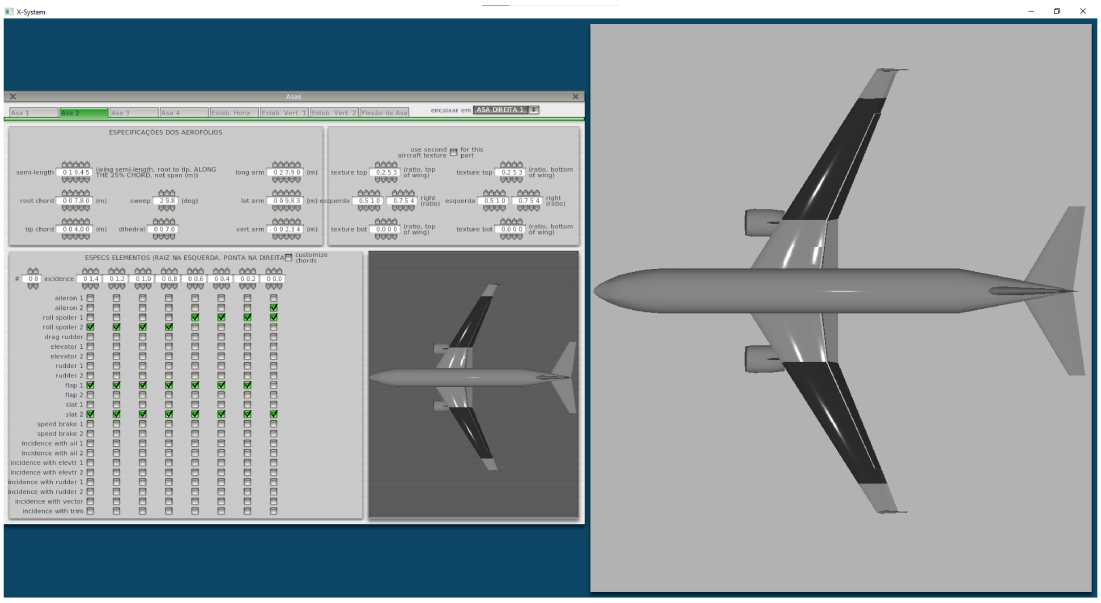


FIGURA 4.16 – Interface com parâmetros de modelagem da asa seção 2. Fonte:Autor

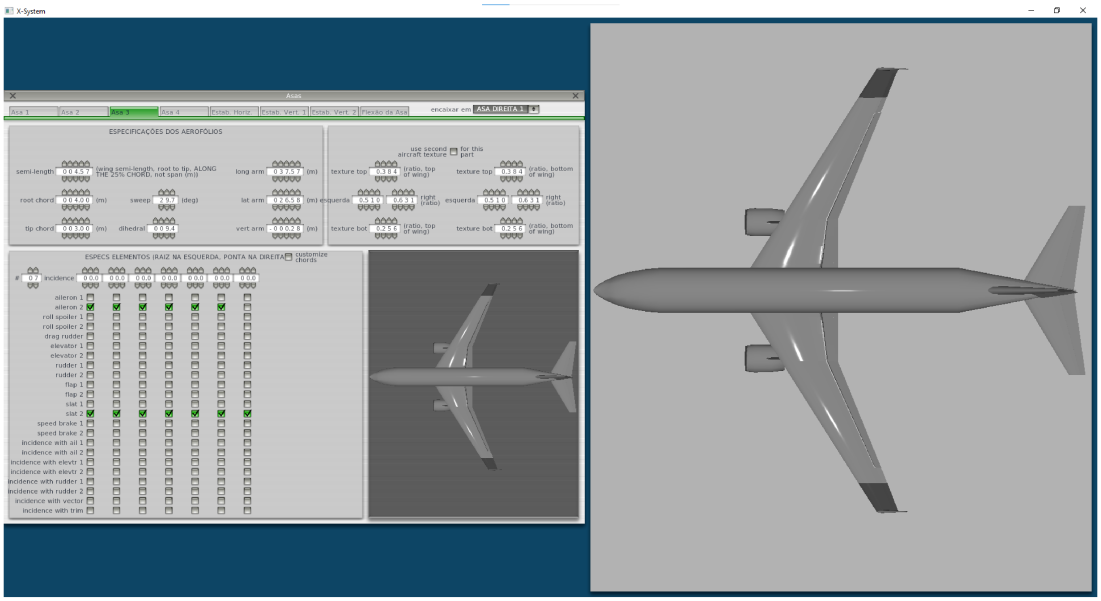


FIGURA 4.17 – Interface com parâmetros de modelagem da asa seção 3. Fonte:Autor

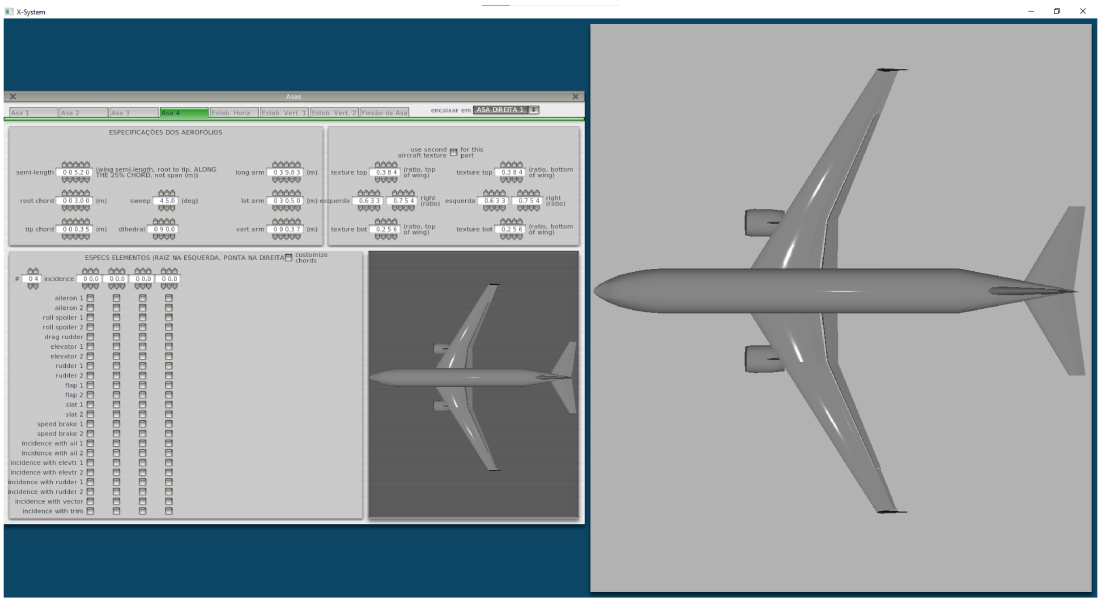


FIGURA 4.18 – Interface com parâmetros de modelagem da asa referente aos *winglets*. Fonte:Autor

Os mesmos procedimentos foram feitos para a modelagem das empenagens horizontal e vertical, juntamente com a marcação da localização das superfícies de comando, profundor e leme. Na aba Estab. Hori configurou-se a empenagem horizontal, e na aba Estab. Vert 2, configurou-se a empenagem vertical.

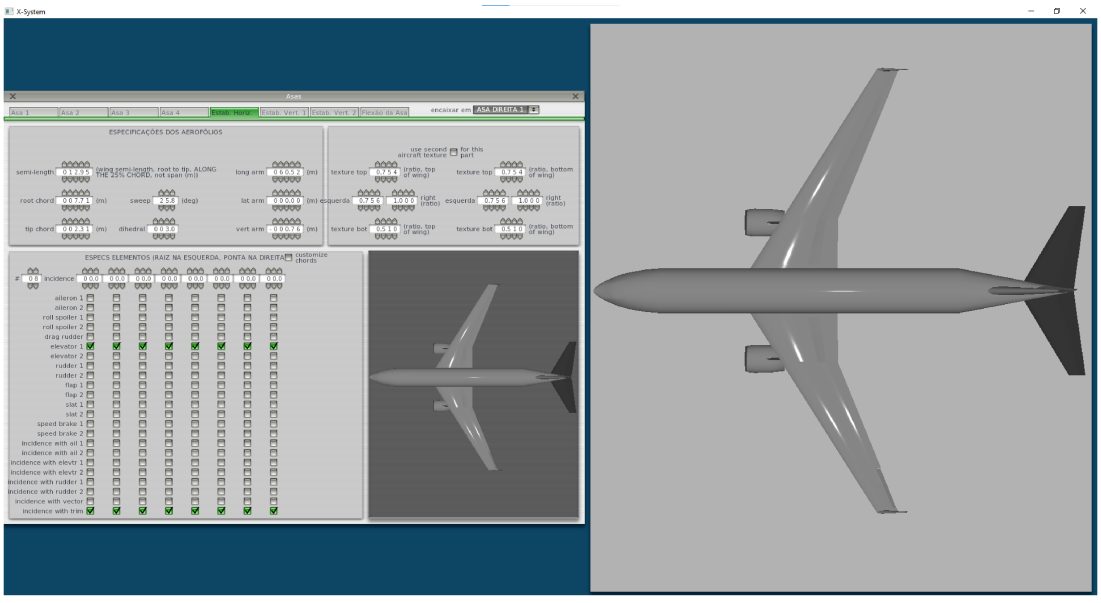


FIGURA 4.19 – Interface com os parâmetros de modelagem da asa referente estabilizador horizontal. Fonte:Autor

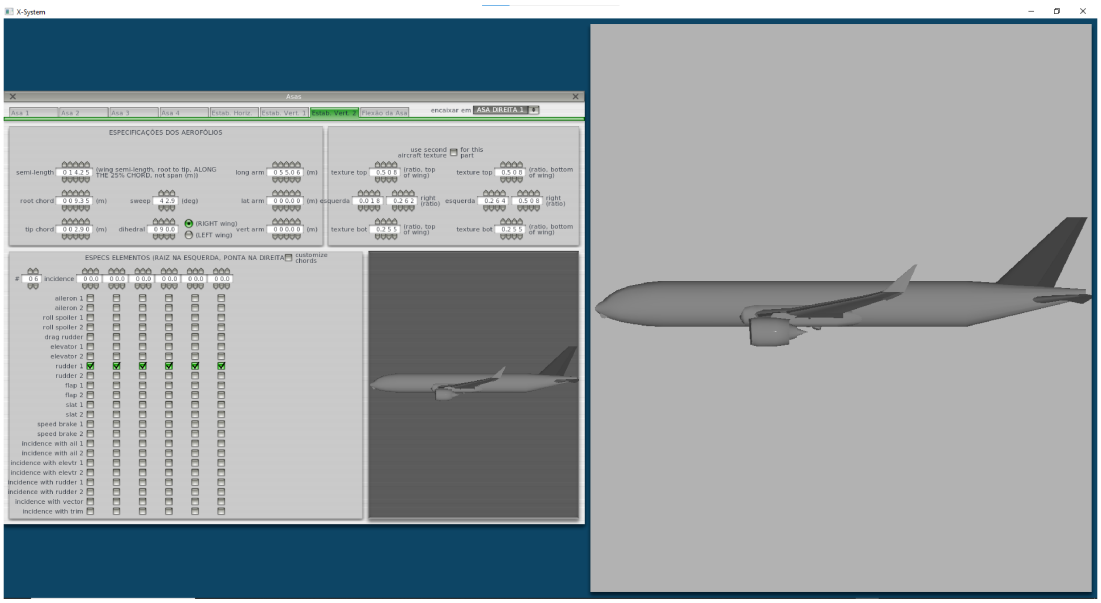


FIGURA 4.20 – Interface com os parâmetros de modelagem da asa referente estabilizador vertical. Fonte:Autor

b) Na aba aerofólios inseriu-se os 7 arquivos **.afl* gerados pelo *polar2afl*. A coluna da esquerda é referente aos perfis da raiz de cada asa, ao passo que a coluna da direita refere-se aos perfis da ponta. É possível inserir arquivos **.afl* com baixo e alto números de Reynolds. Como o arquivo gerado possui nove faixas de Reynolds conforme a Fig 4.13, utilizou-se o mesmo arquivo para baixos e altos valores de Reynolds.

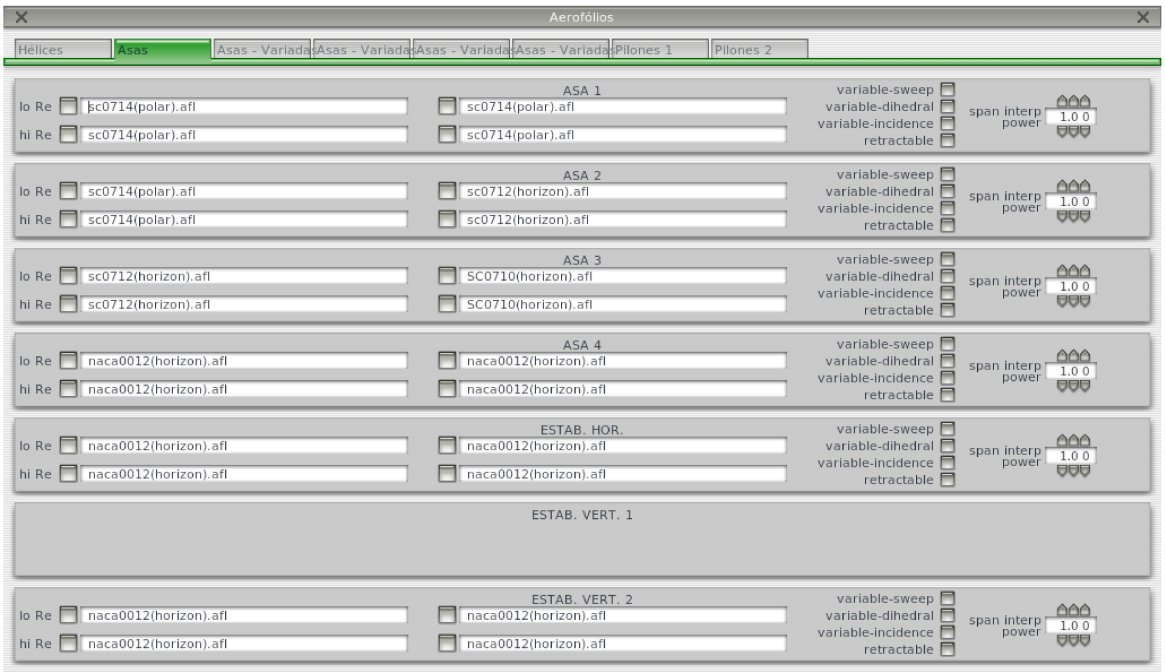


FIGURA 4.21 – Interface com os parâmetros do aerofólio da asa, EH e EV. Fonte:Autor

c) Na aba fuselagem, a fuselagem da aeronave foi separada em várias seções e os diâmetros de cada uma foram definidos. Também foi inserido o coeficiente de arrasto do corpo Fig 4.22. Na aba Superior/Inferior, é possível ajustar os pontos das vistas superior, lateral

e inferior, e dar o contorno correto da fuselagem, de acordo com a planta em CAD Fig 4.23.

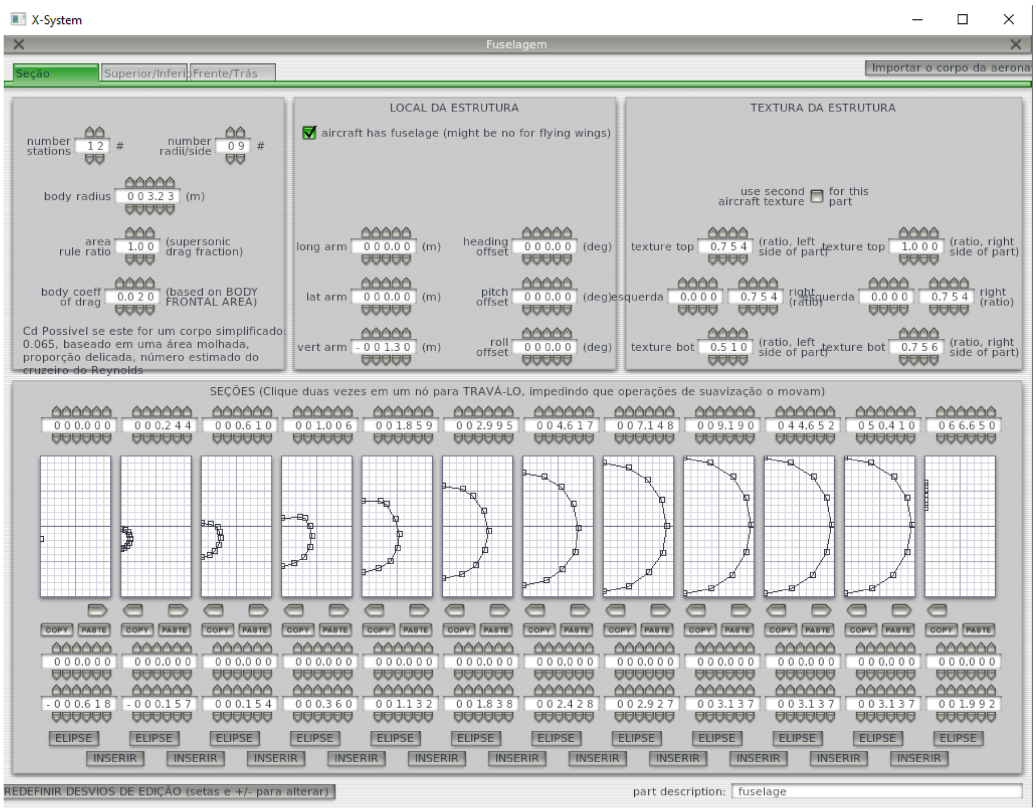


FIGURA 4.22 – Interface com os parâmetros de modelagem da fuselagem. Fonte:Autor

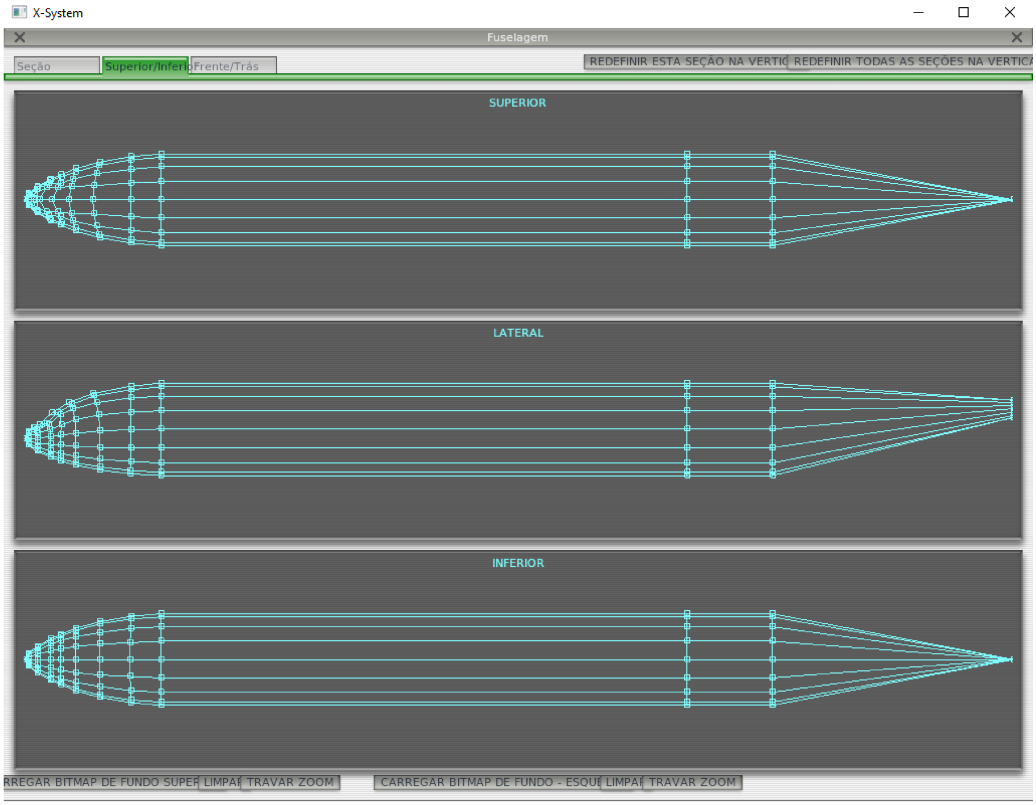


FIGURA 4.23 – Interface com os parâmetros de modelagem das vistas da fuselagem. Fonte:Autor

d) Na aba trem de pouso, foi definido os parâmetros do conjunto do trem de pouso dianteiro e principal, bem como seu tipo, a localização junto à fuselagem, tamanho dos pneus, tamanho do amortecedor principal, tempo de retração do mecanismo, coeficiente de fricção das rodas no chão, ângulo de giro das rodas, tipo de freios, entre outras opções. Fig 4.24

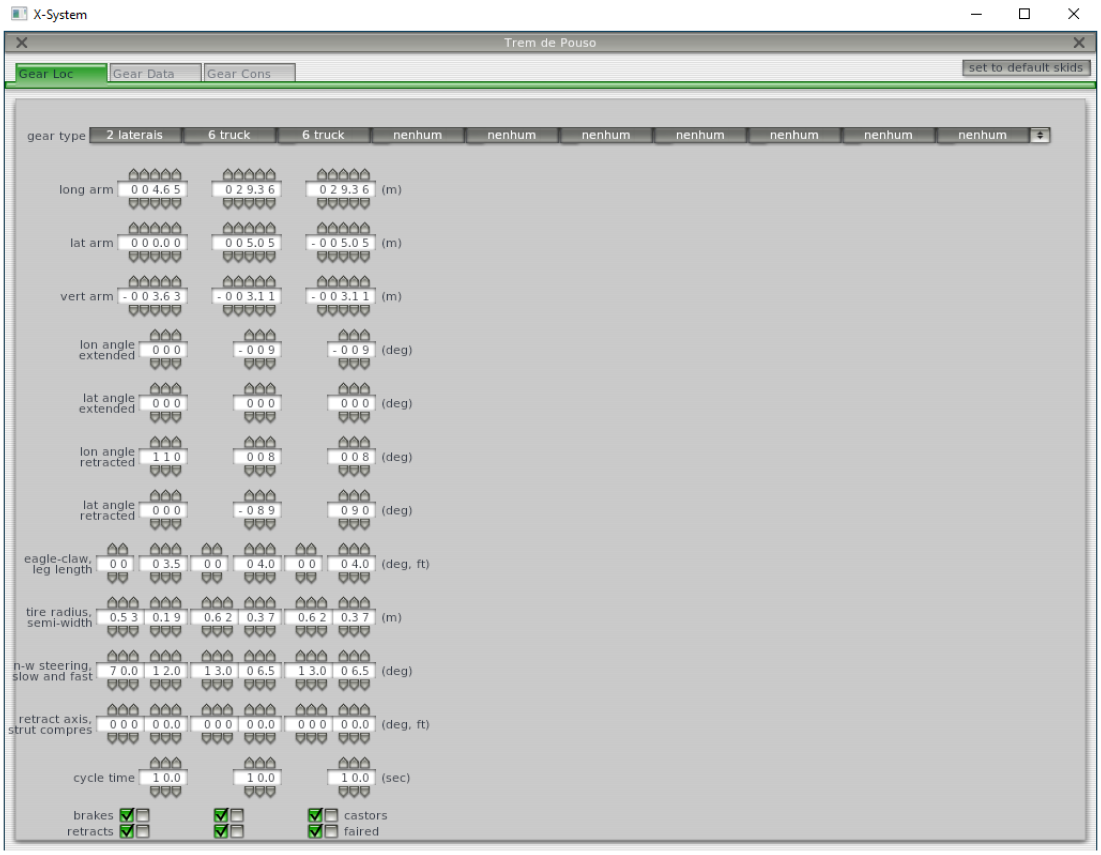


FIGURA 4.24 – Interface com os parâmetros de modelagem do conjunto de trem de pouso. Fonte:Autor

e) Na aba, especificações do motor, foi inserido todas as características propulsivas e de desempenho do motor, bem como seu TSFC. Fig 4.25, bem como sua localização junto aos *pylones* da asa Fig 4.26.

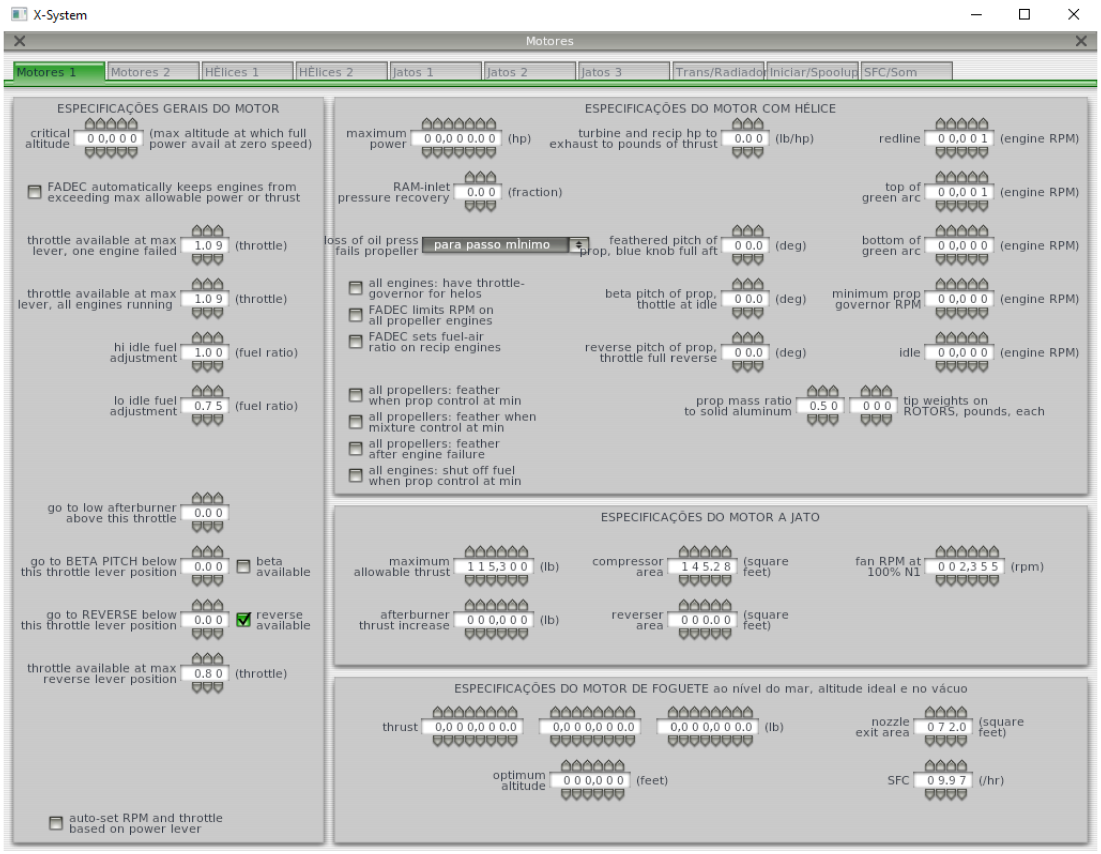


FIGURA 4.25 – Interface com os parâmetros de performance dos motores 1. Fonte:Autor

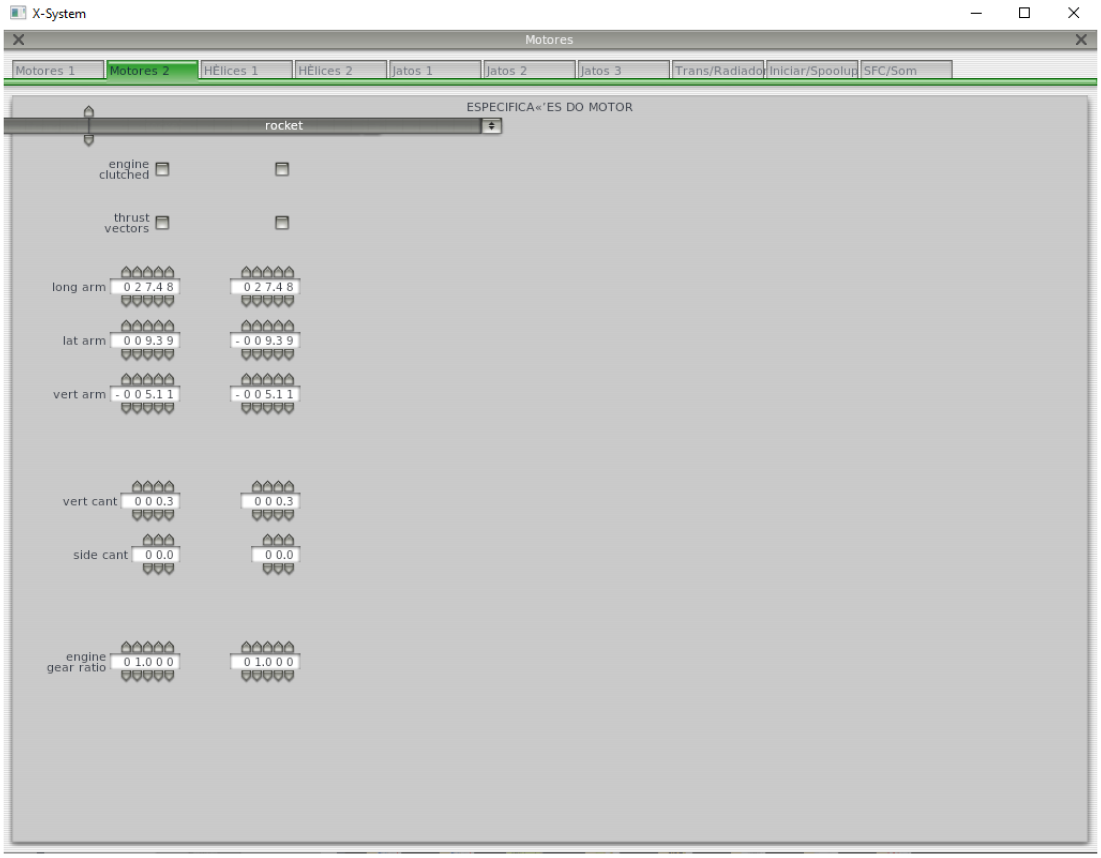


FIGURA 4.26 – Interface com os parâmetros de localização dos motores 2. Fonte:Autor

f) Na aba, peso e equilíbrio, são configurados os parâmetros físicos de peso e centro de gravidade. O *X-Plane* calcula o momento de inércia a partir dos parâmetros da estrutura e centro de gravidade, porém é possível sobrescrever a variável de raio de giração (utilizado para o cálculo do momento de inércia). Entretando, segundo informações de foruns de internet especializados nos assunto, sobrescrever o raio de giração não é indicado pois faz o modelo de voo perder precisão no cálculo da dinâmica. (Silva, Willian Rigon, 2015). Setou-se os parâmetros referentes à localização do CG da aeronave (30% da cma da asa) ao longo do eixo longitudinal e vertical, seu passeio dianteiro e traseiro. Os pesos OEW (*Operate Empty Weight*), TFW(*Total Fuel Weight*), MTOW(*Maximum Takeoff Weight*) também foram inseridos Fig 4.27. Na aba seguinte, tanques, posicionou-se os tanques centrais e laterias de acordo com suas referências na planta CAD, bem como a capacidade volumétrica de cada um em porcentagem Fig 4.28. A Fig 4.29 mostra a localização dos tanques internos, e o posicionamento do CG ao longo da aeronave. A renderização foi alternada pela tecla *spacebar* do teclado, permitindo visualizar o modelo em *wireframe* e ver por dentro do avião.

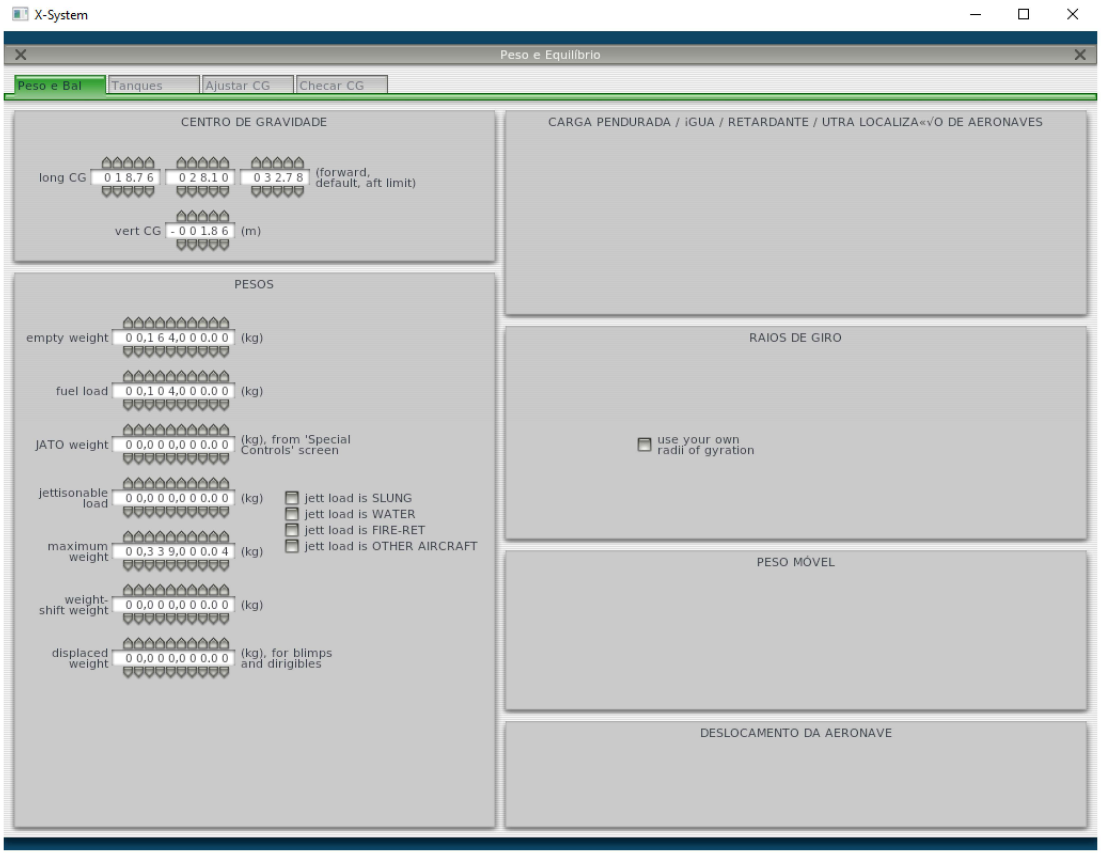


FIGURA 4.27 – Interface com os parâmetros de peso e balanceamento. Fonte:Autor

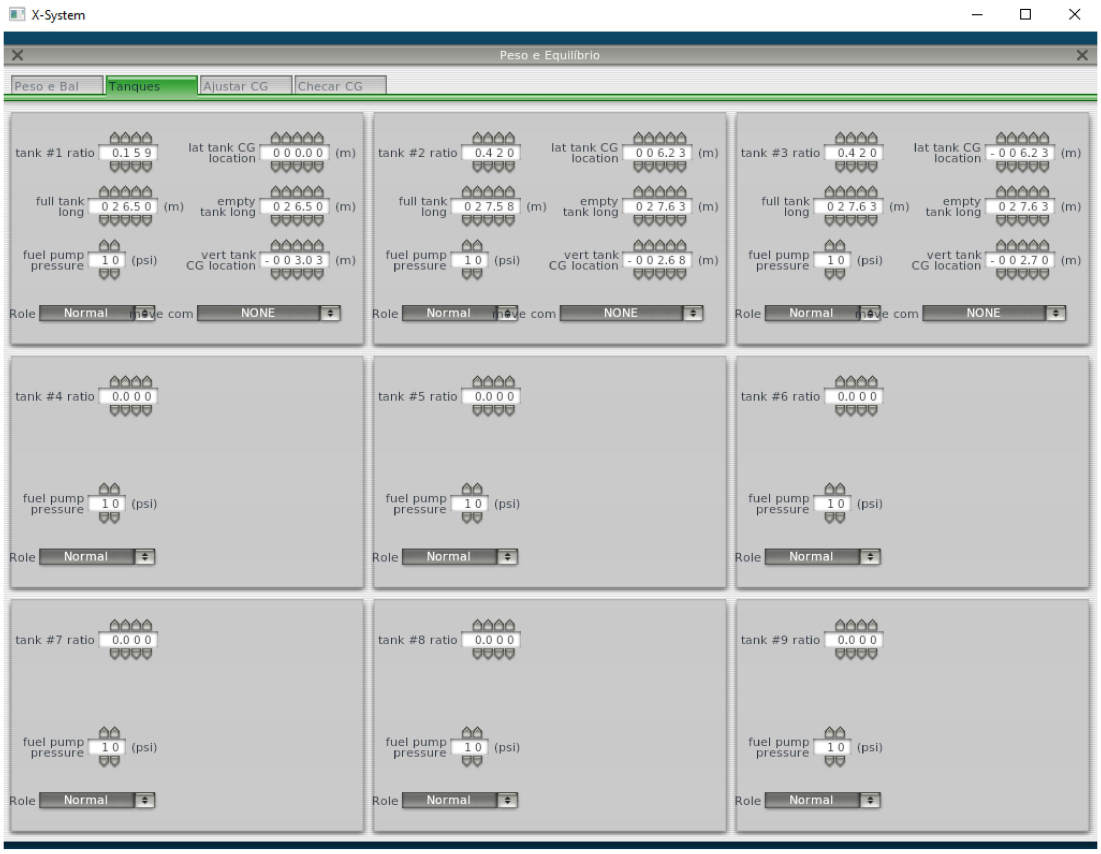


FIGURA 4.28 – Interface com os parâmetros dos tanques de combustível. Fonte:Autor



FIGURA 4.29 – Vista traseira mostrando CG e os tanques de combustível. Fonte:Autor

g) Na aba, estruturas variadas, desenhou-se a estrutura da *Wing Box* que acomoda os mecanismos do trem de pouso além do tanque central da aeronave. Especificou-se o coeficiente de arrasto do corpo, além da quantidade de estações usadas para modelagem Fig 4.30. Na aba Superior/Inferior é possível ver as vistas superior, lateral e inferior e dar forma a estrutura Fig 4.31.

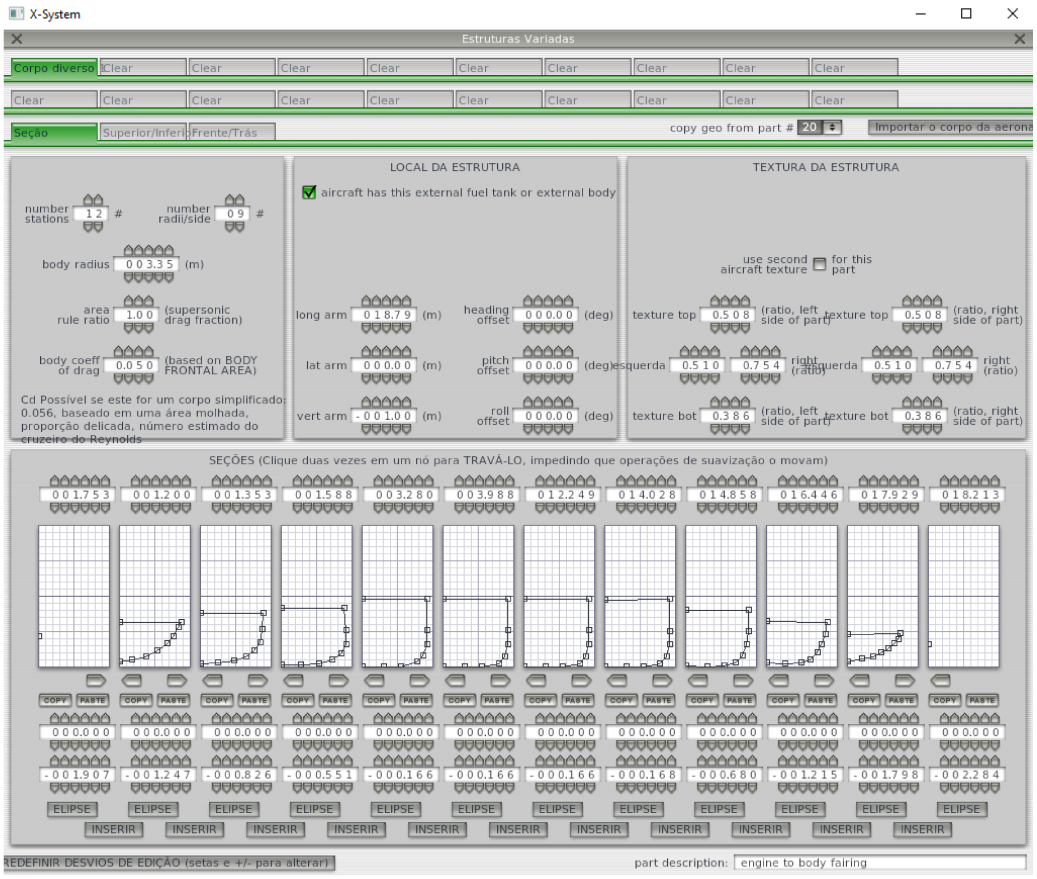


FIGURA 4.30 – Interface com os parâmetros da seção da *Wingbox*. Fonte:Autor

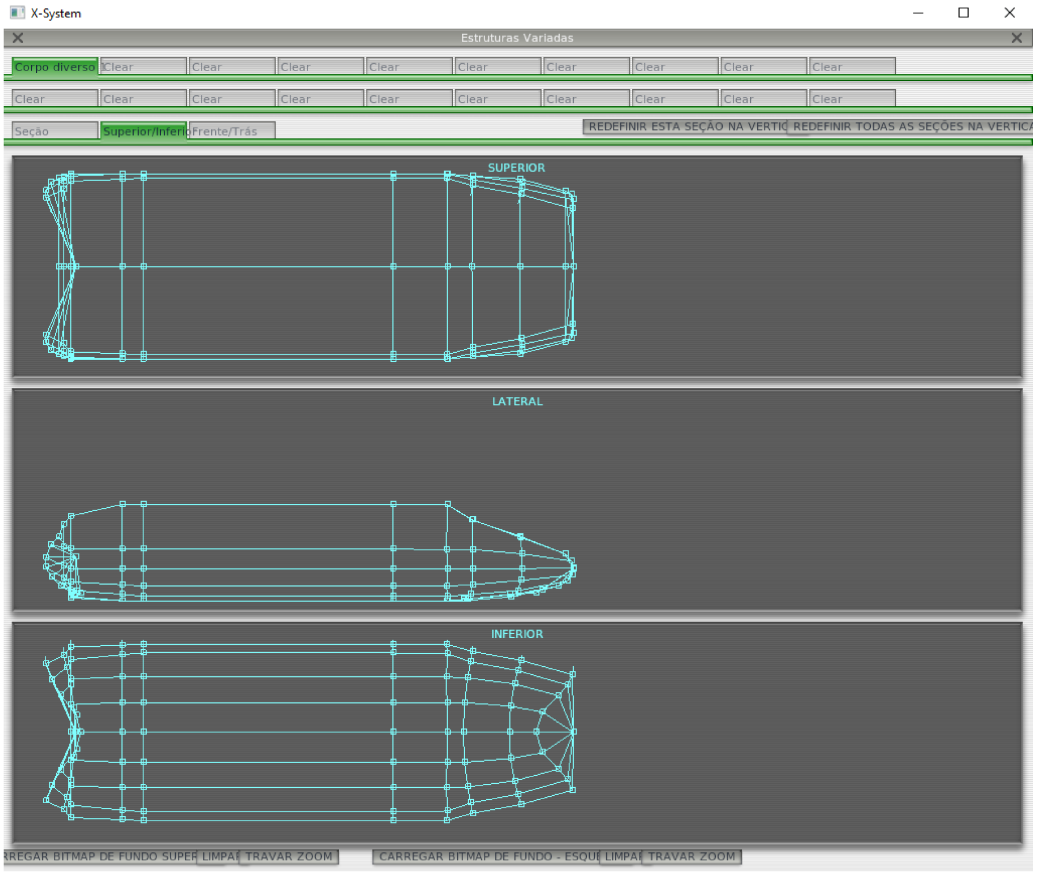


FIGURA 4.31 – Interface com os parâmetros da vistas da *WingBox*. Fonte:Autor

h) Na aba, nacele do motor, foi adicionado e desenhado os perfis das seções, a quantidade de seções e o raio do corpo Fig 4.32. Na aba Superior/Inferior foi feito o ajuste dos pontos nas vistas superior, lateral e inferior, dando forma a estrutura na nacele. É possível ver os pontos dando forma ao *inlet cowl* e ao *exhaust nozzle* Fig 4.33.

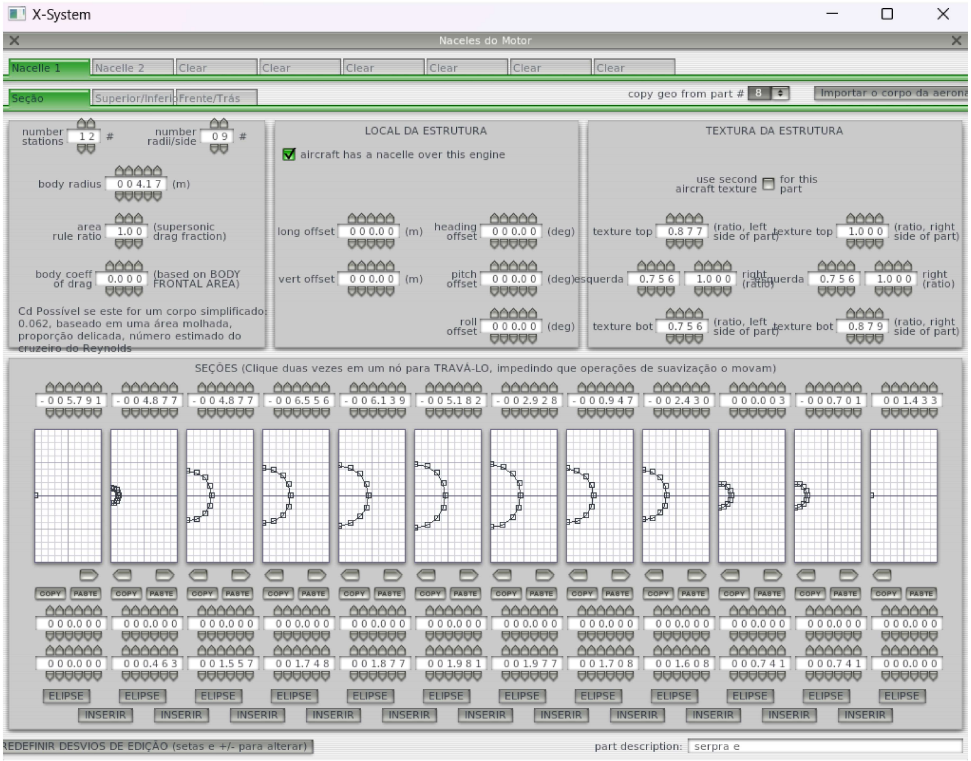


FIGURA 4.32 – Interface com os parâmetros de modelagem das seções da nacele. Fonte:Autor

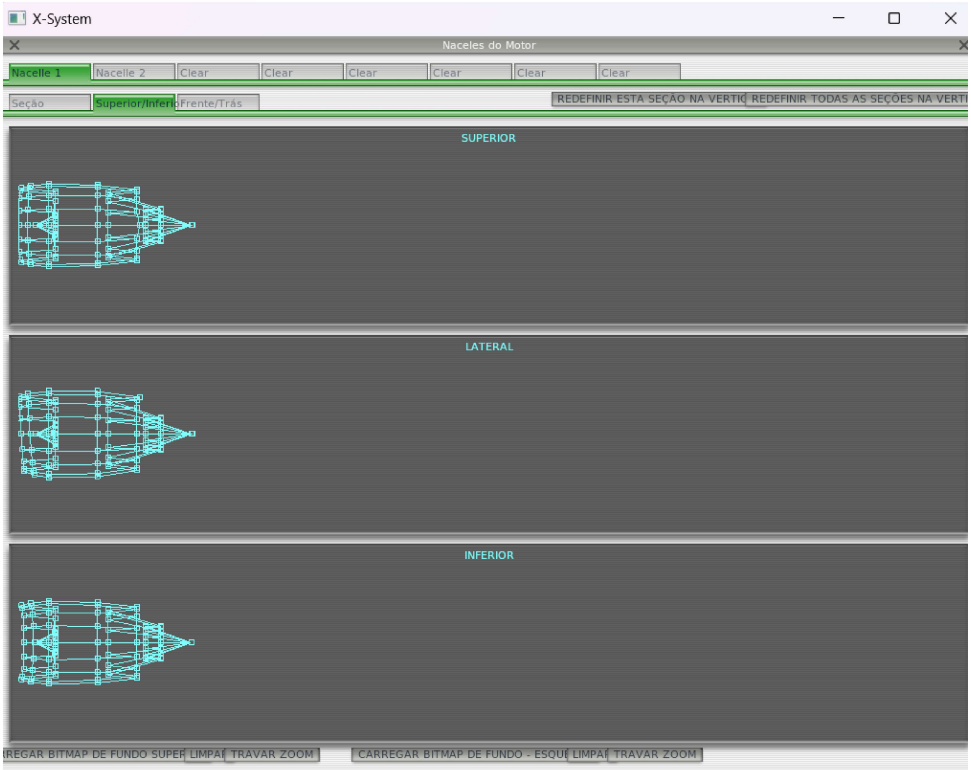


FIGURA 4.33 – Interface com os parâmetros da vistas da nacele. Fonte:Autor

i) Na aba, painel do *cockpit*, foi criado um modelo de painel 2D com os principais *aviônicos* Fig 4.34. Foi inserido instrumentos como, HUD *(Head Up Display)*, EFIS (*Eletronic Flight Instrument System*), *aileron* e *elevator trim*, alavanca de *flap* e *speed break*, alavanca de trem de pouso, altímetro, velocímetro, *vertical speed*, MCP (*Mode Control Painel*), painel de rádios, relógio, *switches* de luzes, *switches* de acionamento do motor e APU(*Auxiliary Power Unit*), ECAM (*Eletronic Centralized Aircraft Monitor*), dentre outros.



FIGURA 4.34 – Interface com a montagem e prévia do painel 2D da aeronave. Fonte:Autor

j) Na aba, geometria de controle, foi inserido o tamanho das superfícies de controle, *aileron*, profundor, leme, *roll spoiler*, *speed break*, *slat*s, e *flaps*, Fig 4.35. Também configurou-se o ângulo de deflexão dessas superfícies, e os coeficientes de sustentação, arrasto e momento devido ao uso dos *flaps*. Parâmetros como o tempo de extensão do mecanismo dos *flaps* também foi ajustado.

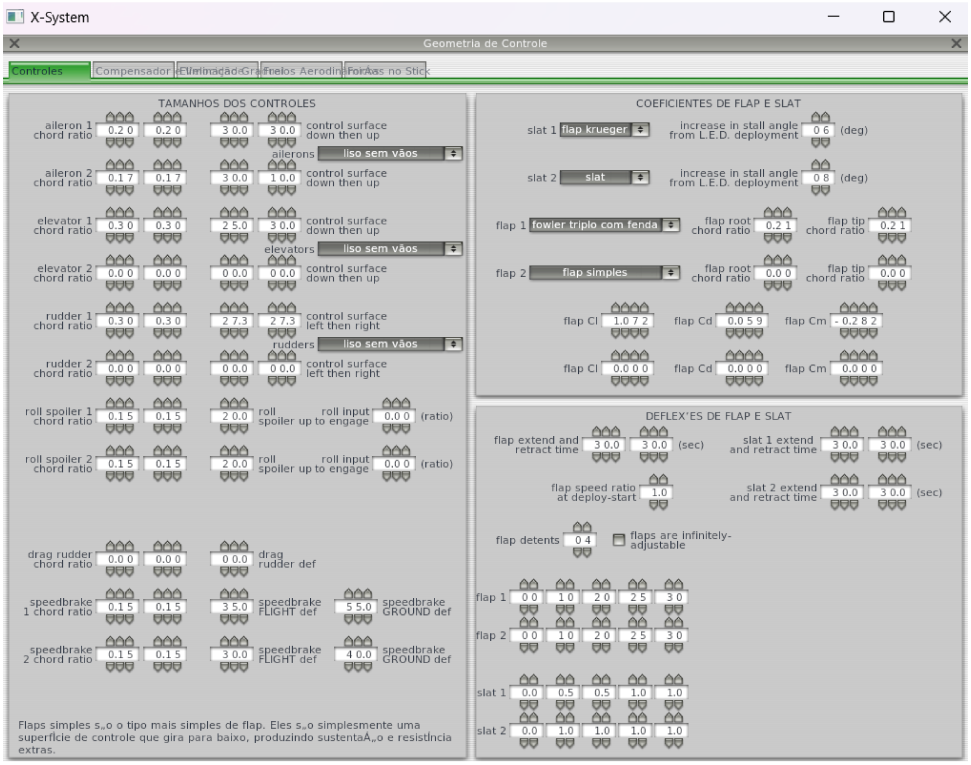


FIGURA 4.35 – Interface com as características de deflexão das superfícies de controle móveis. Fonte:Autor

4.5 A comunicação entre *Simulink* e *X-Plane*

O TCP (*Transmission Control Protocol*) é um protocolo idealizado para proporcionar uma forma segura de transferência de dados provenientes para diversas aplicações, utilizando vários meios de comunicação (nível físico). O TCP foi criado para fornecer uma entrega de dados de forma virtual, garantido a integridade dos mesmos, portanto adotando um sistema de controle de fluxo e checagem de erros (Gasparini, 1993).

O protocolo UDP (*User Data Protocol*), foi desenvolvido para a utilização em aplicações que não devem gerar um alto volume de tráfego na rede da Internet. Ao contrário do TCP, ele não verifica se o pacote de dados chegou ou não ao seu destino. Ele é bastante útil em ocasiões onde o TCP seria muito complexo, lento ou desnecessário. Existem vantagens em usar o protocolo UDP em vez do TCP, como por exemplo, em aplicações que necessitam de velocidade, pois com a evolução das redes quase não há perdas de pacotes. Mas para redes maiores e principalmente na internet, a taxa de perda de pacotes pode ser muito alta inviabilizando sua utilização.

Para identificar uma aplicação em um dado sistema, é empregado o conceito de portas (*ports*) na camada de transporte, sendo atribuída uma porta diferente para cada aplicação que estiver utilizando o protocolo, representada por um número inteiro (Santos, 2009).

O conceito de *socket* é empregado na comunicação entre dois pontos para o qual as mensagens podem ser enviadas e a partir do qual as mensagens são recebidas. Qualquer processo pode criar um *socket* para se comunicar com outro processo, mas os dois processos devem criar seus próprios *sockets*, estabelecendo um canal virtual entre um *socket* cliente e um *socket* servidor. O *socket* é a associação do endereço de IP de uma máquina mais o endereço de uma porta,

atribuído por determinada aplicação. As interfaces *sockets* acessam diretamente a camada de transporte, TCP ou UDP, e escondem das aplicações toda a complexidade existente nos respectivos protocolos (CARVALHO, 1997).

O X-Plane é capaz de transmitir ou receber até 99.9 pacotes de dados por segundo através de uma rede local, isto tem um impacto importante na funcionalidade do controlador e da simulação devido ao X-Plane exigir uma rápida atualização dos dados para se manter em perfeito funcionamento (Nicolosi and dos Santos, 2006). Além disso, o simulador permite o acesso a diversos parâmetros da aeronave durante a simulação, incluindo os dados de controle da aeronave, do sistema de navegação, das condições climáticas, do sistema elétrico, do sistema mecânico e do sistema de rádio navegação entre outros (Santos, 2009)

Os parâmetros de entrada e saída da aeronave são selecionados na janela.

Menu Principal→Propriedades→Dados de saída. O simulador exporta os dados de saída de quatro formas diferentes.

a) Informações na tela durante o voo

b) Em forma de gráficos

c) Em um arquivo de nome *data* com formato **.txt* contendo todos os parâmetros selecionados.

d) Via rede UDP

Dentro da janela Dados de Saída, é possível selecionar quais os dados serão enviados via protocolo UDP para o SIMULINK. Na Fig 4.36 é possível visualizar os parâmetros selecionados, a taxa de pacotes UDP por segundo, o endereço de IP além da porta de saída utilizada.

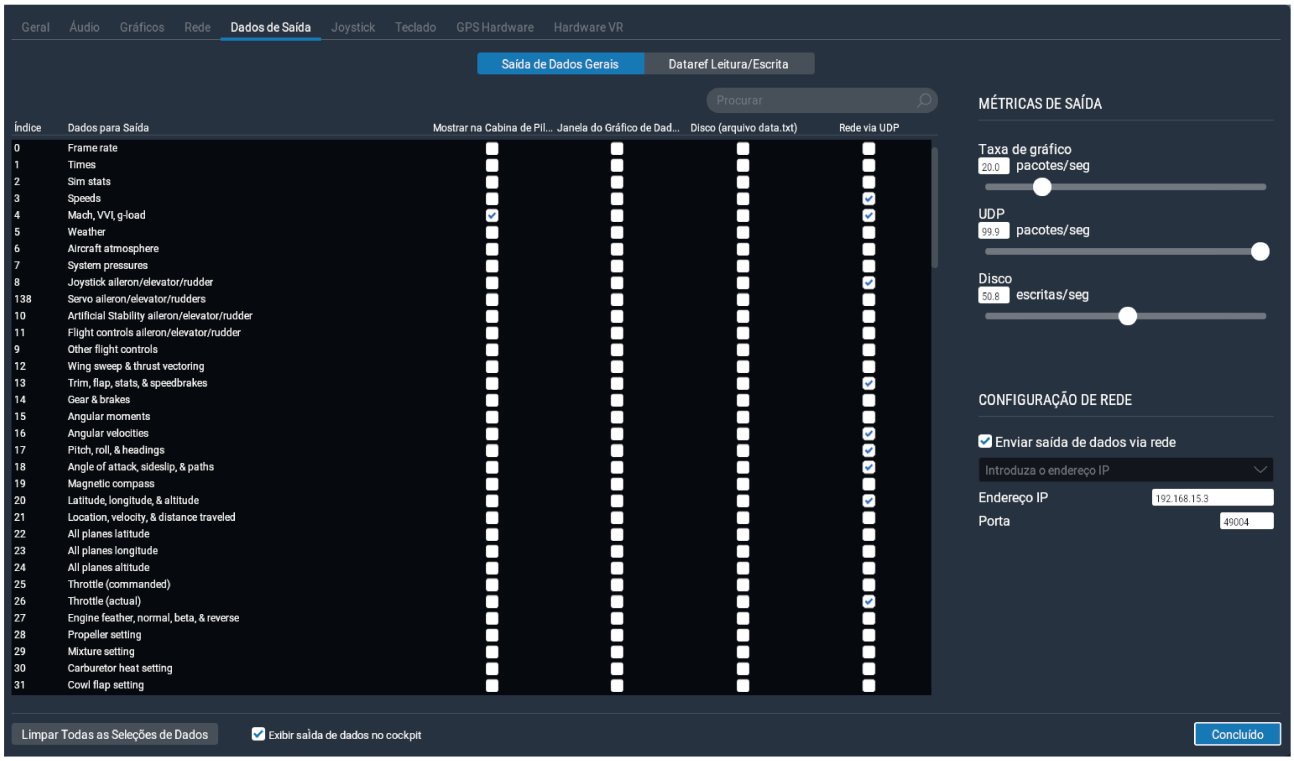


FIGURA 4.36 – Janela com os parâmetros a serem enviados pelo *X-Plane*. Fonte:Autor

De acordo com a Fig 4.36 elaborou-se uma tabela 4.13 que sumariza todos os dados enviados pelo X-Plane.

TABELA 4.13 – Parâmetros de voo enviado pelo X-Plane via protocolo UDP.

Número	Variável	Índice	Dado
1	Velocidade Verdadeira (V_{true})	3	1
2	Mach ($Mach$)	4	2
3	ROC(Rate of Climb) (V_V)	4	4
4	Posição do profudor(δe)	8	2
5	Posição do aileron (δa)	8	3
6	Posição do leme (δr)	8	4
7	Posição do compensador do profundor ((δte))	13	2
8	Posição do compensador do aileron ((δta))	13	3
9	Posição do compensador do leme ((δtr))	13	4
10	Velocidade angular de arfagem (q)	16	2
11	Velocidade angular de rolagem (p)	16	3
12	Velocidade angular de guinada (r)	16	4
13	Ângulo de pitch (θ)	17	2
14	Ângulo de roll (ϕ)	17	3
15	Ângulo de direção (ψ)	17	4
16	Ângulo de ataque (α)	18	2
17	Ângulo de derrapagem (β)	18	3
18	Altitude verdadeira MSL *(Mean Sea Level)*	20	4
19	Altitude absoluta AGL *(Above Ground Level)*	20	5
20	Potência do Motor (δ_T)	26	2
21	Força aerodinâmica de sustentação (L)	64	2
22	Força aerodinâmica de arrasto (D)	64	3
23	Força aerodinâmica lateral (Y)	64	4

4.5.1 Configuração da rede no *X-Plane*

Neste trabalho a comunicação estabelecida entre *X-Plane* e o SIMULINK foi executada em dois computadores conectados em uma mesma rede local de internet Wifi, estabelecendo entre eles um "*Loop-back*"da placa de rede. Dessa forma o computador (*desktop*) rodou o simulador, enquanto o *notebook* recebia e enviava os dados do X-plane que rodava no *desktop*. Para estabelecer tal comunicação, precisou-se descobrir qual o endereço de IPv4 de cada máquina. Usando o Pront de Comando do *Windows* digitou-se o comando "*ipconfig*"para abrir as configurações de IP do Windows. As configurações de IP encontradas para os computadores conectados na mesma rede Wifi foi :

- **IPv4 notebook** : 192.168.15.3
- **IPv4 desktop** : 192.168.15.2

Podemos notar na Fig 4.36 que o endereço de IP setado é justamente o endereço de IP do notebook, e não o IP do computador que roda o simulador. A Fig 4.37 representa de forma resumida a comunicação entre os computadores e as portas e IP's usadas no processo. Logo em seguida a Fig 4.38 mostra as configurações de portas dentro do simulador.

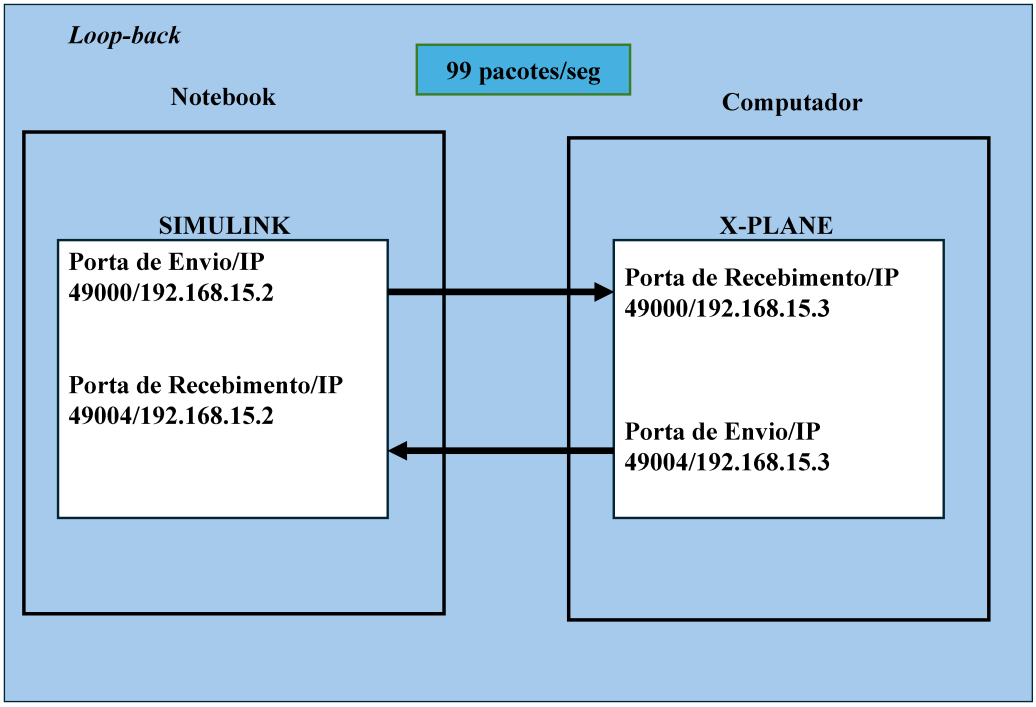


FIGURA 4.37 – Diagrama com blocos e as portas/Ip's utilizadas na integração SIMULINK/*X-Plane*. Fonte:Autor

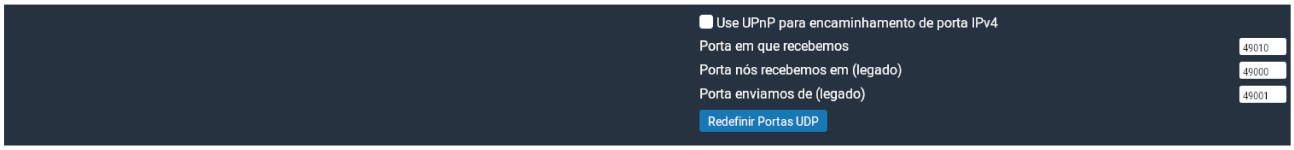


FIGURA 4.38 – Portas usadas para comunicação entre SIMULINK/*X-Plane*. Fonte:Autor

4.5.2 Pacote de Dados do *X-Plane*

O notebook receberá os pacotes de dados enviado pelo X-plane, de acordo com um formato padrão composto por; cabeçalho e uma sequência de dados. O cabeçalho é formado por strings de caracteres DATA, "DADO"no formato ASCII. O cabeçalho é ilustrado na Fig 4.39 e cada byte representa:

a) Bytes de 0-3 contém a palavra DATA indicando que se trata de um pacote de dados.

b) Byte 4 é usado como política interna, não é usado para transmissão de dados, nesse caso assume valor 0

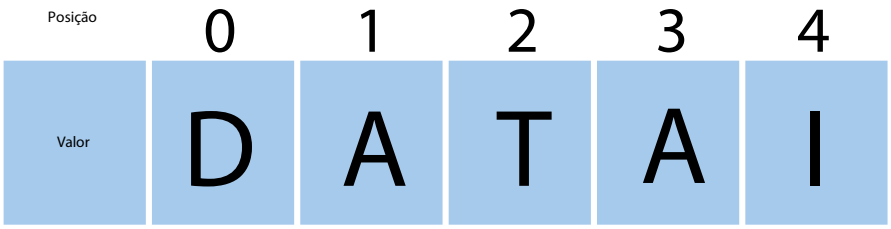


FIGURA 4.39 – Formatação do cabeçalho transmitido pelo X-Plane via UDP. Fonte:Autor

Conforme observamos na Fig 4.36 foram selecionados 10 parâmetros que desejamos analisar durante o voo. Cada campo selecionado gera 9 grupos de 4 *bytes* cada, de modo que cada pacote UDP terá 365 *bytes*; (5 *bytes* do cabeçalho + 10 x 9 x 4 *bytes* de cada parâmetro selecionado).

O primeiro grupo de 4 *bytes* do parâmetro selecionado, representa o nome do índice para a identificação do conjunto de dados. O segundo grupo contém a primeira instância de dados daquele parâmetro, o terceiro grupo contém a segunda instância de dados daquele parâmetro e assim por diante. Para conferir o nome de cada índice e a sequência de suas instâncias, consultou-se o material *Data Set Output Table* disponível em (X-Plane, 2016).

A sequência de dados enviados via *UDP* pelo *X-Plane* segue a lógica da Fig 4.40. Mostrando um exemplo, onde apenas as velocidades angulares da aeronave foram escolhidas. Para esse parâmetro, o índice é o 16, que apresenta os valores das velocidades de arfagem, rolagem e guinada da aeronave. O grupo de dados é formatado da seguinte maneira(lembrando que os *Bytes* de 0 a 4 foram o cabeçalho conforme a Fig 4.39 :

- **GRUPO 1:** *Bytes* de 5 a 8(I1, I2, I3, I4, fornecem o segundo parâmetro, nesse caso o Índice 16, que representa as velocidades angulares da aeronave.
- **GRUPO 2:** *Bytes* de 9 a 12(A1, A2, A3, A4), fornecem os valores para velocidade angular de arfagem (q).
- **GRUPO 3:** *Bytes* 13 a 16(R1, R2, R3, R4), fornecem os valores para velocidade angular de rolagem (p).
- **GRUPO 4:** *Bytes* 17 a 20(G1, G2, G3, G4), fornecem os valores para velocidade angular de guinada(r)
- **GRUPO 5 a 9:** *Bytes* 21 a 40 não foram usados nesse caso.

Cada grupo de 4 *bytes* é formatado por ponto flutuante simples. São selecionados os índices, 03, 04, 08, 13, 16, 17, 18, 20, 26, 64

GRUPO 1 Índice 16				GRUPO 2 Vel.Ang.Arfagem				GRUPO 3 Vel.Ang.Rolagem				GRUPO 4 Vel.Ang.Guinada			
5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20
I1	I2	I3	I4	A1	A2	A3	A4	R1	R2	R3	R4	G1	G2	G3	G4

FIGURA 4.40 – Formatação do cabeçalho transmitido pelo X-Plane via UDP. Fonte:Autor

4.5.3 Configuração dos Blocos de recebimento e envio de dados no SIMULINK

Esse trabalho utilizou a biblioteca desenvolvida por (BITTAR, 2014) para a elaboração de toda a comunicação dentro do SIMULINK, entretanto, alguns ajustes e adaptações foram feitos para que a biblioteca se adequasse à versão do X-plane 11. Esse capítulo destina-se a informar o leitor como fazer a comunicação passo a passo.

A. **Configuração dos Blocos de recebimento de dados no SIMULINK**

Os pacotes de dados UDP recebidos pelo *X-Plane* precisam ser separados em variáveis para posteriormente serem usados. Para isso foi utilizado três blocos do Simulink.

- **Bloco UDP Receive**: Esse bloco faz parte da biblioteca *DSP System Toolbox/-Sources*. Sua função é configurar o SIMULINK para receber via rede os dados UDP. Nele configuramos a porta local, o IP, tempo de amostragem e outros parâmetros.

- ***Local IP Port*** : 49004
- ***Remote IP address:*** 192.168.15.2(IP do *Desktop*)
- ***Receive Buffer Size***: 8192
- ***Maximun Lenght For Message***: 365
- ***Data Type for Message:*** Unit8
- ***Blocking Time:*** 20
- ***Sample Time :*** 0.02

- **Bloco ByteUnpack**: Esse bloco faz parte da biblioteca *Embedded Target*. Sua função é fornecer uma saída de 5 bytes para o cabeçalho além de uma matriz contento 10 conjunto de dados, cada um com 9 campos

- ***Output port dimensions:***:$\{5, [9, 10]\}$
- ***Output port data types:*** $\{'unit8,' single'\}$
- ***Byte Aligment:*** 1

- **Bloco MATLAB Function**: Trata-se de um bloco que irá receber essa matriz e converter os bytes para o formato *single* de ponto flutuante, que serão usados adiante. O código usado na função *data_in* está no ANEXO B desse trabalho.
  A Fig 4.48 ilustra os dados de saída através do *scope* do *SIMULINK* para um voo de teste.

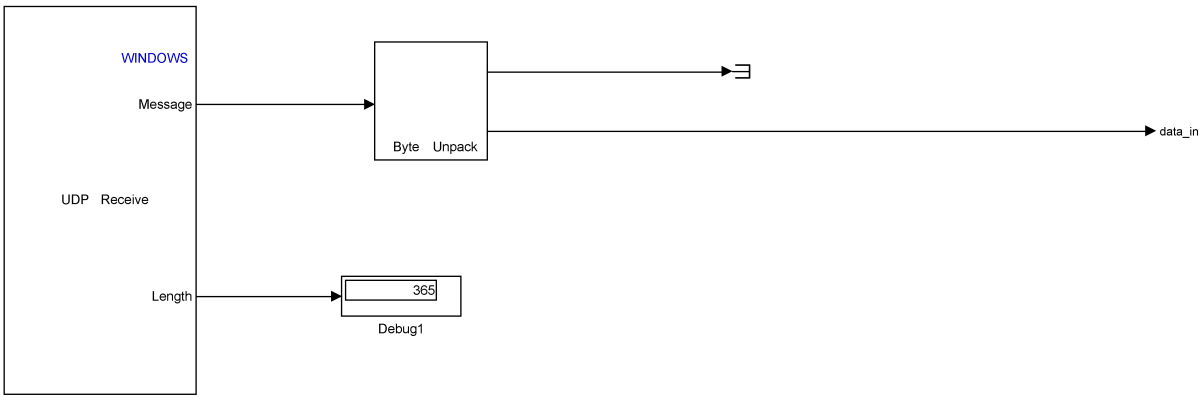


FIGURA 4.41 – Configuração dos blocos de recebimento dos dados via UDP dentro do SIMULINK. Fonte:Autor

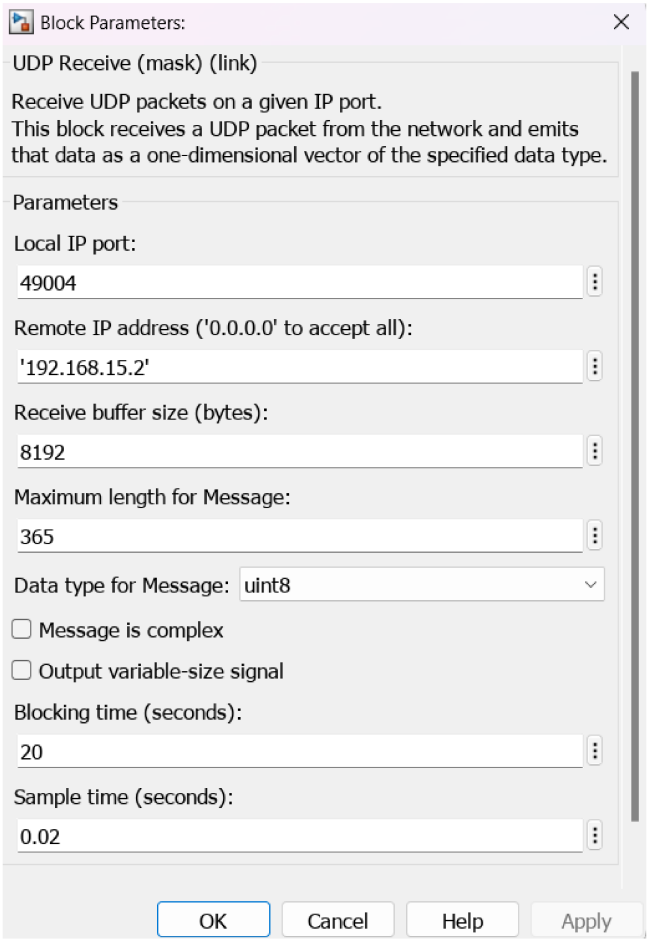


FIGURA 4.42 – Configuração dos bloco UDP *Receive* dentro do *SIMULINK*. Fonte:Autor

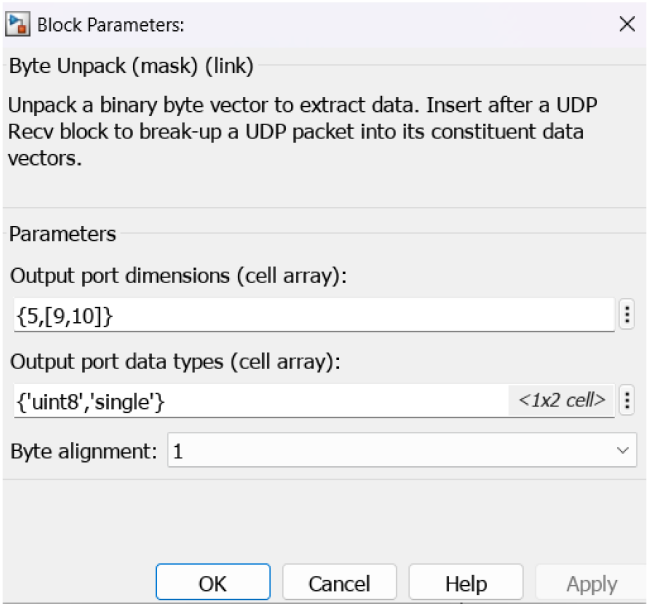


FIGURA 4.43 – Configuração dos bloco UDP *Unpack* dentro do *SIMULINK*. Fonte:Autor

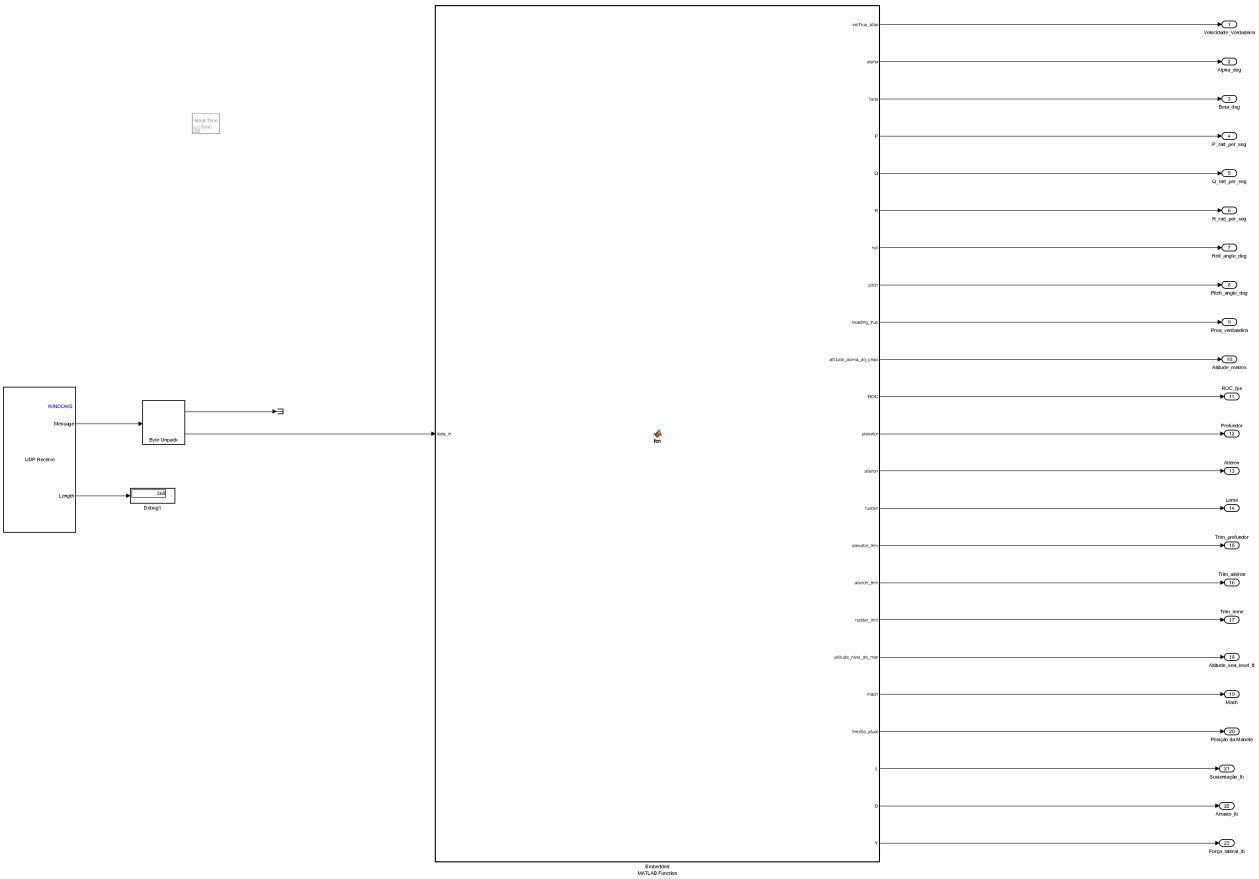


FIGURA 4.44 – Vista geral dos blocos de recebimento dentro do *SIMULINK*. Fonte:Autor

B. Configuração dos blocos de envio de dados no SIMULINK

O processo inverso é realizado para enviar os comandos para o X-Plane. Nesse caso

os comandos provenientes dos blocos de controle são passados como entradas para uma função onde são convertidos para o formato empacotado esperado pelo X-Pllane. Um bloco do tipo Byte Unpack é usado para empacotar os dados em arrays de bytes, que serão enviados ao X-Plane através do bloco UDP Send. A função executada para converter os comandos de volta ao X-Plane pode ser encontrada no ANEXO B desse trabalho.

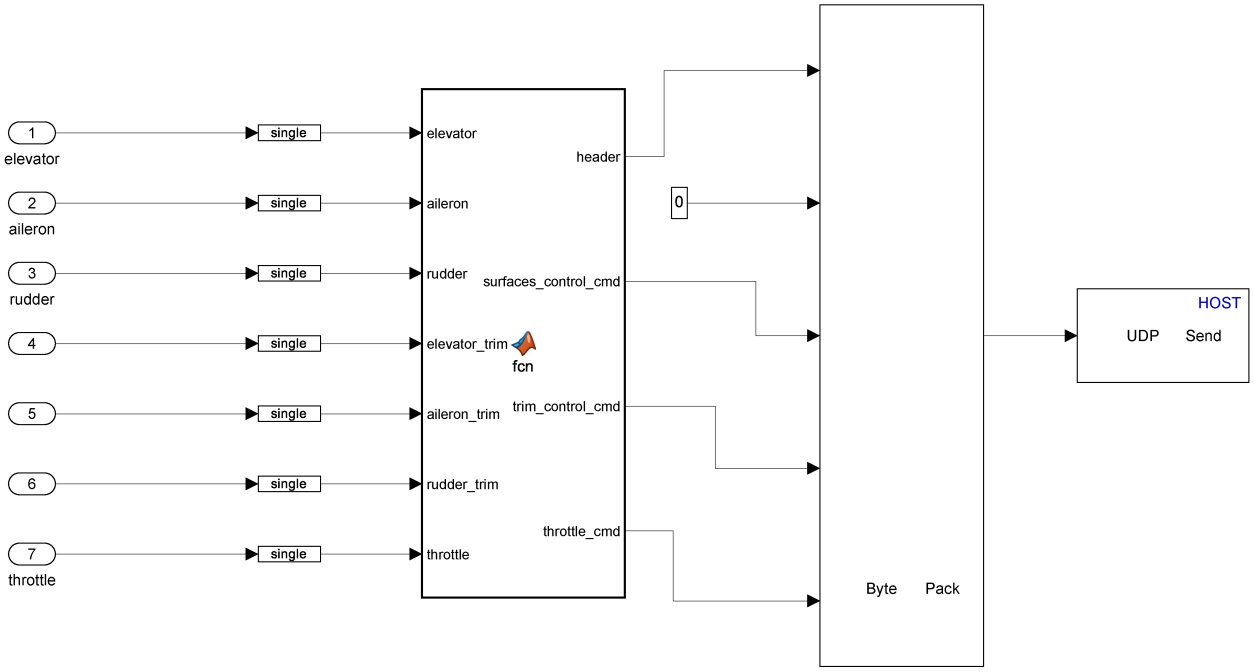


FIGURA 4.45 – Vista geral dos blocos de envio dentro do *SIMULINK*. Fonte:Autor

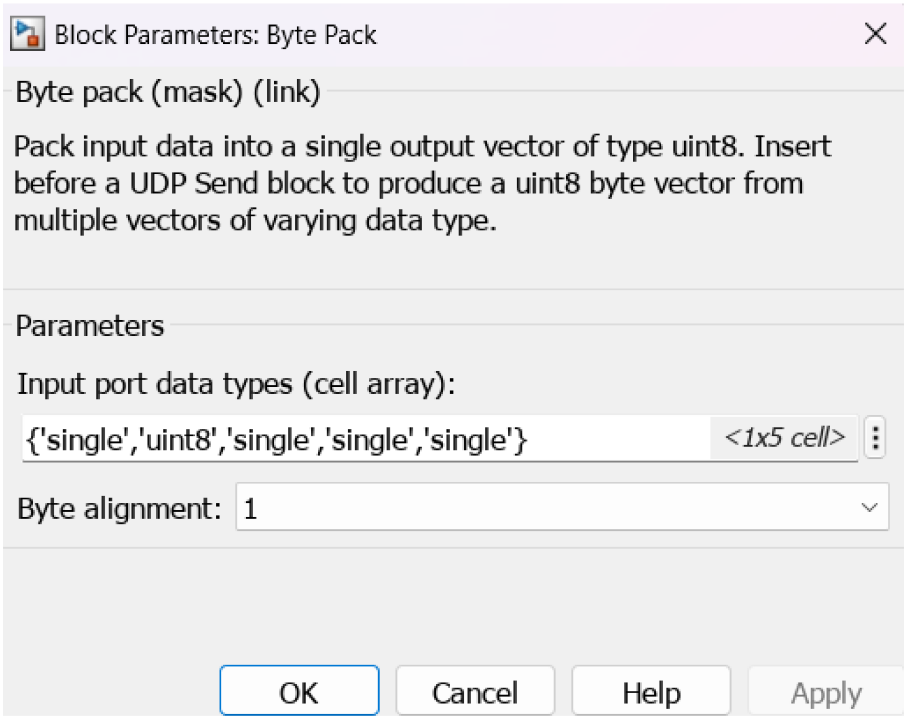


FIGURA 4.46 – Parâmetros de configuração do bloco *Byte Pack* no *SIMULINK*. Fonte:Autor

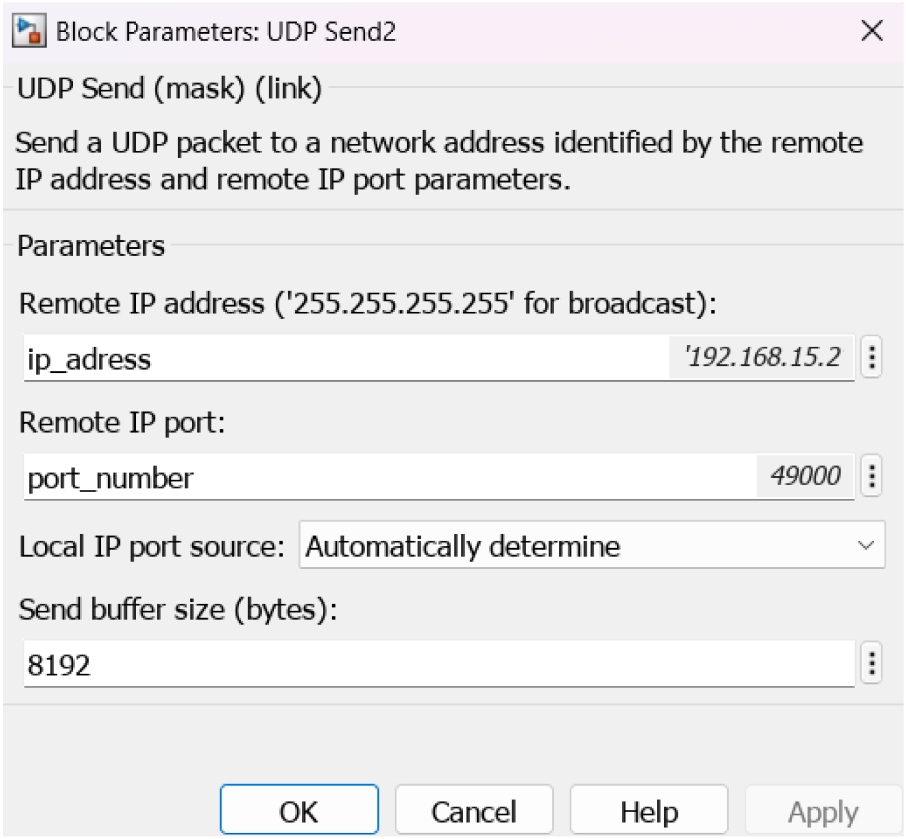


FIGURA 4.47 – Parâmetros de configuração do bloco *UDP Send* dentro do *SIMULINK*. Fonte:Autor

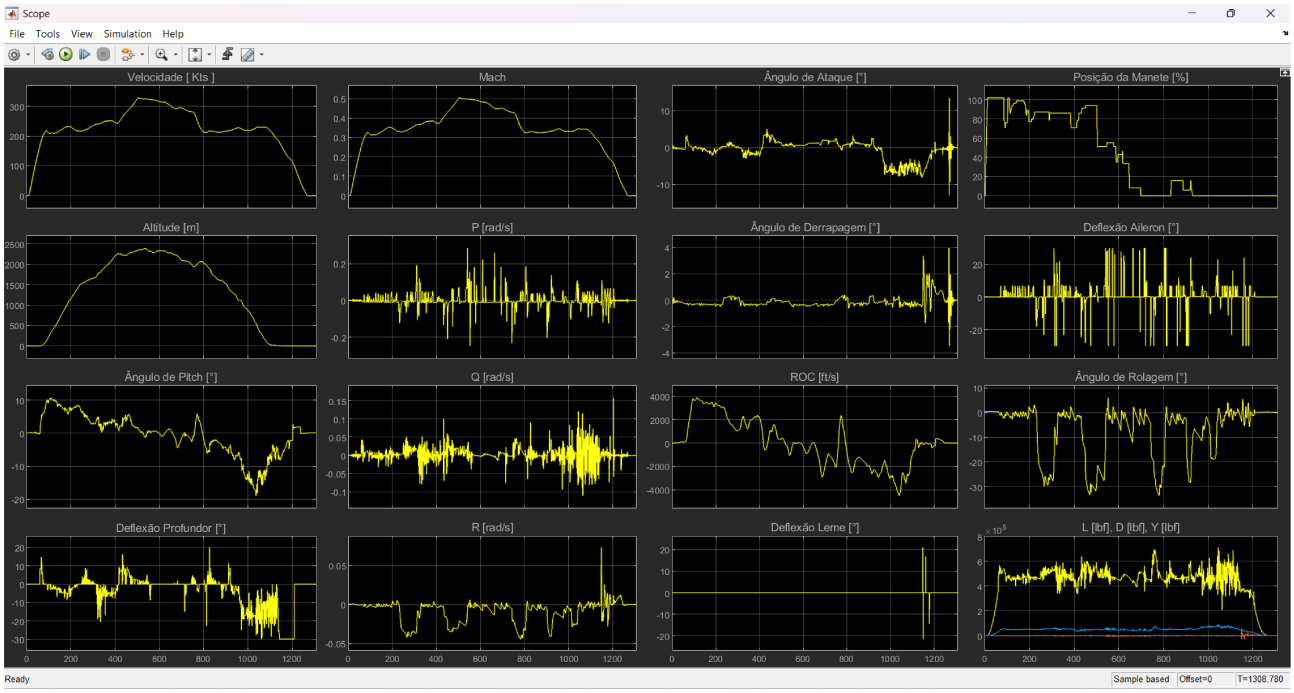


FIGURA 4.48 – Janela *scope* do *SIMULINK* com dados de um voo teste. Fonte:Autor

4.6 Comparação

4.6.1 Respostas Linear e Não Linear

O programa criado em MATLAB© permite comparar a simulação da dinâmica linear e compará-la com a dinâmica não-linear. O modelo linearizado de mecânica de voo pode possuir derivadas de ordem zero, como na eq (2.54). Esse termo deve-se às derivadas de estado na condição de equilíbrio da aeronave, condição onde é feita a linearização. Em qualquer uma das situações de equilíbrio, haverá uma variável não nula no equilíbrio.

- Voo reto e nivelado: $\mathbf{x}_0$;
- Voo permanente no plano vertical: $\mathbf{x}_0$ e H;
- Manobra pull up: α, θ, $\mathbf{x}_0$ e H;
- Voo em curva permanente com altitude constante: ψ, $\mathbf{x}_0$ e y_0.

Conforme explicado na seção sobre metodologia de linearização das equações, as pertubações nos controles devem ser pequenas, há depender do tempo de simulação, caso contrário as divergências entre os modelos ultrapassam a margem dos 10%. A seguir são apresentadas as figuras com os resultados de uma simulação na condição em que a aeronave encontra-se em um voo de cruzeiro(opção de voo reto e nivelado), sendo realizado um degrau de 1 ° no comando do profundor. Percebe-se que por se tratar de um voo reto e com asas niveladas e pertubação puramente no plano longitudinal, algumas variáveis de estado são nulas durante toda simulação. A Fig 4.49 evidencia as variáveis relacionadas ao estado longitudinais ao passo que a Fig 4.50 as variáveis de estado látero direcionais.

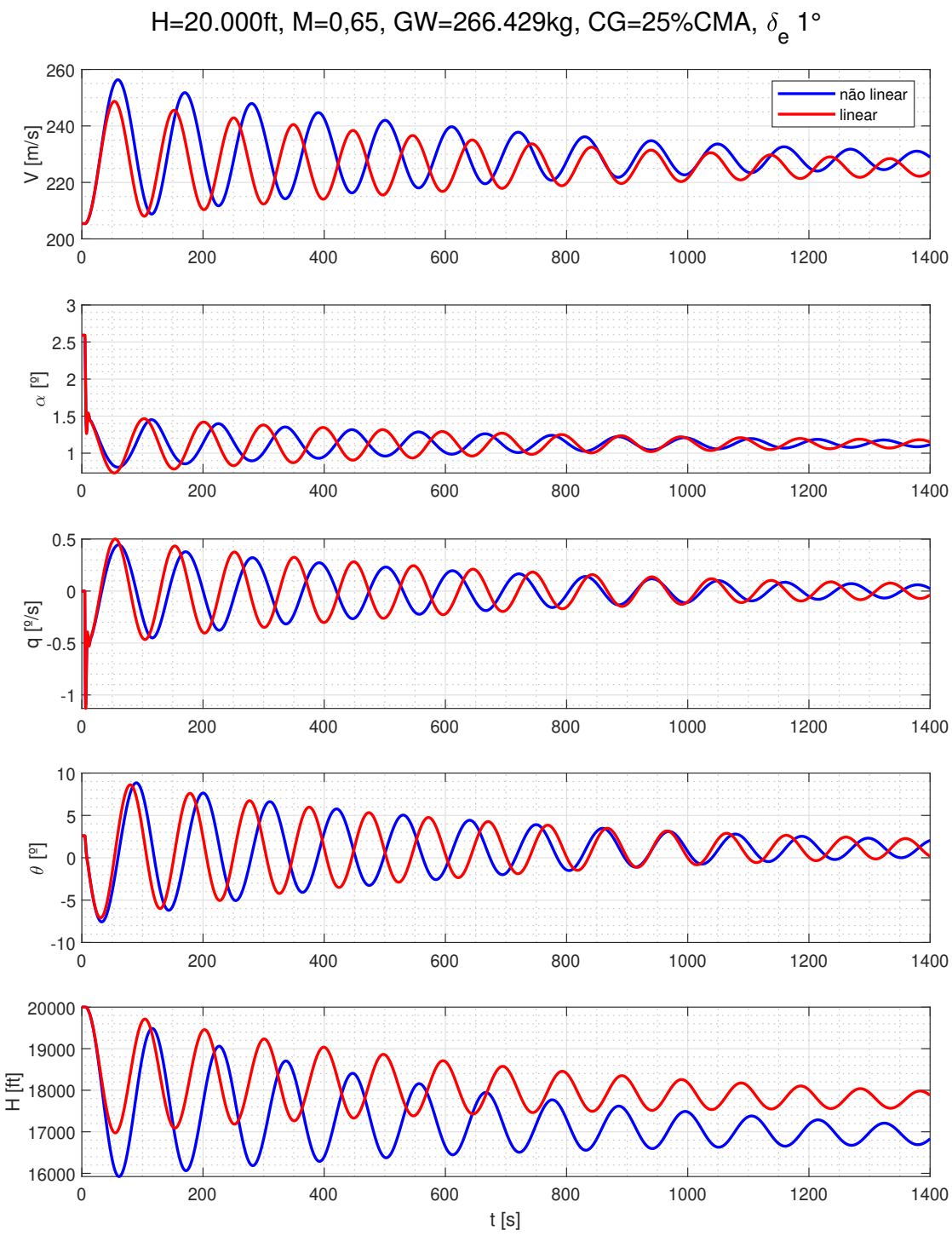


FIGURA 4.49 – Simulação degrau profundor no MATLAB© variáveis longitudinais. Fonte:Autor

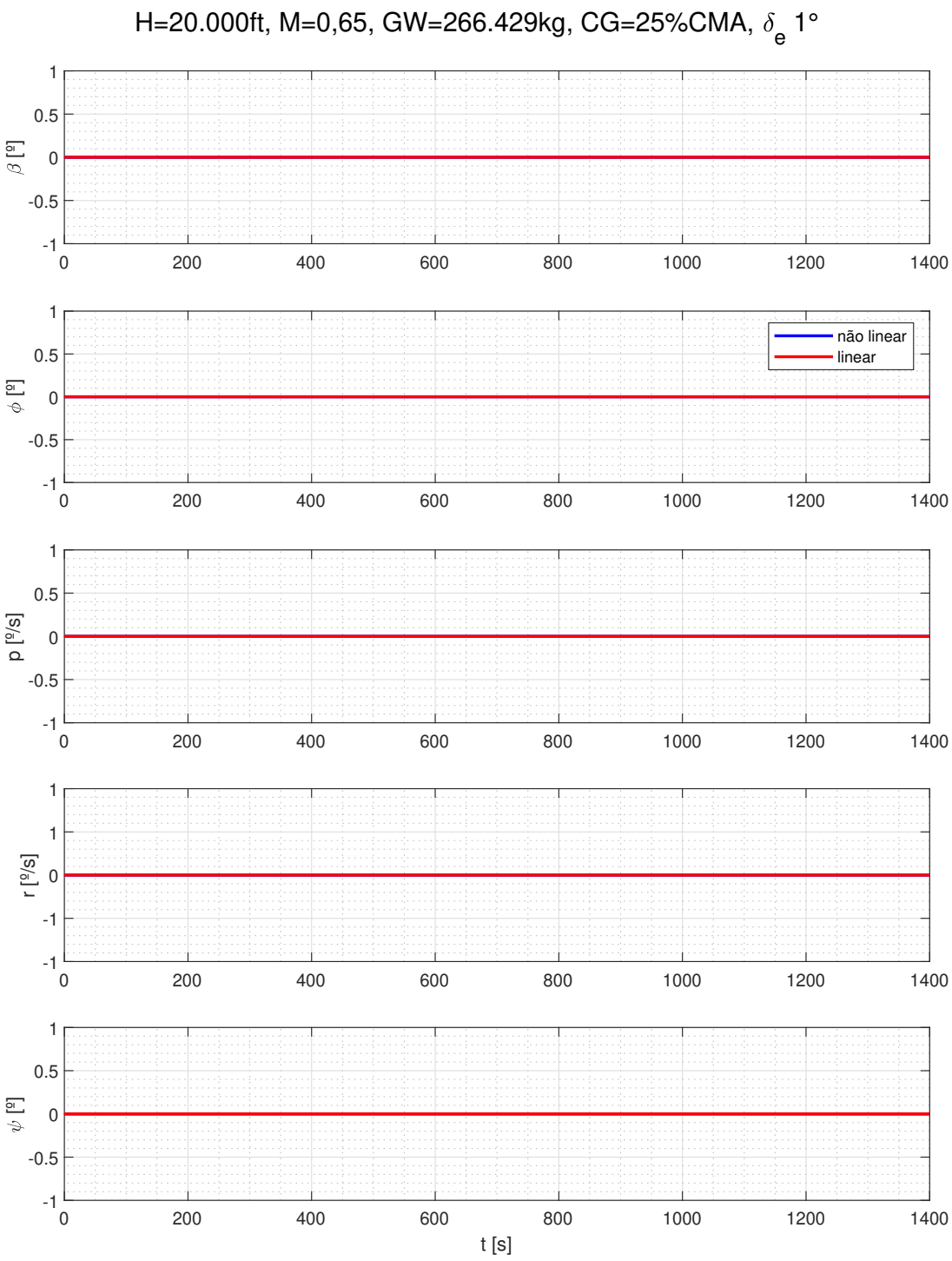


FIGURA 4.50 – Simulação degrau profundor no MATLAB© variáveis látero direcionais. Fonte:Autor

Para evidenciar a dinâmica látero direcional da aeronave aplicou-se um degrau no leme de 5° . Pode-se observar abaixo que as variáveis de estado longitudinal possuem pouca variação conforme era de se esperar. As variáveis látero direcional possem forte amortecimento, evidenciando a característica estável da aeronave.

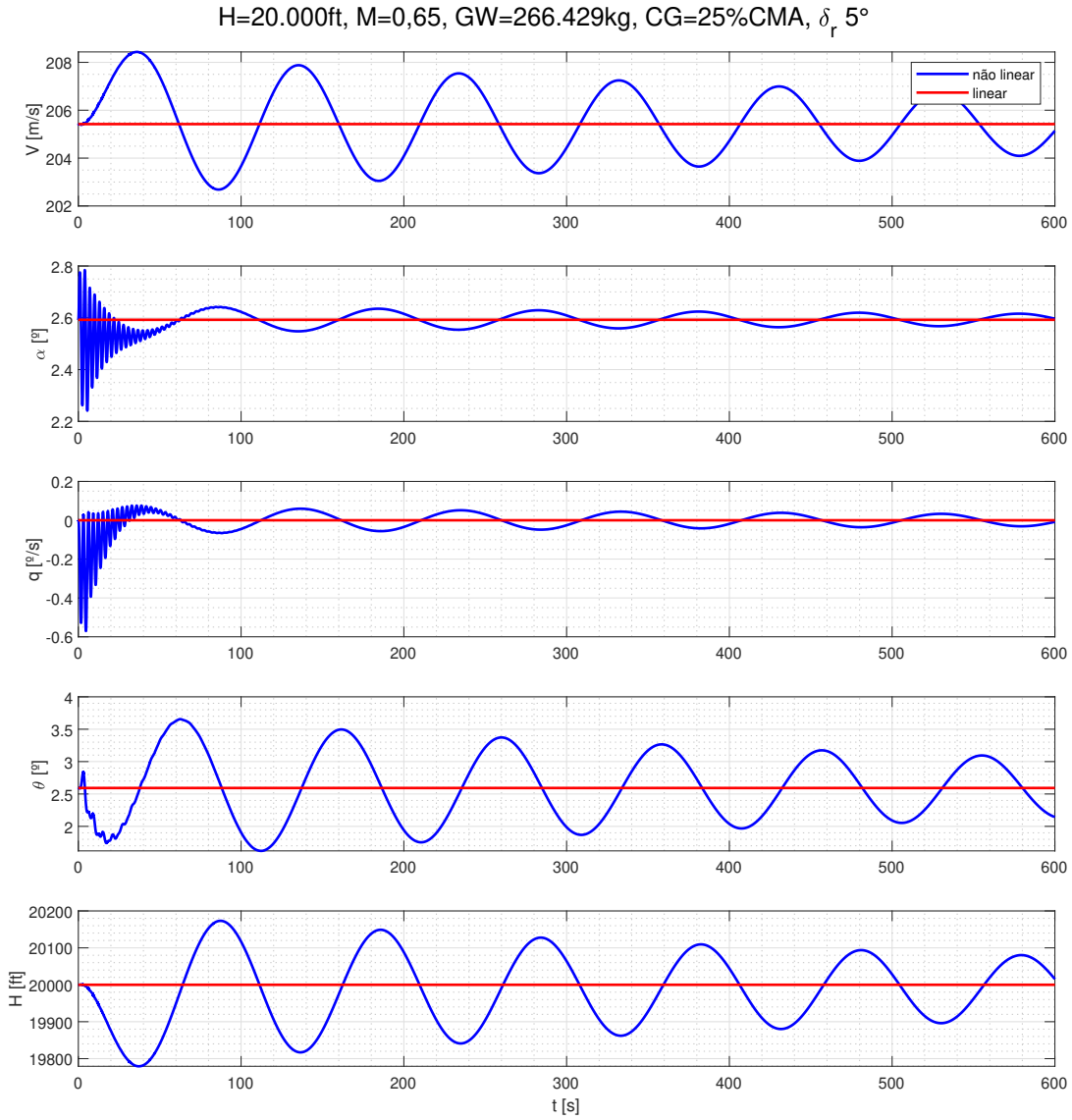


FIGURA 4.51 – Simulação degrau leme no MATLAB© variáveis longitudinais. Fonte:Autor

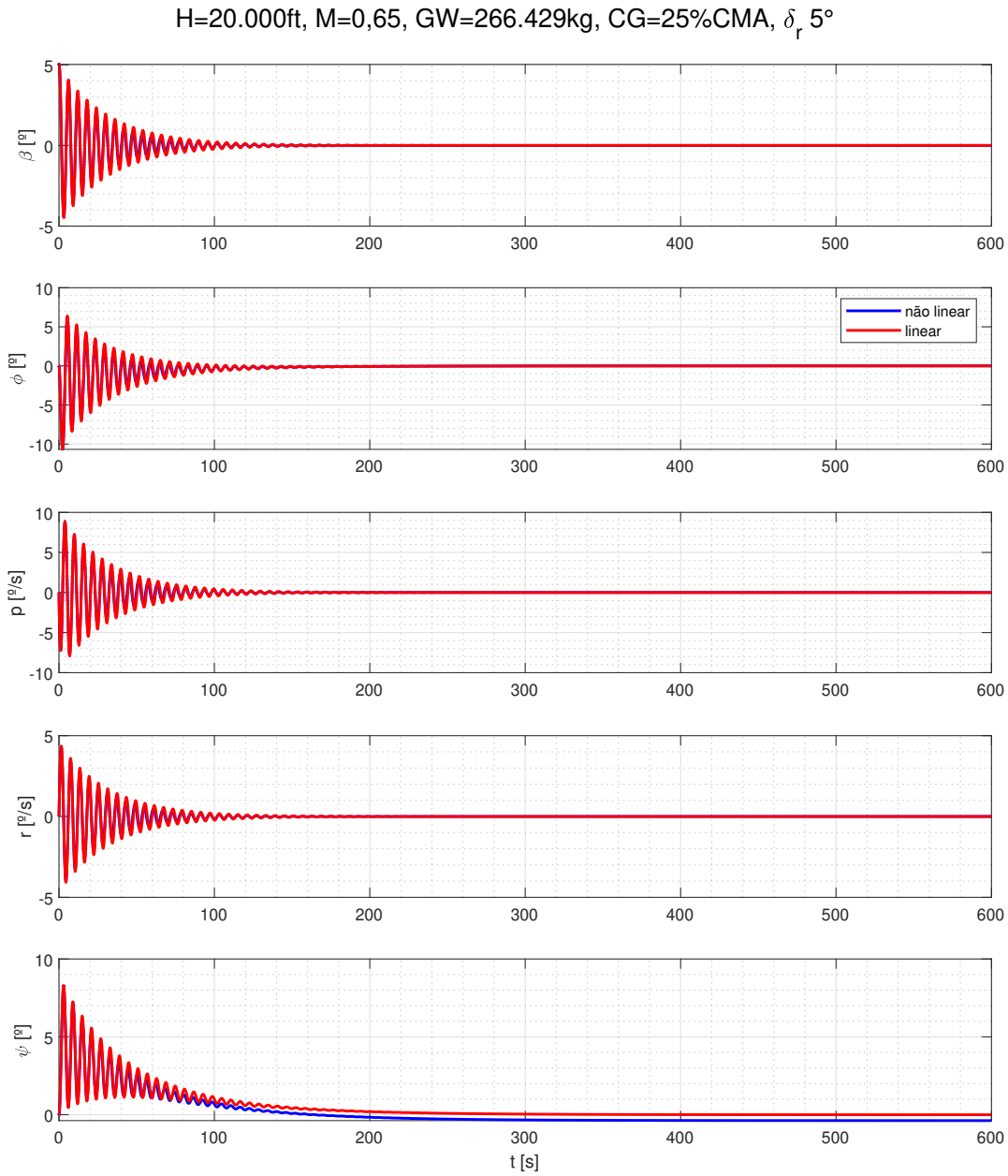


FIGURA 4.52 – Simulação degrau leme no MATLAB© variáveis látero direcionais. Fonte:Autor

4.7 Dinâmica Longitudinal

A dinâmica longitudinal de aeronaves com asa fixa e configuração convencional, pode ser representada pelos autovalores da matriz A do modelo de sistema dinâmico linearizado. O modelo longitudinal possui 5 autovalores associados. Em geral verificam-se

- Dois pares de autovalores complexos conjugados
- Um autovalor real

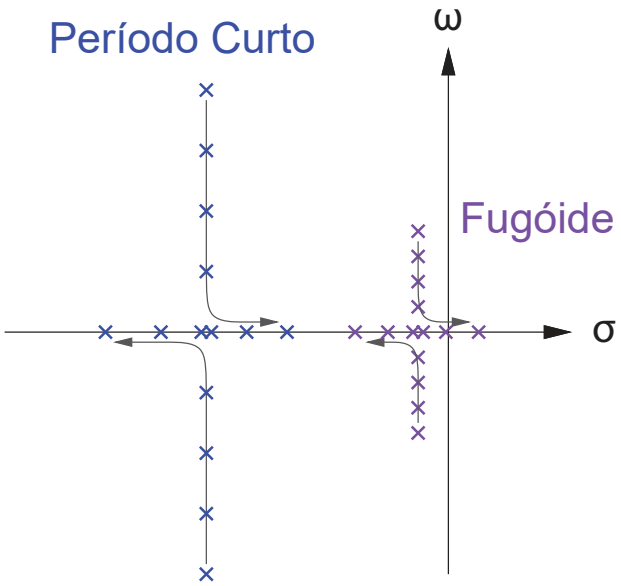


FIGURA 4.53 – Lugar Geométrico dos pólos da dinâmica longitudinal. Fonte:(Drela, 2014)

Entre os dois pares de autovalores complexos conjugados, um desses possui amortecimento e frequência natural bem maior que o outro.

Do ponto de vista físico de causa e efeito, o movimento de período curto é uma combinação das características aerodinâmicas e inerciais do veículo. Mais precisamente, ele ocorre majoritariamente pela influência do momento de arfagem e momento de inércia I_{yy}. Em equilíbrio, o somatório de momentos de arfagem é nulo e não há movimento de rotação. Quando uma variação de ângulo de ataque ocorre, surge um desequilíbrio de momentos; se o avião for estaticamente estável, surge um momento de arfagem restaurador que empurra o nariz de volta para a condição de equilíbrio. As oscilações resultantes são resultado do amortecimento aerodinâmico e do momento de inércia.

O movimento de período longo(fugóide) é basicamente uma troca entre energia cinética e potencial. Então, a tendência é que sua energia mecânica permaneça aproximadamente constante. No entanto, a variação de ângulo de ataque durante o período curto provocou uma variação de sustentação. Num primeiro momento, ela tende a empurrar o avião para baixo. Ao perder altitude, o ângulo de trajetória é negativo, verificando-se uma alteração do ângulo de arfagem. A medida que a altitude diminui, reduz-se a energia potencial, a velocidade aumenta, para aumentar a energia cinética. O movimento tem um mínimo e a altitude passa a subir, com redução de velocidade e ângulo de trajetória positivo. Esse movimento continua lentamente, devido à elevada massa da aeronave. O amortecimento é muito pequeno pois está associado ao arrasto decorrente do movimento vertical.

4.7.1 Modo período curto

Esse tipo de comportamento apresenta oscilações rápidas e fortemente amortecidas, se manifestando com maior proeminência sobre o ângulo de ataque e a velocidade de arfagem. Ocorre imediatamente após a pertubação. Possui alta frequência e amortecimento.

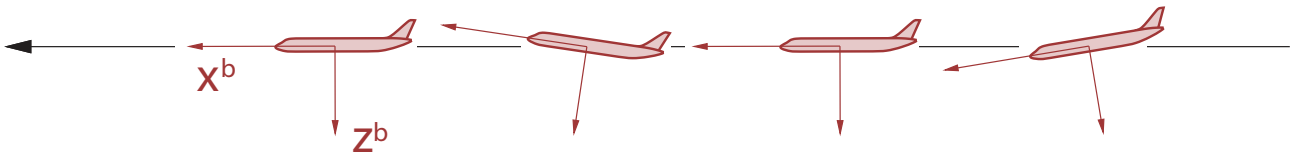


FIGURA 4.54 – Modo período curto. Fonte:(Drela, 2014)

4.7.2 Modo fugóide

Esse tipo de comportamento sucede o modo de período curto, sendo caracterizado por oscilações de velocidade, altitude e ângulo de trajetória. Possui baixa frequência e amortecimento.

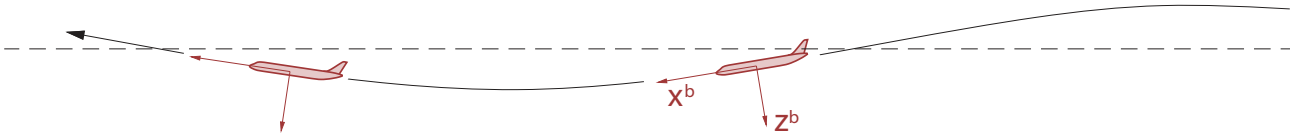


FIGURA 4.55 – Modo fugoidal. Fonte:(Drela, 2014)

4.7.3 Linearização do modo dinâmico longitudinal

Obteve-se as matrizes A_{long} e B_{long} por meio da linearização da condição de equilíbrio em voo de cruzeiro da aeronave.

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{V} \\ \Delta\dot{\alpha} \\ \Delta\dot{q} \\ \Delta\dot{\theta} \\ \Delta\dot{H} \end{bmatrix} = A_{\text{long}} \begin{bmatrix} \Delta V \\ \Delta\alpha \\ \Delta q \\ \Delta\theta \\ \Delta H \end{bmatrix} + B_{\text{long}} \begin{bmatrix} \Delta\delta_p \\ \Delta\delta_e \end{bmatrix} \tag{4.5}$$

$$A_{\text{long}} = \begin{bmatrix} -0.0060 & 4.9100 & 0.0000 & -9.8100 & 0.0000 \\ -0.0005 & -0.5250 & 0.9840 & -0.0000 & 0.0000 \\ -0.0002 & -1.3000 & -0.5420 & 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 & 1.0000 & 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & -205.0000 & 0.0000 & 205.0000 & 0.0000 \end{bmatrix} \tag{4.6}$$

$$B_{\text{long}} = \begin{bmatrix} 1.1000 & 0.0000 \\ -0.0002 & -0.0380 \\ 0.0318 & -1.7000 \\ 0.0000 & 0.0000 \\ 0.0000 & 0.0000 \end{bmatrix} \tag{4.7}$$

Obteve-se os autovalores da matriz A_{long}, associados aos modos dinâmicos longitudinais. Verificou-se a estabilidade longitudinal, visto que todos os autovalores apresentaram parte real negativa, conforme observado a Tabela 4.14

Dinâmica Longitudinal em malha aberta			
Autovalores	**Modo dinâmico associado**	**Amortecimento ζ**	**Frequência natural ω_n [rad/s]**
$-0.534 \pm 1.13j$	Período Curto	0,427	1,25
$-0,0014 \pm 0,0638j$	Fugóide	0,0230	0,0639

TABELA 4.14 – Autovalores dos modos longitudinais. Fonte: Autor

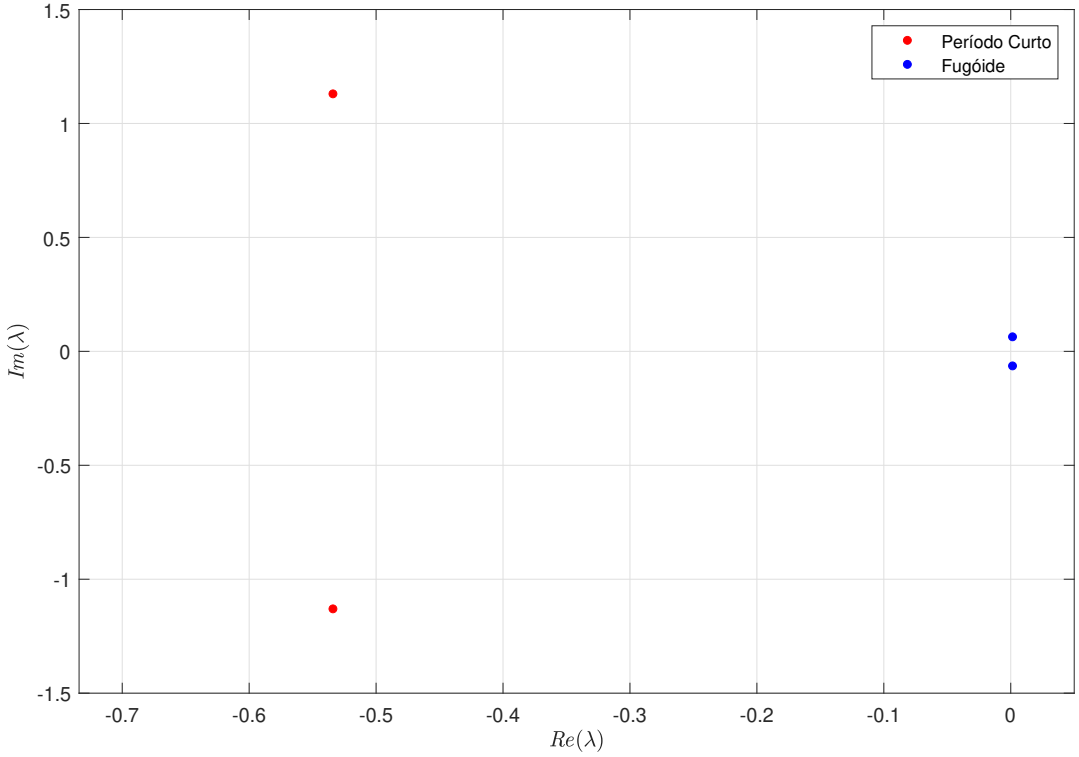


FIGURA 4.56 – Autovalores do modo dinâmico longitudinal. Fonte: Autor

4.7.4 Dinâmica Longitudinal pelo X-plane

No ambiente *X-plane* foi recriado as mesmas condições de voo da simulação no MATLAB© . A aeronave *Horizon* foi trimada em voo reto e nivelado numa altitude de 20.000 ft e Mach de 0.65, ajustando-se o CG de acordo com a posição requerida e peso bruto requerido. Simulou-se um doublet no profundor a fim de pertubar o equilíbrio do sistema dinâmico. Foi introduzido então um comando de curto espaço de tempo e alta frequência no manche para frente e para trás, de modo a capturar o comportamento dinâmico longitudinal da aeronave conforme evidenciado na Fig 4.57. Para realizar a simulação foi usada a biblioteca montada no *SIMULINK* conforme o ANEXO E

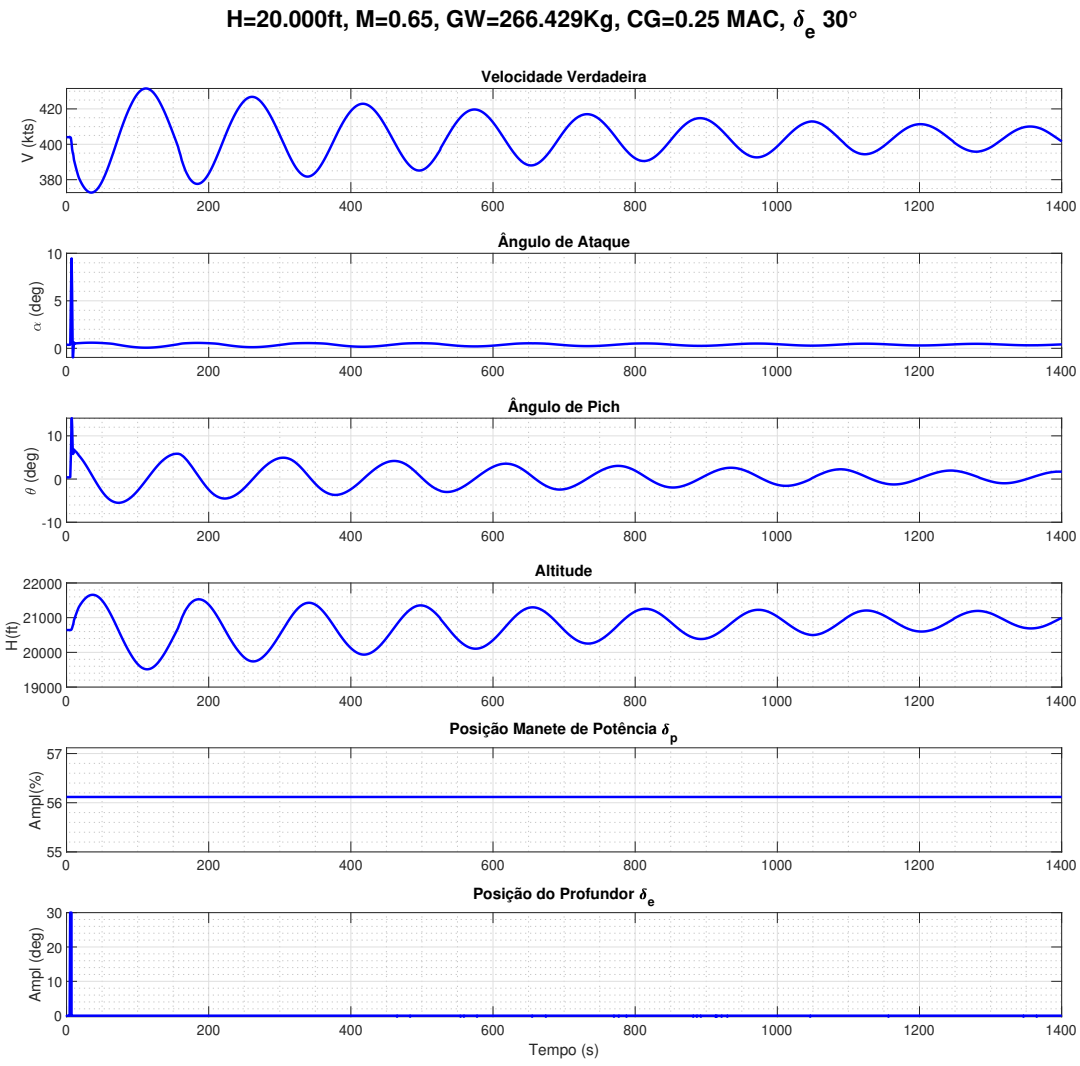


FIGURA 4.57 – Simulação dinâmica longitudinal no *X-plane*. Fonte: Autor

Para calcular o amortecimento das oscilações da Figura 4.57 foi utilizado o método do decremeto logarítmico, para tal foi usado os dados do primeiro pico máximo ocorrido por volta dos 100s e do oitavo pico máximo ocorrido por volta dos 1200s. Conforme as equações (4.8) e (4.9)

$$\delta = \frac{1}{n} \cdot \ln\left(\frac{P_{ico1}}{P_{ico8}}\right) \tag{4.8}$$

$$\zeta = \frac{1}{\sqrt{1 + \left(\frac{2 \cdot \pi}{\delta}\right)^2}} \tag{4.9}$$

Onde n é o número de pico, nesse caso $n = 8$

Caso	Período (s)	Amortecimento (ζ)
Simulação Analítica	98,32	0,0230
Simulação no *X-Plane*	112,60	0,0200
Erro (%)	14,5	13,0

TABELA 4.15 – Comparação entre resultados analíticos e simulação no *X-Plane* modo fugoidal

4.8 Dinâmica Látero-direcional

A dinâmica látero-direcional possui 4 autovalores associados à Matriz A do modelo de sistema dinâmico linearizado. O modelo látero-direcional tem 3 modos dinâmicos, são estes os modos: *dutch roll*, rolamento puro e espiral. Sendo os autovalores:

- Um par de autovalores complexos conjugados
- Dois autovalores reais

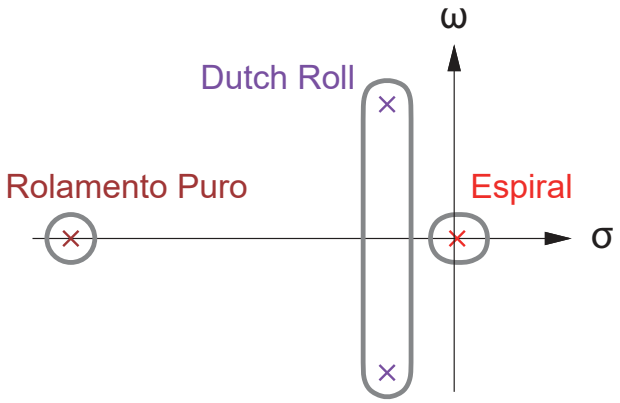


FIGURA 4.58 – Lugar geométrico dos polos da dinâmica látero-direcional. Fonte:(Drela, 2014)

4.8.1 Modo rolamento puro

Esse modo possui um movimento rápido e muito bem amortecido em torno do eixo de rolamento.

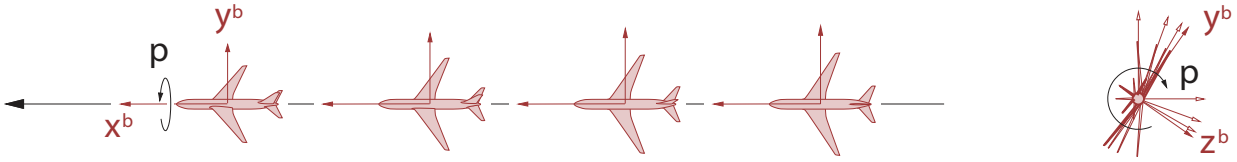


FIGURA 4.59 – Ilustração do modo de rolamento puro. Fonte:(Drela, 2014)

4.8.2 Modo *dutch roll*

Esse modo possui acoplamento de rolamento e guinada, devido às influências das derivadas aerodinâmicas C_{l_r}, C_{l_β} e C_{n_p} além do momento de inércia I_{xz}. Possui oscilações com baixo

amortecimento.

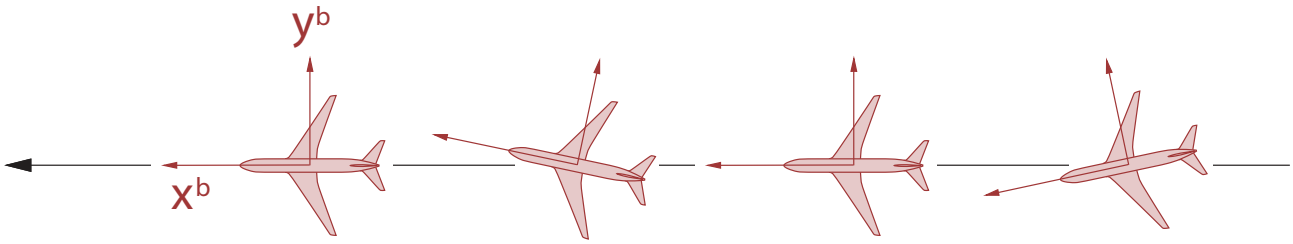


FIGURA 4.60 – Ilustração do modo de *dutch roll*. Fonte:(Drela, 2014)

4.8.3 Modo espiral

Esse modo representa uma tendência da aeronave de mudar o apontamento do nariz de forma contínua, possui uma leve instabilidade que pode ser corrigida pelo piloto.

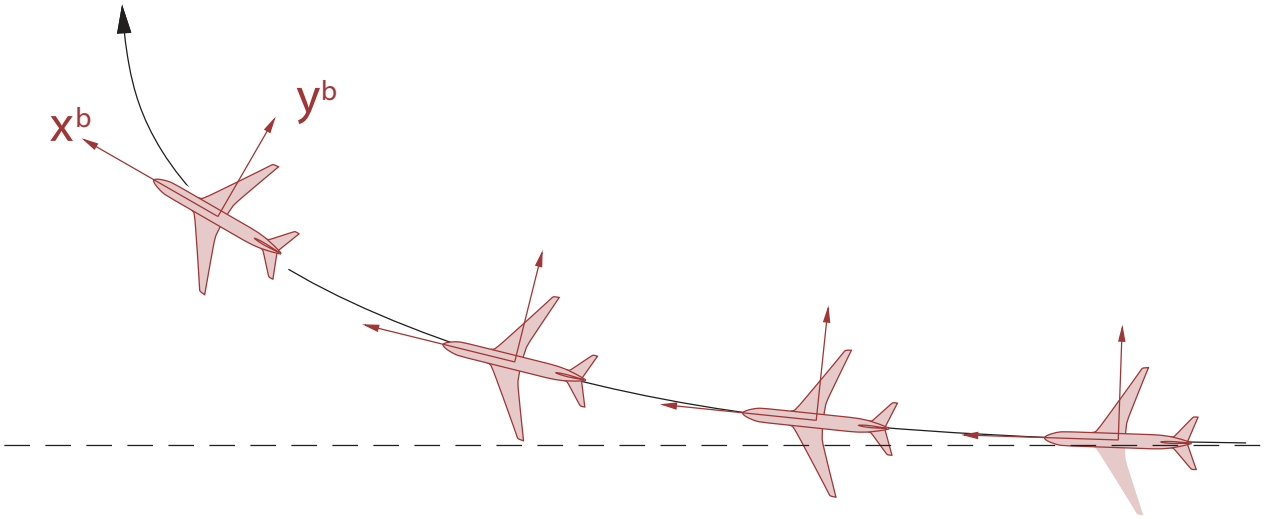


FIGURA 4.61 – Ilustração do modo de espiral.Fonte:(Drela, 2014)

4.8.4 Linearização do modo látero direcional

Obteve-se as matrizes A_{lat} e B_{lat} por meio da linearização da condição de equilíbrio em voo de cruzeiro da aeronave.

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{\beta} \\ \Delta\dot{p} \\ \Delta\dot{r} \\ \Delta\dot{\phi} \end{bmatrix} = A_{\text{lat}} \begin{bmatrix} \Delta\beta \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta\phi \end{bmatrix} + B_{\text{lat}} \begin{bmatrix} \Delta\delta_a \\ \Delta\delta_r \end{bmatrix} \tag{4.10}$$

$$A_{lat} = \begin{bmatrix} 0,1040 & 0,0452 & -0,9990 & 0,0477 \\ -2,6800 & -0,8440 & 0,3090 & 0,0000 \\ 0,9460 & -0,0401 & -0,2480 & 0,0000 \\ 0,0000 & 1,0000 & 0,0453 & 0,0000 \end{bmatrix} \tag{4.11}$$

$$B_{lat} = \begin{bmatrix} 0,0000 & -0,0142 \\ 0,2220 & 0,1030 \\ 0,0156 & -0,6220 \\ 0,0000 & 0,0000 \end{bmatrix} \tag{4.12}$$

Obteve-se os autovalores da matriz A_{lat}, associados aos modos dinâmicos látero-direcionais. Verificou-se a estabilidade oscilatória dos modos presentes na dinâmica látero-direcional, conforme observado a Tabela 4.16

Dinâmica látero-direcional em malha aberta			
Autovalores	**Modo dinâmico associado**	**Amortecimento** ζ	**Frequência natural** ω_n $[rad/s]$
-0.0306 ± 1.0500	Dutch Roll	0,0291	1,25
-0.9118	Rolamento puro	1	0,912
-0.0157	Espiral	1	0,0157

TABELA 4.16 – Autovalores dos modos látero-direcionais. Fonte: Autor

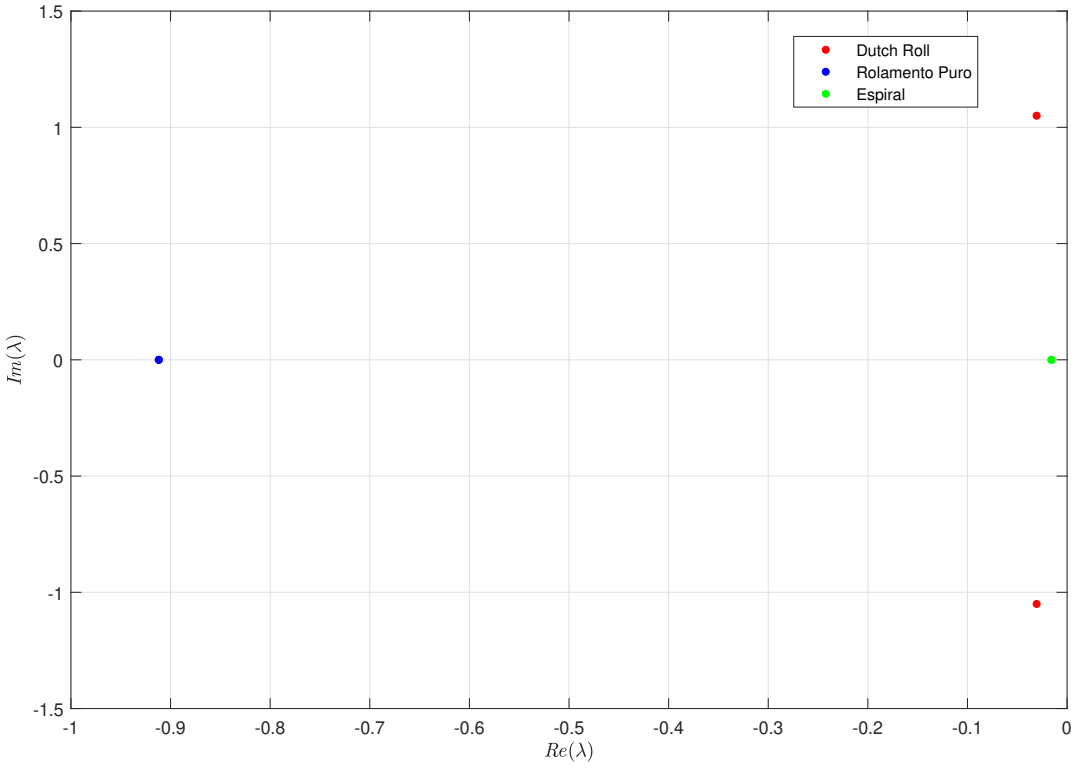


FIGURA 4.62 – Autovalores do modo dinâmico látero-direcional. Fonte: Autor

4.8.5 Dinâmica látero-direcional pelo *X-plane*

Recriando as mesmas condições de cruzeiro apresentadas para o comportamento longitudinal, perturbou-se o leme dando um comando *doublet* de 30 ° a fim de evidenciar o comportamento látero-direcional da aeronave dentro do simulador conforme a Fig 4.63

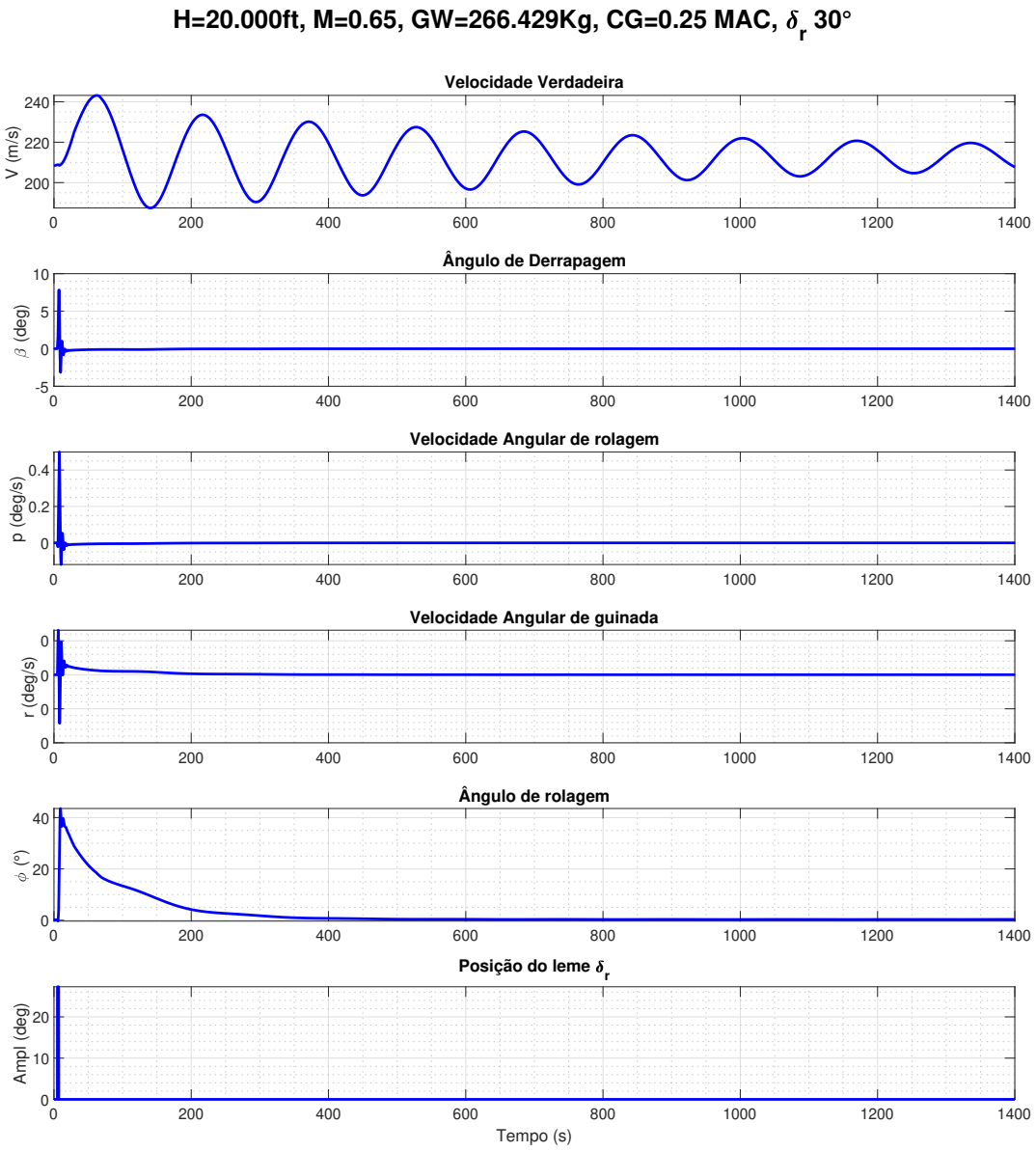


FIGURA 4.63 – Simulação dinâmica látero-direcional *X-plane*. Fonte: Autor

4.9 Trimagem da aeronave no *X-plane*

Utilizado o modelo matemático e formulações apresentadas, adotando-se as derivadas de estabilidade e controle para modelagem aerodinâmica, dados geométricos da aeronave e modelo propulsivo, implementou-se um programa em MATLAB© contendo o sistema de equações diferenciais do movimento da aeronave, adotando $V = 252.06\ m/s$ e $h = 10.668\ m$, relativos a uma condição de cruzeiro da aeronave. Obteve-se a condição de trimagem da aeronave conforme a Tab 4.17

Estados longitudinais						
Variável	V [ktas]	α [deg]	q [deg/s]	θ [deg]	h [ft]	x [m]
	488	0,917	0	0,917	35.000	0
Estados látero-direcionais						
Variável	β [deg]	ϕ [deg]	p [deg/s]	r [deg/s]	ψ [deg]	y [m]
	0	0	0	0	0	0
Controle						
Variável	δ_T [%]	δ_e [deg]	δ_a [deg]	δ_r [deg]		
	82,87	0.75705	0	0		

TABELA 4.17 – Equilíbrio da aeronave para condição de voo analisada. Fonte: Autor

Dentro do *X-plane* a mesma condição de voo foi simulada. O objetivo era zerar as variáveis de estado látero-direcionais para deixar o movimento puramente no plano longitudinal, porém essa tarefa é extremamente difícil de se executar manualmente. Houve uma pequena variação na altitude devida à complexidade de manter a aeronave em voo reto e nivelado manualmente. A Fig 4.64 mostra a aeronave em voo de cruzeiro mantendo MACH 0,85 e uma altitude de 35.640 ft, as informações nos cantos superiores são os parâmetros escolhidos na janela dados de saída do simulador.



FIGURA 4.64 – Aeronave *Horizon* em voo de cruzeiro dentro do *X-plane* 11 Fonte:Autor

Através da imagem acima observa-se que houve um erro de 8,57% para o ângulo de ataque, e um erro de 0,7 % para a posição da manete de combustível.

5 Considerações Finais

O desenvolvimento do modelo matemático da aeronave no ambiente MATLAB, baseado na formulação das equações do movimento, possibilitou a determinação de uma condição de *trimagem* coerente para a operação de cruzeiro em altitude elevada. Foram consideradas as seguintes condições operacionais: altitude de 35.000 ft, número de Mach $M = 0,85$ e velocidade verdadeira $V = 252,06m/s$. A partir dessas premissas, obteve-se como resultado de trimagem uma posição de manete de potência de $82,87\%$ e um ângulo de ataque $\alpha = 0,917$.

Quando a mesma condição de voo foi reproduzida no ambiente de simulação do X-Plane, utilizando o modelo da aeronave previamente construído no *Plane Maker*, verificou-se um ângulo de ataque $\alpha = 0{,}84°$ e uma posição de manete de potência de 83,61 %. A comparação entre os resultados revelou um erro relativo de 8,57 % para o ângulo de ataque e de apenas 0,70 % para a posição da manete, evidenciando uma excelente concordância entre o modelo matemático teórico e a resposta do simulador.

Quando comparado o fator de amortecimento do modo dinâmico fugoidal, obervou-se um comportamento coerente com o modelo analítico e o simulador *Xplane*, obtendo-se um erro percentual de 13,00 %. A dinâmica látero direcional também apresentou comportamento coerente com o modelo, evidenciando as variáveis de estado envolvidas no modo oscilatório com comportamento amortecido e estável, conforme os autovalores das matriz A de espaço de estado.

Esses resultados atestam a acurácia do X-Plane na simulação de certas fases de voo, validando a implementação da Teoria de Elementos de Pá (*Blade Element Theory*) adotada pelo simulador. Tal metodologia, ao decompor as superfícies aerodinâmicas em pequenas seções para o cálculo das forças e momentos, demonstrou ser consistente com os modelos matemáticos clássicos de mecânica de voo, permitindo que o comportamento da aeronave fosse reproduzido de forma satisfatória para uma análise preliminar durante o projeto de uma aeronave.

Além disso, a precisão alcançada na simulação foi influenciada pela importação das polares aerodinâmicas dos perfis da aeronave, por meio do software *Airfoil Maker*, e pela modelagem detalhada da geometria no *Plane Maker*. A incorporação fidedigna das características aerodinâmicas específicas do projeto foi fundamental para minimizar as discrepâncias entre o modelo computacional e o simulado, resultando em pequenas ordem de grandeza no erro percentual.

Embora o presente trabalho tenha se concentrado na modelagem matemática e na validação do comportamento da aeronave em regime de cruzeiro, destaca-se o potencial de expansão desta pesquisa. A integração do modelo da aeronave no X-Plane com o ambiente MATLAB/Simulink oferece a possibilidade de projetar e implementar sistemas de controle avançados, como pilotos automáticos SAS(*Stability Augmentation System*). A partir da identificação das funções de transferência da aeronave, seria viável realizar o ajuste dos ganhos de controladores em malha fechada, visando o desenvolvimento de sistemas automáticos para o controle de velocidade, manutenção de altitude, guiagem, dentre outras funções. Embora essa aplicação extrapole o escopo deste Trabalho de Conclusão de Curso, ela representa uma promissora continuidade para investigações futuras.

Em suma, a modelagem precisa da aeronave, aliada à validação por meio de simulação no X-Plane, demonstrou que o simulador pode ser utilizado com confiança tanto em projetos acadêmicos quanto no desenvolvimento preliminar de sistemas aeronáuticos, evidenciando sua utilidade como uma ferramenta robusta e acessível para a engenharia aeronáutica.

ANEXOS

A Dimenções Gerais da aeronave Horizon

A. Dimensões Externas:

Asa:

Área ..... 452,54 m^2
Envergadura ..... 65,06,04 m
Corda na Raiz (linha de centro da fuselagem) ..... 14,00 m
Corda na Ponta ..... 2,61 m
Diedro ..... 3,0°
Razão de Aspecto ..... 9,57 m
Afilamento 0,186
Enflexamento em 25% da corda ..... 32,00°
Corda Média Aerodinâmica ..... 7,59 m

Empenagem Horizontal:

Área ..... 117,69 m^2
Envergadura ..... 23,46 m
Corda na Raiz ..... 7,71 m
Corda na Ponta ..... 2,31 m
Diedro ..... 3,0°
Enflexamento do Estabilizador Horizontal em 25% da corda ..... 30,00°
Corda Média Aerodinâmica ..... 5,01 m

Empenagem Vertical:

Área ..... 63,78 m^2
Envergadura ..... 10,48 m
Corda na Raiz ..... 9,38 m
Corda na Ponta ..... 2,90 m
Enflexamento do Estabilizador Vertical em 25% da corda ..... 47,41°
Corda Média Aerodinâmica ..... 6,12 m

Profundor :

Àrea ..... 52,20 m^2

Flaps :

Envergadura :

Flap Interno ..... 9,90 m

Flap Externo ..... 14,21 m

Área :

Flap Interno ..... 28,90 m^2

Flap Externo ..... 26,85 m^2

Corda Raiz:

Flap Interno ..... *2,92* m

Flap Externo ..... 2,92 m

Corda na Ponta:

Flap Interno 2,92m

Flap Externo ..... 0,86 m

Deflexão dos flaps

1ª *segmento* ..... 9°

2ª *segmento* ..... 18°

3ª *segmento* ..... 22°

4ª *segmento* ..... 45°

Nacele:

Comprimento ..... 7,92 m

Largura Máxima ..... 4,32 m

Altura Máxima 3,44m

Aeronave:

Comprimento Total ..... 66,65 m

Comprimento da Fuselagem ..... 66,65 m

Diâmetro Máximo na Fuselagem ..... 6,50 m

Altura Total ..... 18,85 m

Distância Lateral entre Rodas ..... 7,37 m

Distância Longitudinal entre rodas ..... 24,34 m

Altura da Porta de Passageiros ..... 1,70 m

Largura da Porta de Passageiros ..... 0,71 m

Altura da Porta de Bagageiros ..... 1,12 m

Largura da Porta de Bagageiros ..... 1,00 m

Altura da Porta de Serviços ..... 1,42 m

Largura da Porta de Serviço ..... 0,62 m
Altura da Saída de emergêencia ..... 0,92 m
Largura da Saída de emergência ..... 0,21 m

B. Desempenho

Velocidade Máxima de Cruzeiro ..... M 0,90
Tempo de Subida até FL350 ..... 25 min
Altitude Máxima Certificada ..... 12,192 m (40.000 ft)
Distância de Decolagem a nível do mar ..... 3.060 m
Distância para Pouso a nível do mar, peso típico para pouso ..... 1.650 m
Alcance, 500 passageiros ..... 6.480 nm (12.000 Km)
Máxima Razão de Subida ..... 4,352 fpm

C. Motores

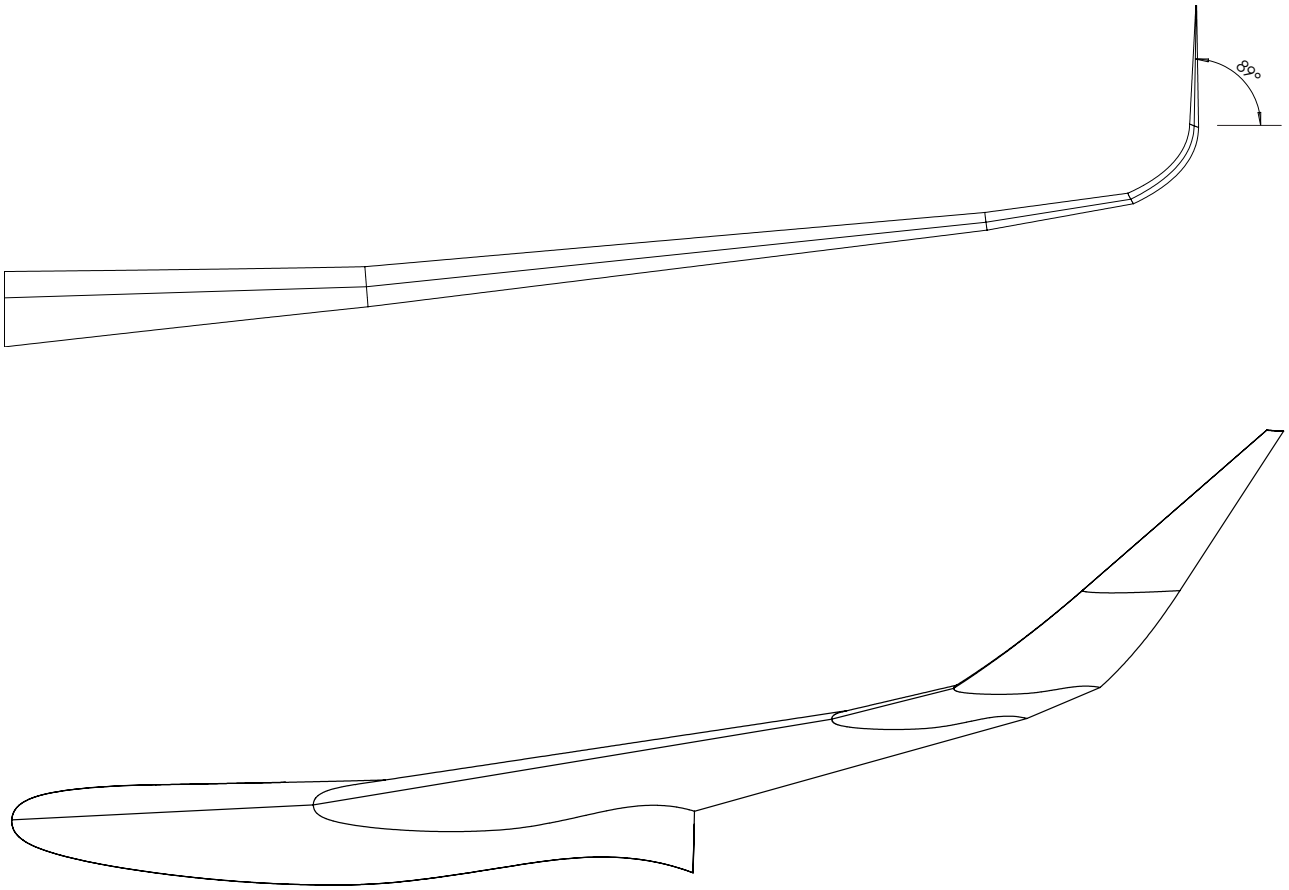
Dois motores General Eletric modelo: GE90-115B

Empuxo máximo de decolagem, *nível do mar ISA+ 30* ..... 513KN(115.326,99lb)
Comprimento do Motor ..... 729,0 cm
Largura do Motor ..... 344,2 cm
Altura do motor ..... 344,2 cm
By Pass Ratio(*estático*) 9:1
TSFC ..... 0,278(lb/h/lb)

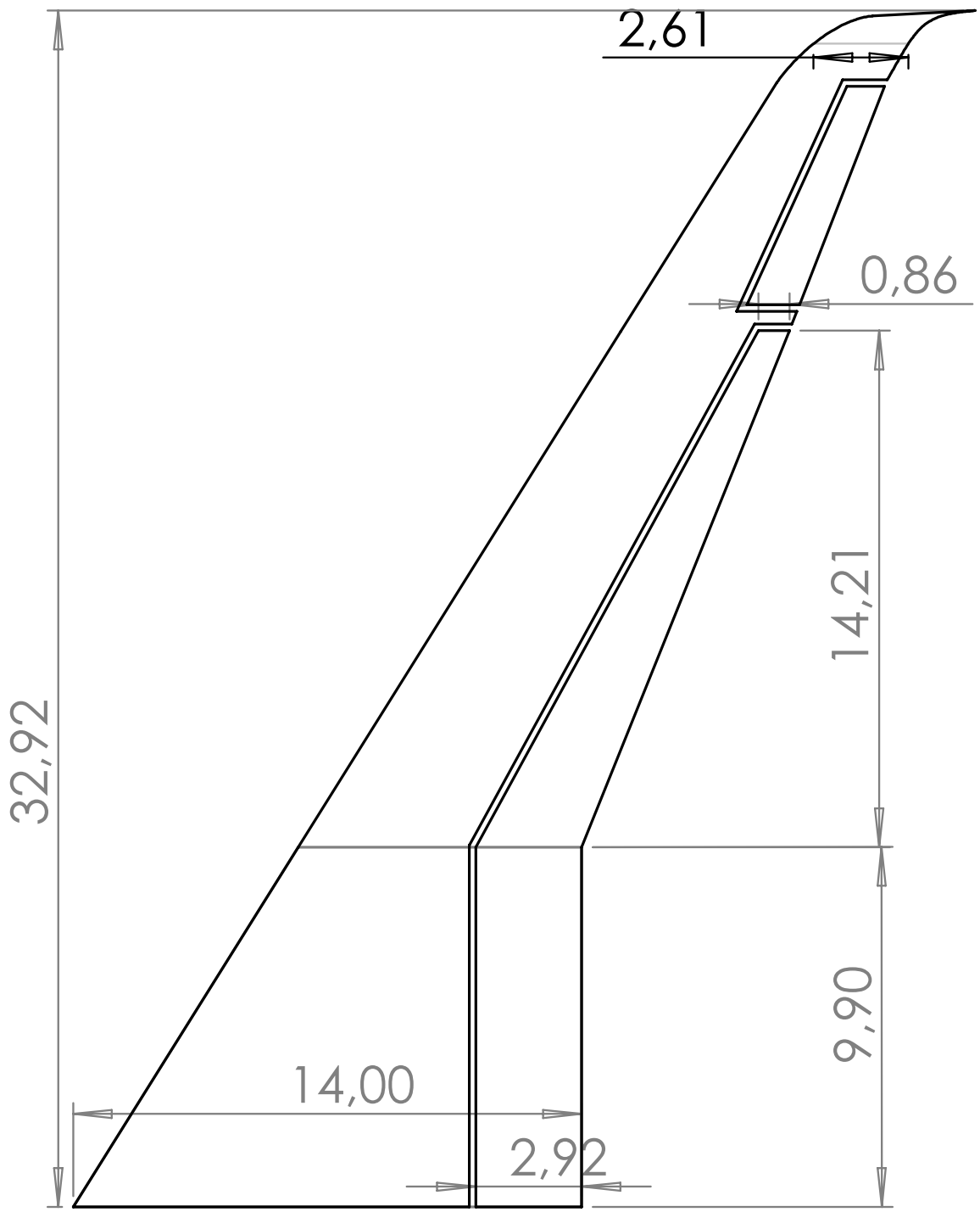
B Função *data in* que recebe os dados via UDP no *simulink*

```
1
2
3  function [velTrue_ktas,alpha,beta,P,Q,R,roll,pitch,heading_true
       ,...
4      altitude_acima_do_chao,ROC,elevator, aileron,rudder,
           elevator_trim,aileron_trim,...
5      rudder_trim,altitude_nivel_do_mar,...
6      mach,throttle_atual,L,D,Y]= fcn(data_in)
7
8  velTrue_ktas = data_in(4,1);
9  mach=data_in(2,2);
10 ROC = data_in(4,2);
11 elevator = data_in(2,3);
12 aileron = data_in(3,3);
13 rudder= data_in(4,3);
14 elevator_trim= data_in(2,4);
15 aileron_trim= data_in(3,4);
16 rudder_trim= data_in(4,4);
17 Q= data_in(2,5);
18 P= data_in(3,5);
19 R= data_in(4,5);
20 pitch= data_in(2,6);
21 roll= data_in(3,6);
22 heading_true= data_in(4,6);
23 alpha= data_in(2,7);
24 beta= data_in(3,7);
25 % latitude= data_in(2,9);
26 % longitude= data_in(3,9);
27 altitude_nivel_do_mar=data_in(4,8);
28 altitude_acima_do_chao=data_in(5,8)*0.3148;
29 throttle_atual=data_in(2,9);
30 L= data_in(2,10);
31 D= data_in(3,10);
32 Y= data_in(4,10);
33 end
```

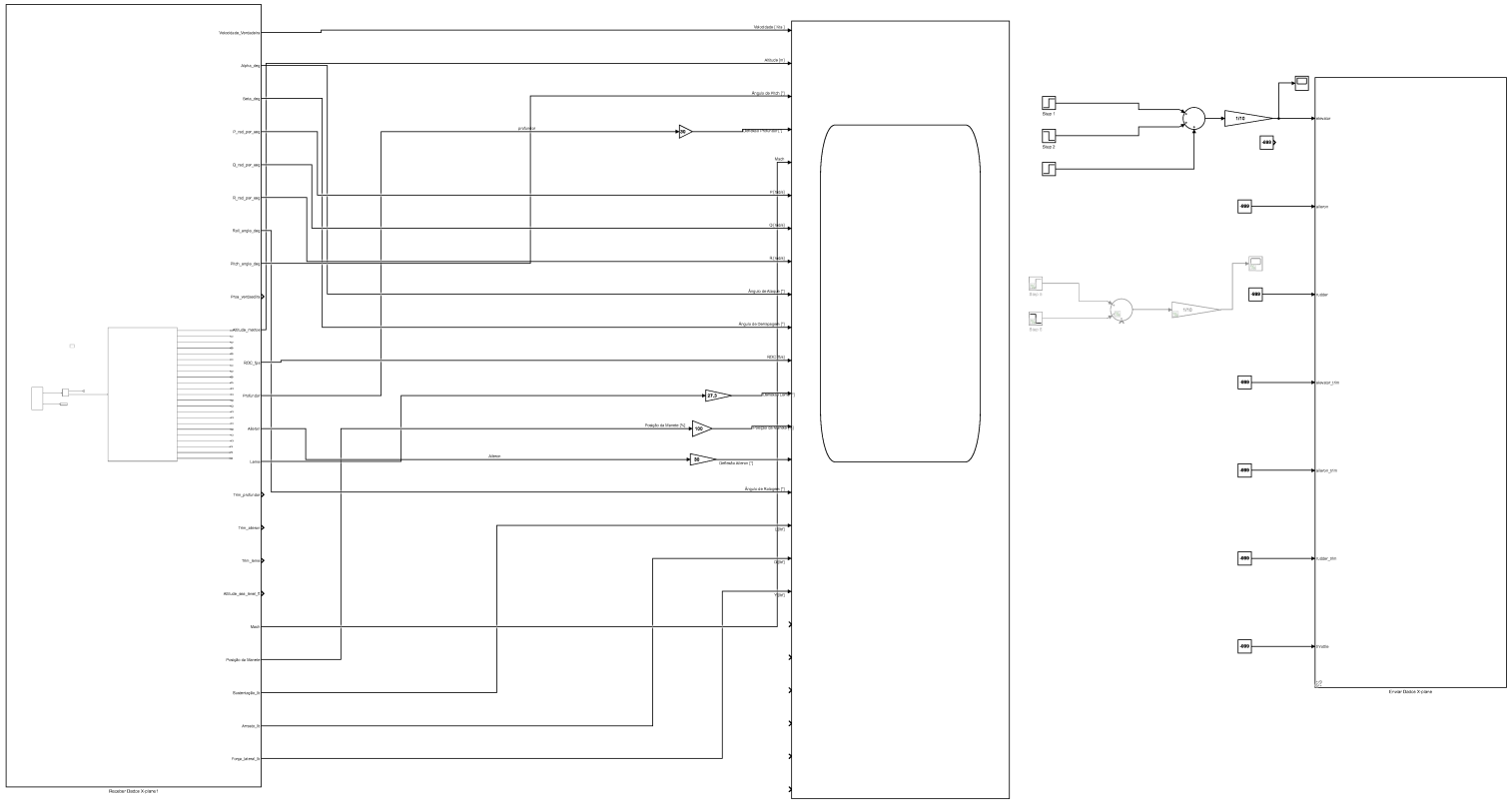
C Vistas do Winglet



D Aileron e Flaps



E Blocos *SIMULINK*



Referências

Aeroin (2023). Iag converte em pedidos firmes 6 opções de compra do boeing 787-10 e uma do airbus a350-900. https://aeroin.net/iag-converte-em-pedidos-firmes-6-opcoes-de-compra-do-boeing-787-10-e-uma-do-airbus-a3#:~:text=O%20pre%C3%A7o%20de%20um%20Boeing,Airbus%20em%20janeiro%20de%202018. Acessado em: 27 de agosto de 2024.

Airbus-A350 (2024). A350-1000 - shaping the future of air travel. https://aircraft.airbus.com/en/aircraft/a350-clean-sheet-clean-start/a350-1000. Acessado em: 30 de agosto de 2024.

ASN (2024). https://asn.flightsafety.org/wikibase/types/. Acessado em: 27 de agosto de 2024.

AviatorJoe.net (2024). https://www.aviatorjoe.net/go/compare/. Acessado em: 27 de agosto de 2024.

Aviação-Comercial.net (2024). https://www.aviacaocomercial.net/rankingfrotabr.htm. Acessado em: 27 de agosto de 2024.

BADIS, A. (2017). Subsonic aircraft wing conceptual design synthesis and analysis. https:https://www.researchgate.net/publication/319325402_Subsonic_Aircraft_Wing_Conceptual_Design_Synthesis_and_Analysis. Acessado em: 27 de agosto de 2024.

BITTAR, A. (2014). MATLAB Central File Enxchange X-Plane Library.zip. Disponível em: <https://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/47516-x-plane-library-zip>.

Boeing-777 (2024). Família 777. https://www.boeing.com.br/products-and-services/commercial-airplanes/777. Acessado em: 30 de agosto de 2024.

Boeing-787 (2024). Família 787. https://www.boeing.com.br/products-and-services/commercial-airplanes/787. Acessado em: 30 de agosto de 2024.

CARVALHO, T. C. M. d. B. (1997). Arquitetura de redes de computadores osi e tcp/ip. rev. ampl.

Cook, M. V. (2013). *Flight Dynamics Principles: A Linear Systems Approach to Aircraft Stability and Control*. Elsevier, Amsterdam, 3 edition.

da Silva, AL (2021). **Notas de aula da disciplina DEM 1115 - Mecânica de Voo**. **UFSM** (**Universidade Federal de Santa Maria**).

DATCOM (1979). *The USAF Stability and Control Digital DATCOM*. St. Louis, Missouri. Volume I - Users Manual.

Drela, M. (2014). *Flight vehicle aerodynamics*. MIT press.

Gasparini, A. F. L. (1993). *TCP/IP: solução para conectividade*. Érica.

GE-Aerospace (2024). https://www.geaerospace.com/commercial/aircraft-engines/genx. Acessado em: 27 de agosto de 2024.

GlobalSpec (2018). Iata: Air traffic will double by 2037. https://insights.globalspec.com/article/10263/iata-air-traffic-will-double-by-2037. Acessado em: 30 de agosto de 2024.

Hull, D. G. (2007). *Fundamentals of Airplane Flight Mechanics*. Springer Aerospace Technology. Springer-Verlag, Berlin, Germany.

Mark Drela (2023). Athena Vortex Lattice (AVL). http://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/. Acessado em: 18 de agosto de 2025.

Melin, T. (2000). A vortex lattice MATLAB implementation for linear aerodynamic wing applications. Master's thesis, Royal Institute of Technology (KTH), Stockholm, Sweden.

MEYER, A. (2024). PLANE MAKER MANUAL This is version 12.0 of the manual to Plane Maker. Disponível em: <https://developer.x-plane.com/manuals/planemaker.

NASA (2023). *OpenVSP (Open Vehicle Sketch Pad)*. National Aeronautics and Space Administration, Washington, DC, USA. Aircraft design software.

Nicolosi, D. E. C. and dos Santos, R. C. B. (2006). *Microcontrolador PSoC: uma nova tecnologia, uma nova tendência*. Ed. Érica.

Research, L. (2025). X-plane pro certified. Disponível em: <https://www.x-plane.com/pro/certified/>.

Rolls-Royce (2024). https://www.rolls-royce.com/products-and-services/civil-aerospace.aspx. Acessado em: 27 de agosto de 2024.

Roskam, J. (1997a). *Airplane Design*. DARcorporation, Lawrence, KS. 8 volumes.

Roskam, J. (1997b). *Airplane Design: Preliminary Calculation of Aerodynamic, Thrust and Power Characteristics*, volume VI of *Airplane Design*. DARcorporation, Lawrence, KS.

Sadraey, M. H. (2012). *Aircraft Design: A Systems Engineering Approach*. Aerospace Series. Wiley, Hoboken, New Jersey, 1st edition.

Sadraey, M. H. (2017). *Aircraft Performance: An Engineering Approach*. Aerospace Series. CRC Press, Boca Raton, Florida, 1st edition.

Santos, S. R. B. (2009). **Arquitetura de um Piloto Automático Longitudinal "Hardware in the Loop"com o simulador X-Plane**. Tese de mestrado, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos. 170f.

Saso Kiselkov (2020). Polar2afl - version of polar2afl for 3 platforms. Disponível em: <https://github.com/skiselkov/polar2afl/releases.

Silva, H. L. (2024a). *Material de aula da disciplina de Projeto de Aeronaves I - Aula 4: Estimativa de Polar de Arrasto de Aeronaves*. UFU.

Silva, H. L. (2024b). *Material de aula da disciplina de Projeto de Aeronaves I : Aula 5 – Pesos e Estimativas de Pesos de Aeronaves*. UFU.

Silva, Willian Rigon (2015). **Modelagem, simulação e controle de um veículo aéreo não tripulado (VANT) de asa fixa**. Trabalho de conclusão de curso, Universidade Federal de Santa Maria, Santa Maria. 153f.

Sky-Comparison (2024). Airbus a350 vs boeing 777: A clear comparison. https://skycomparison.com/airbus-a350-vs-boeing-777/. Acessado em: 27 de agosto de 2024.

UOL (2021). Até r$ 2 bilhões: conheça os aviões mais caros da atualidade. https://economia.uol.com.br/todos-a-bordo/2021/12/04/avioes-mais-caros-mundo-custo-aviao-lista-quais.htm#:~:text=Airbus%20A350%2D1000%20%2D%20R%24,(US%24%20366%2C5)&text=Com%20capacidade%20para%20at%C3%A9%20440,mil%20km%20sem%20precisar%20reabastecer. Acessado em: 27 de agosto de 2024.

Wikipedia (2024). Boeing 777. https://pt.wikipedia.org/wiki/Boeing_777. Acessado em: 27 de agosto de 2024.

X-Plane (2016). Data Set Output Table. Disponível em: <https://www.x-plane.com/kb/data-set-output-table/.