

UNIVERSIDADE FEDERAL DO ESPÍRITO SANTO
CENTRO TECNOLÓGICO
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

VAGNER PRALON MARTINELLI

MODELAGEM E SIMULAÇÃO DE TRAJETÓRIA PARA AVALIAÇÃO
DAS CARACTERÍSTICAS DINÂMICAS DO AVIÃO DA EQUIPE
AEROVITÓRIA

Vitória
2008

VAGNER PRALON MARTINELLI

**MODELAGEM E SIMULAÇÃO DE TRAJETÓRIA PARA AVALIAÇÃO
DAS CARACTERÍSTICAS DINÂMICAS DO AVIÃO DA EQUIPE
AEROVITÓRIA**

Projeto de Graduação apresentado ao Departamento de Engenharia Mecânica do Centro Tecnológico da Universidade Federal do Espírito Santo, como requisito parcial para obtenção do título de Engenheiro Mecânico, sob a orientação do Prof. Dr. Márcio Coelho de Mattos.

Vitória

2008

VAGNER PRALON MARTINELLI

**MODELAGEM E SIMULAÇÃO DE TRAJETÓRIA PARA AVALIAÇÃO
DAS CARACTERÍSTICAS DINÂMICAS DO AVIÃO DA EQUIPE
AEROVITÓRIA**

Projeto de graduação apresentado ao Departamento de Engenharia Mecânica do Centro Tecnológico da Universidade Federal do Espírito Santo, com requisito parcial para obtenção do título de Engenheiro Mecânico.

Aprovado em xx de dezembro de 2008.

Comissão Examinadora

Prof. Dr. Márcio Coelho de Mattos - Orientador
Universidade Federal do Espírito Santo

Prof. Dr. Rafael Luís Teixeira
Universidade Federal do Espírito Santo

Prof. Dr. Antônio Bento Filho
Universidade Federal do Espírito Santo

Dedico este trabalho aos meus avôs Afonso José Martinelli (*in memorian*), Dele Cazotto Martinelli (*in memorian*), Maria da Penha Pimentel (*in memorian*) e Olga Terra Mattos (*in memorian*), que muito me ensinaram e contribuíram para o que sou hoje.

AGRADECIMENTOS

Agradeço primeiramente a Deus por sua infinita fidelidade comigo, ao conceder tudo o que me foi necessário para a conclusão deste curso de graduação.

Aos meus orientadores, Dr. Márcio Coelho de Mattos e Dr. Rafael Luís Teixeira, pela paciência e dedicação a este trabalho.

Aos meus pais José Martinelli e Edinéia Pralon Martinelli, pelo apoio em todos os momentos, desde a decisão de cursar engenharia mecânica, até a conclusão do meu curso.

À minha esposa Thais Schneider, que muito me apoiou nos momentos difíceis, dando-me força para continuar.

Ao amigo Daniel Augusto Carmo pelo apoio e ajuda na simulação.

Aos meus sogros Fabio Schneider e Márcia Regina Barbosa Schneider, pela grande ajuda e apoio.

Aos parentes e amigos que oraram por mim e prestaram ajuda e apoio durante esta caminhada.

E Jesus lhe disse: Ninguém, que lança mão do arado e olha para trás, é apto para o reino de Deus. Lucas 9:62

RESUMO

Este trabalho apresenta a modelagem da dinâmica de voo do avião AeroVitoria2008. Para o equacionamento da dinâmica do sistema foi utilizado o programa Maple. A simulação foi feita em um simulador computacional comercial, o Simulink da The MathWorks, que faz simulações de sistemas dinâmicos. O enfoque principal é feito com base no Aerospace Blockset, que é uma Livraria do Simulink, que possui uma biblioteca voltada para sistemas aeroespaciais. A utilização desse software objetiva modelar o Avião da equipe AeroVitória, para que se obtenha resultados confiáveis e conclusivos antes mesmo da Aeronave ser construída e com isso mudar o escopo do projeto ou continuar com a mesma proposta, prosseguindo na construção do modelo, evitando retrabalhos, o que economiza tempo e esforço no projeto. As Simulações presentes nesse Projeto de Graduação, não são Simulações completas da aeronave e do ambiente que a cerca, pois itens como controle e ventos que mudam dinamicamente, não estão presentes, embora cada Simulação subsequente apresente níveis crescentes de complexidade, ainda falta muito até a obtenção de um modelo completo. Estas considerações serão objeto de futuros projetos a serem desenvolvidos pelos demais membros da equipe AeroVitória.

ABSTRACT

This paper presents the modeling of the dynamics of flying the plane AeroVitoria2008. For equate the dynamics of the system was used Maple program. The simulation was made on a computer simulator business, the Simulink from The MathWorks, which makes simulations of dynamical systems. The main focus is based on the Aerospace Blockset, which is a Library of Simulink, which has a library dedicated to aerospace systems. Using this software aims to shape the team's airplane AeroVitória, in order to obtain reliable results and conclusive even before the aircraft being built and with that change the scope of the project or continue with the same proposal, continuing the construction of the model, avoiding rework, which saves time and effort in the project. The simulations in that Project Graduation is not complete simulations of the aircraft and the environment that the fence, because items such as control and winds that change dynamically, are not present, although each subsequent simulation presents increasing levels of complexity, there is still much to the obtain a complete model. These confederacies would be subject to future projects to be developed by other team members AeroVitória.

LISTA DE FIGURAS

Figura	Título	Página
2.1	Representação Esquemática dos Ângulos de Euler.....	19
3.1	Ambiente de trabalho do Simulink.....	33
3.2	Ícone do Simulink.	34
3.3	Ícone para criar um novo modelo.....	35
3.4	Janela untitled.....	36
3.5	Janela untitled com o Bloco Sine Wave.....	36
3.6	Janela untitled com o Bloco Integrator.....	37
3.7	Janela untitled com o Bloco Scope.....	37
3.8	Janela untitled com os Blocos ligados.....	38
3.9	Solução da equação 3.1.....	38
3.10	Ambiente de Trabalho do Aerospace Blockset.....	40
4.1	Maquete virtual do Aerovitória 2008.....	41
4.2	Relação C_l/C_d x Alfa [XFLR5] – $Re = 3,6 \cdot 10^5$	43
4.3	Relação C_m x Alfa [XFLR5] – $Re = 3,6 \cdot 10^5$	44
4.4	Relação C_d x Alfa [XFLR5] – $Re = 3,6 \cdot 10^5$	45
4.5	Relação C_l x C_d [XFLR5] – $Re = 3,6 \cdot 10^5$	45
4.6	Relação C_l x Alfa [XFLR5] – $Re = 3,6 \cdot 10^5$	46
4.7	Relação C_l x Alfa [XFLR5] – $Re = 2,1 \cdot 10^5$	49
4.8	Relação C_d x Alfa [XFLR5] – $Re = 2,1 \cdot 10^5$	49
4.9	Relação C_l x Alfa [XFLR5] – $Re = 2,1 \cdot 10^5$	51
4.10	Relação C_d x Alfa [XFLR5] – $Re = 2,1 \cdot 10^5$	51
4.11	Maquete virtual do motor OS MAX.61 FX.....	53
4.12	Esquema da Aeronave.....	54
4.13	Momentos sobre o C.G da aeronave.....	58
4.14	Sentidos de Translação e Rotação Positivos.....	58
4.15	Forças e Momentos aplicados em uma configuração <i>Wing-Cauda</i>	58
5.1	Sistema de coordenadas local do Avião.....	61
5.2	Bloco 6DoF com suas entradas e saídas.....	62
5.3	Configuração dos parâmetros do bloco 6DoF.....	62
5.4	Bloco MUX.	63

Figura	Título	Página
5.5	Bloco DEMUX.....	64
5.6	Bloco SCOPE.....	65
5.7	Bloco SUM.....	65
5.8	Subsistema Ambiente.....	66
5.9	Bloco GAIN.....	66
5.10	Bloco TERMINATOR.....	67
5.11	Bloco WGS84.....	67
5.12	Bloco Atmosphere Model.....	68
5.13	Forças agindo sobre o avião na decolagem e aterrissagem.....	69
5.14	Tensor de Inércia do Avião.....	69
5.15	Visão geral do modelo de Decolagem.....	70
5.16	Gráfico de Velocidade x Empuxo.....	71
5.17	Esquema do Subsistema Forças Horizontais.....	72
5.18	Equação 5.2 no Bloco Empuxo.....	73
5.19	Bloco Força de Atrito.....	73
5.20	Esquema do Subsistema Aerodinâmica.....	74
5.21	Bloco de Pressão Dinâmica.....	75
5.22	Bloco de Força de Sustentação.....	76
5.23	Bloco Força de Arrasto.....	77
5.24	Bloco Chão.....	77
5.25	Trajatória em x da Aeronave.....	78
5.26	Trajatória em y da Aeronave.....	78
5.27	Trajatória em z da Aeronave.....	79
5.28	Bloco SIMOUT.....	79
5.29	Parâmetros do Bloco SIMOUT.....	80
5.30	Visão geral do modelo de Decolagem com o Bloco SIMOUT.....	81
5.31	Trajatória tridimensional da Aeronave.....	82
5.32	Bloco 3x3 CROSS PRODUCT.....	83
5.33	Calculo feito pelo Bloco 3x3 CROSS PRODUCT.....	83
5.34	Bloco CONSTANT.....	84
5.35	Vetor no Bloco CONSTANT.....	84
5.36	Bloco PRODUCT.....	84
5.37	Posição do Momento do Motor em relação ao CG.....	85

Figura	Título	Página
5.38	Massa do conjunto do Motor.....	85
5.39	Posição do Momento da Cauda em relação ao CG.....	85
5.40	Massa da Cauda.....	85
5.41	Modificação feita no Subsistema Ambiente.....	86
5.42	Visão geral do modelo de Decolagem com Momento.....	87
5.43	Trajatória em x da Aeronave.....	87
5.44	Trajatória em y da Aeronave.....	88
5.45	Trajatória em z da Aeronave.....	88
6.1	Bloco de Vento Horizontal.....	89
6.2	Parâmetros do Vento Horizontal.....	90
6.3	Bloco GROUND.....	90
6.4	Visão geral do modelo de Decolagem com Vento.....	91
6.5	Subsistema Somatório de Forças tendo o vento como entrada.....	92
6.6	Modificação feita no Subsistema Ambiente.....	92
6.7	Trajatória em x da Aeronave.....	93
6.8	Trajatória em y da Aeronave.....	93
6.9	Trajatória em z da Aeronave.....	94
6.10	Trajatória tridimensional da Aeronave.....	94
6.11	Esquema do novo Subsistema Aerodinâmica.....	95
6.12	Subsistema Arrasto e Sustentação Leme.....	96
6.13	Expressão do arrasto no Leme.....	96
6.14	Subsistema Arrasto e Sustentação Profundor.....	97
6.15	Expressão da sustentação no Profundor.....	97
6.16	Expressão do arrasto no Profundor.....	98
6.17	Trajatória em x da Aeronave.....	98
6.18	Trajatória em y da Aeronave.....	99
6.19	Trajatória em z da Aeronave.....	99
6.20	Parâmetro do Bloco 6Dof com massa de 16.5 kg.....	100
6.21	Modificação feita no Subsistema Ambiente.....	101
6.22	Trajatória em x da Aeronave.....	101
6.23	Trajatória em y da Aeronave.....	102
6.24	Trajatória em z da Aeronave.....	102
6.25	Trajatória tridimensional da Aeronave.....	103

LISTA DE TABELAS

Tabela	Título	Página
4.1	Algumas Características do Protótipo de 2008.....	42
4.2	Características da Asa.....	47
4.3	Características Principais da Empenagem Vertical.....	50
4.4	As principais características da empenagem horizontal.....	52
4.5	Curvas de desempenho das hélices 13x6 e 14x4.....	53
4.6	Dados de Entrada para cálculo da velocidade de subida.....	56

LISTA DE LETRAS GREGAS

Letra	Descrição
α	Ângulo de ataque da aeronave; Aceleração angular
ϕ	Ângulo de rotação em torno do eixo y
μ	Coeficiente de atrito
θ	Ângulo de rotação em torno do eixo z
ρ	Densidade do ar (kg/m^3)
Σ	Somatório
ω	Velocidade angular
Ψ	Ângulo de rotação em torno do eixo x
ε	Ângulo de downwash

LISTA DE SÍMBOLOS E ABREVIACÕES

Símbolo	Descrição
Alfa	Ângulo de ataque
Ar	Razão de aspecto
CAD	Computer-Aided Design
CD	Coeficiente de arrasto
Cdind	Coeficiente de arrasto induzido
CFD	Computational Fluid Dynamics
CG	Centro de Gravidade
Cl	Coeficiente de sustentação
Cm	Coeficiente de momento
D	Força de arrasto (N)
D.C.L	Diagrama de Corpo Livre
e	Fator de eficiência
Fat	Força de atrito (N)
g	Aceleração gravitacional (m/s^2)
I	Momento de Inércia em relação ao eixo de rotação
L	Força de sustentação (N)
N	Força normal (N)
q	Pressão dinâmica
Re	Número de Reynolds
S	Área (m^2)
Sw	Área da asa (m^2)
T	Empuxo do motor (N)
V	Velocidade (m/s)
Vb	Velocidade do corpo no referencial local (m/s)
Vs	Velocidade de subida
W	Peso (N)
Wing	Asa

SUMÁRIO

AGRADECIMENTOS	v
RESUMO.....	vii
ABSTRACT.....	viii
LISTA DE FIGURAS	ix
LISTA DE TABELAS	xii
LISTA DE LETRAS GREGAS	xiii
LISTA DE SÍMBOLOS E ABREVIações	xiv
CAPÍTULO 1 – INTRODUÇÃO	17
1.1 OBJETIVO.....	17
1.2 JUSTIFICATIVA DO TRABALHO	17
CAPÍTULO 2 – EQUAÇÕES DINÂMICAS DE UM CORPO RÍGIDO COM SEIS GRAUS DE LIBERDADE.....	18
2.1 CARACTERÍSTICAS DO SOFTWARE MAPLE	18
2.2 MATRIZES DE TRANSFORMAÇÃO	19
2.3 LOCALIZAÇÃO DOS VETORES	21
2.4 CINÉTICA DO MODELO	24
2.4.1 Torques e Forças externas no referencial Local	25
2.5 EQUAÇÕES DINÂMICAS DO SISTEMA	27
CAPÍTULO 3 – SIMULADOR	30
3.1 SIMULAÇÃO	30
3.1.1 Definição	30
3.1.2 Importância da Simulação.....	30
3.1.3 Vantagens e Limitações do Uso de Simuladores.....	31
3.2 SIMULADORES DE VÔO.....	32
3.3 O SIMULADOR COMPUTACIONAL SIMULINK	32
3.3.1 CONHECENDO O SIMULINK	33
3.3.2 AEROSPACE BLOCKSET	40

CAPÍTULO 4 – CARACTERÍSTICAS DO AEROMODELO ADOTADO NA SIMULAÇÃO.....	41
4.1 VISÃO GERAL DO AEROVITÓRIA 2008	41
4.2 AERODINÂMICA.....	42
4.3 EMPENAGENS.....	48
4.4 DESEMPENHO.....	52
4.5 ESTABILIDADE E CONTROLE	57
CAPÍTULO 5 – SIMULAÇÃO SIMPLIFICADA DE DECOLAGEM.....	60
5.1 COMPONENTES DA SIMULAÇÃO	61
5.2 SIMULAÇÃO DE DECOLAGEM COM AÇÃO DAS FORÇAS HORIZONTAIS	68
5.2.1 Curva de Empuxo do Motor.....	70
5.2.1 Subsistema Aerodinâmica.....	74
5.2.1.1 Bloco Pressão Aerodinâmica	75
5.2.1.2 Bloco Força de Sustentação	76
5.2.1.3 Bloco Força de Arrasto	76
5.2.1.4 Bloco Chão	77
5.2.2 Resultados da Simulação de Decolagem.....	78
5.2.2.1 Bloco SIMOUT	79
5.2.2.2 Trajetória tridimensional da Simulação de Decolagem.....	81
5.3 SIMULAÇÃO DE DECOLAGEM COM AÇÃO DE MOMENTOS	83
5.3.1 Componentes da Simulação	83
5.3.1.1 Bloco 3x3 CROSS PRODUCT	83
5.3.1.2 Bloco CONSTANT	84
5.3.1.3 Bloco PRODUCT.....	84
CAPÍTULO 6 – SIMULAÇÃO DETALHADA DE DECOLAGEM.....	89
6.1 COMPONENTES DA SIMULAÇÃO	89
6.1.2 Bloco HORIZONTAL WIND MODEL	89
6.1.2 Bloco GROUND	90
6.2 SIMULAÇÃO DE DECOLAGEM COM VENTO	91
6.3 SIMULAÇÃO DE DECOLAGEM CONSIDERANDO A AÇÃO DO ARRASTO E SUSTENTAÇÃO EM TODA AERONAVE.....	95

6.3.1 Arrasto no Leme	96
6.3.1 Arrasto e Sustentação no Profundor	97
6.4 OBTENÇÃO DOS RESULTADOS NO SIMULADOR	98
6.5 DECOLAGEM COM 16.5 KG	100
CAPÍTULO 7 – RESULTADOS E DISCUSSÕES.....	103
7.1 ANÁLISE DO SOFTWARE	103
7.2 ANÁLISE DOS GRÁFICOS.....	104
CAPÍTULO 8 – COMENTÁRIOS, CONCLUSÕES E SUGESTÕES	105
CAPÍTULO 9 – REFERÊNCIAS	106
APÊNDICE.....	107

CAPÍTULO 1 – INTRODUÇÃO

1.1 OBJETIVO

A competição AeroDesign, criada pela SAE Internacional (Society of Automotive Engineers) em 1994 nos Estados Unidos, é um desafio de projeto aberto para estudantes universitários de graduação de diversos países. A competição consiste em projetar, documentar e construir uma aeronave rádio controlada, capaz de transportar grande quantidade de carga, com bom desempenho na decolagem, aterrissagem e estabilidade em voo dentro das limitações estabelecidas pela SAE. O objetivo desse trabalho é criar uma ferramenta que ajude na elaboração de um bom relatório e a construção de um Avião competitivo para competição AeroDesign.

1.2 JUSTIFICATIVA DO TRABALHO

A equipe AeroVitória ressurgiu a dois anos e vem paulatinamente se estruturando. O grupo utiliza vários softwares CFD e CAD. Em especial, os programas CFD utilizados apresentam a análise num ambiente estático ou em regime constante, o que torna a análise e decisões tomadas com base nos resultados muito imprecisos. Nesse último projeto, AeroVitória2008, a aeronave se mostrou bastante instável em voo, tornando-se uma fonte de problemas na competição. Aspectos de equilíbrio estático e dinâmico não são totalmente dominados ainda pelos membros da equipe, motivando assim a construção de uma ferramenta para analisar as características dinâmicas do aeromodelo antes mesmo dele ser construído.

CAPÍTULO 2 – EQUAÇÕES DINÂMICAS DE UM CORPO RÍGIDO COM SEIS GRAUS DE LIBERDADE

O objetivo desse equacionamento é tornar a simulação aberta e não tão dependente de um software comercial que tem seu código fonte protegido. Segue abaixo o equacionamento de um corpo rígido com seis graus de liberdade.

Optou-se, no entanto pelo software de uso comercial, por causa de uma variada biblioteca de sistemas aeroespaciais e efeitos de ambiente, como atmosfera, vento e simulação do campo gravitacional terrestre. A modelagem de todos esses itens tornaria o trabalho inviável dentro do tempo sugerido.

Todo o desenvolvimento e deduções foram feitos usando o programa Maple.

2.1 CARACTERÍSTICAS DO SOFTWARE MAPLE

Maple é um sistema de álgebra computacional comercial de uso genérico. Constitui um ambiente informático para a computação de expressões algébricas, simbólicas, permitindo o desenho de gráficos a duas ou a três dimensões. Maple é uma linguagem de programação interpretada e datilografada dinamicamente. O seguinte código computa a solução exacta da equação diferencial linear ordinária:

$$\frac{d^2 y}{dx^2}(x) - 3y(x) = x \text{ com as condições iniciais:}$$

```
dsolve( {diff(y(x),x,x) - 3*y(x) = x, y(0)=1, D(y)(0)=2}, y(x) );
```

2.2 MATRIZES DE TRANSFORMAÇÃO

Ângulos de Euler:

$$\text{angulo} := \begin{bmatrix} \psi(t) & \phi(t) & \theta(t) \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

- O ângulo ψ se refere a rotação em torno do eixo X e é chamado de Roll
- O ângulo ϕ se refere a rotação em torno do eixo Y e é chamado de Pitch
- O ângulo θ se refere a rotação em torno do eixo Z e é chamado de Yaw

A figura abaixo ilustra tais ângulos.

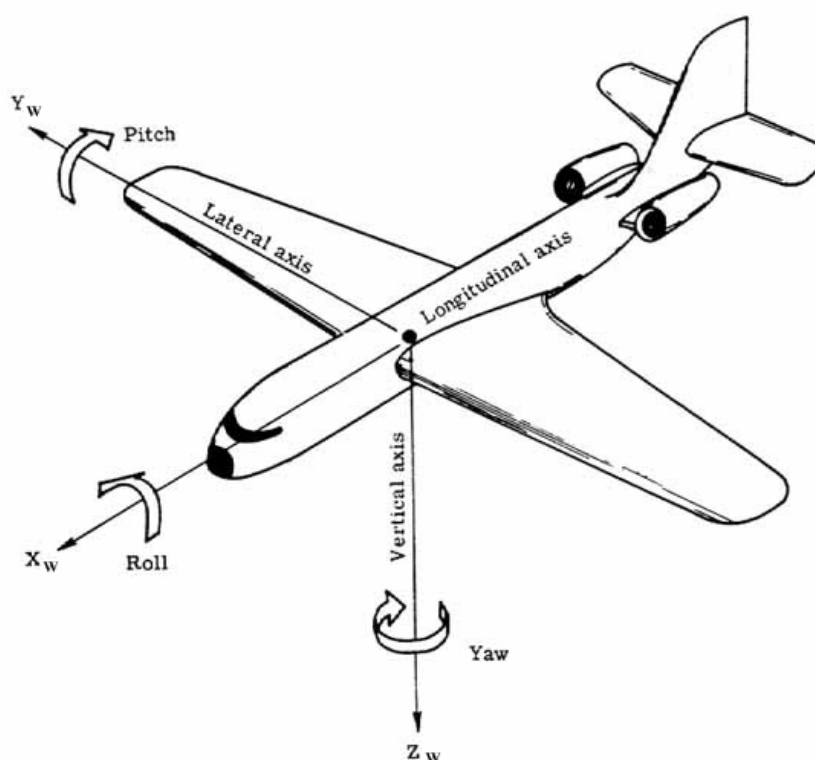


Figura 2.1: Representação Esquemática dos Ângulos de Euler

Matrizes de transformação do CG devido aos ângulos de Roll(r); Yaw(y) e Pitch(p) em relação ao Referencial Local.

Rotação em torno do eixo X:

$$T_r := \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\psi(t)) & \sin(\psi(t)) \\ 0 & -\sin(\psi(t)) & \cos(\psi(t)) \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

Rotação em torno do eixo Y:

$$T_y := \begin{bmatrix} \cos(\phi(t)) & 0 & -\sin(\phi(t)) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\phi(t)) & 0 & \cos(\phi(t)) \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

Rotação em torno do eixo Z:

$$T_p := \begin{bmatrix} \cos(\theta(t)) & \sin(\theta(t)) & 0 \\ -\sin(\theta(t)) & \cos(\theta(t)) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

Matriz de transformação do referencial Inercial para o Local, multiplicando 2.2, 2.3 e

2.4, temos:

$$TG = \begin{bmatrix} \cos(\phi(t))\cos(\theta(t)) & \cos(\phi(t))\sin(\theta(t)) & -\sin(\theta(t)) \\ \sin(\Psi(t))\sin(\phi(t))\cos(\theta(t)) & -\cos(\Psi(t))\sin(\theta(t))\sin(\Psi(t))\sin(\phi(t))\sin(\theta(t)) & \cos(\Psi(t))\cos(\theta(t))\sin(\Psi(t))\cos(\phi(t)) \\ \cos(\Psi(t))\sin(\phi(t))\cos(\theta(t)) & \sin(\Psi(t))\sin(\theta(t))\cos(\Psi(t))\sin(\phi(t))\sin(\theta(t)) & -\sin(\Psi(t))\cos(\theta(t))\cos(\Psi(t))\cos(\phi(t)) \end{bmatrix}$$

Matrizes de transformação auxiliares das velocidades e acelerações angulares considerando o referencial local:

Matriz transformação de velocidade angular:

$$T_w := \begin{bmatrix} 0 & \frac{d}{dt} \theta(t) & -\left(\frac{d}{dt} \phi(t)\right) \\ -\left(\frac{d}{dt} \theta(t)\right) & 0 & \frac{d}{dt} \psi(t) \\ \frac{d}{dt} \phi(t) & -\left(\frac{d}{dt} \psi(t)\right) & 0 \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

Matriz transformação de aceleração angular:

$$T_a := \begin{bmatrix} 0 & \frac{d^2}{dt^2} \theta(t) & -\left(\frac{d^2}{dt^2} \phi(t)\right) \\ -\left(\frac{d^2}{dt^2} \theta(t)\right) & 0 & \frac{d^2}{dt^2} \psi(t) \\ \frac{d^2}{dt^2} \phi(t) & -\left(\frac{d^2}{dt^2} \psi(t)\right) & 0 \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

2.3 LOCALIZAÇÃO DOS VETORES

Vetores posição, velocidade e aceleração da origem do referencial local em relação ao referencial inercial

Vetor posição:

$$R_0 := \begin{bmatrix} X(t) & Y(t) & Z(t) \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

Vetor velocidade:

$$V_0 := \left[\frac{d}{dt} X(t) \quad \frac{d}{dt} Y(t) \quad \frac{d}{dt} Z(t) \right] \quad (2.8)$$

Vetor aceleração:

$$A_0 := \left[\frac{d^2}{dt^2} X(t) \quad \frac{d^2}{dt^2} Y(t) \quad \frac{d^2}{dt^2} Z(t) \right] \quad (2.9)$$

Vetores posição do CG e dos propulsores

$$\begin{aligned} x_G &:= 0 \\ y_G &:= 0 \\ z_G &:= 0 \\ r_G &:= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2.10)$$

Vetor posição do propulsor:

$$r_p := \begin{bmatrix} x_p & y_p & z_p \end{bmatrix} \quad (2.11)$$

Vetores de posição dos ailerons:

$$r_1 := \begin{bmatrix} x_1 & y_1 & z_1 \end{bmatrix} \quad (2.12)$$

$$r_2 := \begin{bmatrix} x_2 & y_2 & z_2 \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

$$r_3 := \begin{bmatrix} x_3 & y_3 & z_3 \end{bmatrix} \quad (2.14)$$

$$r_4 := \begin{bmatrix} x_4 & y_4 & z_4 \end{bmatrix} \quad (2.15)$$

$$r_5 := \begin{bmatrix} x_5 & y_5 & z_5 \end{bmatrix} \quad (2.16)$$

Tensor de inércia com relação ao Centro de Gravidade

$$\sigma := \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (2.17)$$

Tensor de inércia com relação aos eixos do referencial local

$$\Sigma := \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (2.18)$$

Vetores da velocidade angular e aceleração angular do CG no referencial local

Velocidade angular:

$$\omega := \begin{bmatrix} \frac{d}{dt} \psi(t) & \frac{d}{dt} \phi(t) & \frac{d}{dt} \theta(t) \end{bmatrix} \quad (2.19)$$

Aceleração angular:

$$\alpha := \begin{bmatrix} \frac{d^2}{dt^2} \psi(t) & \frac{d^2}{dt^2} \phi(t) & \frac{d^2}{dt^2} \theta(t) \end{bmatrix} \quad (2.20)$$

Vetores de posição, velocidade e aceleração linear do CG em relação ao referencial inercial

Posição do CG no instante $t = 0$:

$$R_G := \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.21)$$

Vetor velocidade:

$$V_G := \begin{bmatrix} \frac{d}{dt} X(t) & \frac{d}{dt} Y(t) & \frac{d}{dt} Z(t) \end{bmatrix} \quad (2.22)$$

Vetor aceleração:

$$A_G := \begin{bmatrix} \frac{d^2}{dt^2} X(t) & \frac{d^2}{dt^2} Y(t) & \frac{d^2}{dt^2} Z(t) \end{bmatrix} \quad (2.23)$$

2.4 CINÉTICA DO MODELO

Força e torque dinâmico (segundo o princípio de D'Alembert)

Força dinâmica:

$$F_{din} := \begin{bmatrix} M \left(\frac{d^2}{dt^2} X(t) \right) & M \left(\frac{d^2}{dt^2} Y(t) \right) & M \left(\frac{d^2}{dt^2} Z(t) \right) \end{bmatrix} \quad (2.24)$$

Torque dinâmico:

$$\begin{aligned} T_{din} := & \left[I_{xx} \left(\frac{d^2}{dt^2} \psi(t) \right) - I_{xy} \left(\frac{d^2}{dt^2} \phi(t) \right) - I_{xz} \left(\frac{d^2}{dt^2} \theta(t) \right) \right. \\ & - \left(\frac{d}{dt} \phi(t) \right) I_{xz} \left(\frac{d}{dt} \psi(t) \right) - I_{yz} \left(\frac{d}{dt} \phi(t) \right)^2 \\ & + \left(\frac{d}{dt} \phi(t) \right) I_{zz} \left(\frac{d}{dt} \theta(t) \right) + \left(\frac{d}{dt} \theta(t) \right) I_{xy} \left(\frac{d}{dt} \psi(t) \right) \\ & - \left(\frac{d}{dt} \theta(t) \right) I_{yy} \left(\frac{d}{dt} \phi(t) \right) + I_{yz} \left(\frac{d}{dt} \theta(t) \right)^2, \\ & - I_{xy} \left(\frac{d^2}{dt^2} \psi(t) \right) + I_{yy} \left(\frac{d^2}{dt^2} \phi(t) \right) - I_{yz} \left(\frac{d^2}{dt^2} \theta(t) \right) \\ & + \left(\frac{d}{dt} \theta(t) \right) I_{xx} \left(\frac{d}{dt} \psi(t) \right) - \left(\frac{d}{dt} \theta(t) \right) I_{xy} \left(\frac{d}{dt} \phi(t) \right) \\ & - I_{xz} \left(\frac{d}{dt} \theta(t) \right)^2 + I_{xz} \left(\frac{d}{dt} \psi(t) \right)^2 \\ & + \left(\frac{d}{dt} \psi(t) \right) I_{yz} \left(\frac{d}{dt} \phi(t) \right) - \left(\frac{d}{dt} \psi(t) \right) I_{zz} \left(\frac{d}{dt} \theta(t) \right), \\ & - I_{xz} \left(\frac{d^2}{dt^2} \psi(t) \right) - I_{yz} \left(\frac{d^2}{dt^2} \phi(t) \right) + I_{zz} \left(\frac{d^2}{dt^2} \theta(t) \right) \\ & - I_{xy} \left(\frac{d}{dt} \psi(t) \right)^2 + \left(\frac{d}{dt} \psi(t) \right) I_{yy} \left(\frac{d}{dt} \phi(t) \right) \\ & - \left(\frac{d}{dt} \psi(t) \right) I_{yz} \left(\frac{d}{dt} \theta(t) \right) - \left(\frac{d}{dt} \phi(t) \right) I_{xx} \left(\frac{d}{dt} \psi(t) \right) \\ & \left. + I_{xy} \left(\frac{d}{dt} \phi(t) \right)^2 + \left(\frac{d}{dt} \phi(t) \right) I_{xz} \left(\frac{d}{dt} \theta(t) \right) \right] \quad (2.25) \end{aligned}$$

2.4.1 Torques e Forças externas no referencial Local

Forças devidas ao atrito no referencial inercial

$$F_v := \begin{bmatrix} -b_x \left(\frac{d}{dt} X(t) \right) & -b_y \left(\frac{d}{dt} Y(t) \right) & -b_z \left(\frac{d}{dt} Z(t) \right) \end{bmatrix} \quad (2.26)$$

Forças devidas ao propulsor e aos ailerons (no referencial local)

Força do propulsor:

$$F_p := \begin{bmatrix} f_p & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.27)$$

Força dos ailerons:

$$F_1 := \begin{bmatrix} 0 & 0 & f_1 \end{bmatrix} \quad (2.28)$$

$$F_2 := \begin{bmatrix} 0 & 0 & f_2 \end{bmatrix} \quad (2.29)$$

$$F_3 := \begin{bmatrix} 0 & f_3 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.30)$$

$$F_4 := \begin{bmatrix} 0 & f_4 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.31)$$

$$F_5 := \begin{bmatrix} 0 & 0 & f_5 \end{bmatrix} \quad (2.32)$$

Força total nas superfícies de controle

$$F_c := \begin{bmatrix} 0 & f_3 + f_4 & f_1 + f_2 + f_5 \end{bmatrix} \quad (2.33)$$

Expressão da força externa total no referencial inercial

$$\begin{aligned}
 F_{ext} := & \left[-b_x \left(\frac{d}{dt} X(t) \right) + \cos(\phi(t)) \cos(\theta(t)) f_p \right. \\
 & + (\sin(\psi(t)) \sin(\phi(t)) \cos(\theta(t)) - \cos(\psi(t)) \sin(\theta(t))) (f_3 \\
 & + f_4) + (\cos(\psi(t)) \sin(\phi(t)) \cos(\theta(t)) \\
 & + \sin(\psi(t)) \sin(\theta(t))) (f_1 + f_2 + f_5), -b_y \left(\frac{d}{dt} Y(t) \right) \\
 & + \cos(\phi(t)) \sin(\theta(t)) f_p + (\sin(\psi(t)) \sin(\phi(t)) \sin(\theta(t)) \\
 & + \cos(\psi(t)) \cos(\theta(t))) (f_3 + f_4) \\
 & + (\cos(\psi(t)) \sin(\phi(t)) \sin(\theta(t)) - \sin(\psi(t)) \cos(\theta(t))) (f_1 \\
 & + f_2 + f_5), -b_z \left(\frac{d}{dt} Z(t) \right) - \sin(\phi(t)) f_p \\
 & + \sin(\psi(t)) \cos(\phi(t)) (f_3 + f_4) + \cos(\psi(t)) \cos(\phi(t)) (f_1 \\
 & + f_2 + f_5) + M g \left. \right]
 \end{aligned} \tag{2.34}$$

Torques devidos ao atrito na rotação

$$T_f := \left[-b_\psi \left(\frac{d}{dt} \psi(t) \right) \quad -b_\phi \left(\frac{d}{dt} \phi(t) \right) \quad -b_\theta \left(\frac{d}{dt} \theta(t) \right) \right] \tag{2.35}$$

Definição do torque externo devido às forças no propulsor, no referencial local

$$T_p := \begin{bmatrix} 0 & z_p f_p & -y_p f_p \end{bmatrix} \tag{2.36}$$

Definição do torque externo devido às forças nas superfícies de controle, no referencial local.

$$\begin{aligned}
 T_c := & [y_1 f_1 + y_2 f_2 - z_3 f_3 - z_4 f_4 + y_5 f_5, -x_1 f_1 - x_2 f_2 - x_5 f_5, x_3 f_3 \\
 & + x_4 f_4]
 \end{aligned} \tag{2.37}$$

Definição do torque externo devido a força peso (no referencial inercial)

$$T_g := \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{2.38}$$

Expressão do torque externo total no referencial inercial

$$\begin{aligned}
 Text := & \left[\cos(\phi(t)) \cos(\theta(t)) (y_1 f_1 + y_2 f_2 - z_3 f_3 - z_4 f_4 + y_5 f_5) \right. \\
 & + (\sin(\psi(t)) \sin(\phi(t)) \cos(\theta(t)) \\
 & - \cos(\psi(t)) \sin(\theta(t))) (z_p f_p - x_1 f_1 - x_2 f_2 - x_5 f_5) \\
 & + (\cos(\psi(t)) \sin(\phi(t)) \cos(\theta(t)) + \sin(\psi(t)) \sin(\theta(t))) (\\
 & - y_p f_p + x_3 f_3 + x_4 f_4), \cos(\phi(t)) \sin(\theta(t)) (y_1 f_1 + y_2 f_2 \\
 & - z_3 f_3 - z_4 f_4 + y_5 f_5) + (\sin(\psi(t)) \sin(\phi(t)) \sin(\theta(t)) \\
 & + \cos(\psi(t)) \cos(\theta(t))) (z_p f_p - x_1 f_1 - x_2 f_2 - x_5 f_5) \\
 & + (\cos(\psi(t)) \sin(\phi(t)) \sin(\theta(t)) - \sin(\psi(t)) \cos(\theta(t))) (\\
 & - y_p f_p + x_3 f_3 + x_4 f_4), -\sin(\phi(t)) (y_1 f_1 + y_2 f_2 - z_3 f_3 - z_4 f_4 \\
 & + y_5 f_5) + \sin(\psi(t)) \cos(\phi(t)) (z_p f_p - x_1 f_1 - x_2 f_2 - x_5 f_5) \\
 & \left. + \cos(\psi(t)) \cos(\phi(t)) (-y_p f_p + x_3 f_3 + x_4 f_4) \right]
 \end{aligned} \tag{2.39}$$

2.5 EQUAÇÕES DINÂMICAS DO SISTEMA

Somatórios dos momentos em torno do eixo X:

$$\begin{aligned}
 Eq4 := & I_{xx} \left(\frac{d^2}{dt^2} \psi(t) \right) - I_{xy} \left(\frac{d^2}{dt^2} \phi(t) \right) - I_{xz} \left(\frac{d^2}{dt^2} \theta(t) \right) \\
 & - \left(\frac{d}{dt} \phi(t) \right) I_{xz} \left(\frac{d}{dt} \psi(t) \right) - I_{yz} \left(\frac{d}{dt} \phi(t) \right)^2 \\
 & + \left(\frac{d}{dt} \phi(t) \right) I_{zz} \left(\frac{d}{dt} \theta(t) \right) + \left(\frac{d}{dt} \theta(t) \right) I_{xy} \left(\frac{d}{dt} \psi(t) \right) \\
 & - \left(\frac{d}{dt} \theta(t) \right) I_{yy} \left(\frac{d}{dt} \phi(t) \right) + I_{yz} \left(\frac{d}{dt} \theta(t) \right)^2 \\
 = & \cos(\phi(t)) \cos(\theta(t)) (y_1 f_1 + y_2 f_2 - z_3 f_3 - z_4 f_4 + y_5 f_5) \\
 & + (\sin(\psi(t)) \sin(\phi(t)) \cos(\theta(t)) \\
 & - \cos(\psi(t)) \sin(\theta(t))) (z_p f_p - x_1 f_1 - x_2 f_2 - x_5 f_5) \\
 & + (\cos(\psi(t)) \sin(\phi(t)) \cos(\theta(t)) + \sin(\psi(t)) \sin(\theta(t))) (\\
 & - y_p f_p + x_3 f_3 + x_4 f_4)
 \end{aligned} \tag{2.40}$$

Somatórios dos momentos em torno do eixo Y:

$$\begin{aligned}
 Eq5 := & -I_{xy} \left(\frac{d^2}{dt^2} \psi(t) \right) + I_{yy} \left(\frac{d^2}{dt^2} \phi(t) \right) - I_{yz} \left(\frac{d^2}{dt^2} \theta(t) \right) \\
 & + \left(\frac{d}{dt} \theta(t) \right) I_{xx} \left(\frac{d}{dt} \psi(t) \right) - \left(\frac{d}{dt} \theta(t) \right) I_{xy} \left(\frac{d}{dt} \phi(t) \right) \\
 & - I_{xz} \left(\frac{d}{dt} \theta(t) \right)^2 + I_{xz} \left(\frac{d}{dt} \psi(t) \right)^2 \\
 & + \left(\frac{d}{dt} \psi(t) \right) I_{yz} \left(\frac{d}{dt} \phi(t) \right) - \left(\frac{d}{dt} \psi(t) \right) I_{zz} \left(\frac{d}{dt} \theta(t) \right) \\
 = & \cos(\phi(t)) \sin(\theta(t)) (y_1 f_1 + y_2 f_2 - z_3 f_3 - z_4 f_4 + y_5 f_5) \\
 & + (\sin(\psi(t)) \sin(\phi(t)) \sin(\theta(t)) \\
 & + \cos(\psi(t)) \cos(\theta(t))) (z_p f_p - x_1 f_1 - x_2 f_2 - x_5 f_5) \\
 & + (\cos(\psi(t)) \sin(\phi(t)) \sin(\theta(t)) - \sin(\psi(t)) \cos(\theta(t))) (\\
 & -y_p f_p + x_3 f_3 + x_4 f_4)
 \end{aligned} \tag{2.41}$$

Somatório dos momentos em torno do eixo Z:

$$\begin{aligned}
 Eq6 := & -I_{xz} \left(\frac{d^2}{dt^2} \psi(t) \right) - I_{yz} \left(\frac{d^2}{dt^2} \phi(t) \right) + I_{zz} \left(\frac{d^2}{dt^2} \theta(t) \right) \\
 & - I_{xy} \left(\frac{d}{dt} \psi(t) \right)^2 + \left(\frac{d}{dt} \psi(t) \right) I_{yy} \left(\frac{d}{dt} \phi(t) \right) \\
 & - \left(\frac{d}{dt} \psi(t) \right) I_{yz} \left(\frac{d}{dt} \theta(t) \right) - \left(\frac{d}{dt} \phi(t) \right) I_{xx} \left(\frac{d}{dt} \psi(t) \right) \\
 & + I_{xy} \left(\frac{d}{dt} \phi(t) \right)^2 + \left(\frac{d}{dt} \phi(t) \right) I_{xz} \left(\frac{d}{dt} \theta(t) \right) = \\
 = & -\sin(\phi(t)) (y_1 f_1 + y_2 f_2 - z_3 f_3 - z_4 f_4 + y_5 f_5) \\
 & + \sin(\psi(t)) \cos(\phi(t)) (z_p f_p - x_1 f_1 - x_2 f_2 - x_5 f_5) \\
 & + \cos(\psi(t)) \cos(\phi(t)) (-y_p f_p + x_3 f_3 + x_4 f_4)
 \end{aligned} \tag{2.42}$$

Somatório das forças ao longo do eixo X:

$$\begin{aligned}
 Eq1 := M \left(\frac{d^2}{dt^2} X(t) \right) = & -b_x \left(\frac{d}{dt} X(t) \right) + \cos(\phi(t)) \cos(\theta(t)) f_p \\
 & + (\sin(\psi(t)) \sin(\phi(t)) \cos(\theta(t)) - \cos(\psi(t)) \sin(\theta(t))) (f_3 \\
 & + f_4) + (\cos(\psi(t)) \sin(\phi(t)) \cos(\theta(t)) \\
 & + \sin(\psi(t)) \sin(\theta(t))) (f_1 + f_2 + f_5)
 \end{aligned} \tag{2.43}$$

Somatório de forças ao longo do eixo Y:

$$\begin{aligned}
 Eq2 := M \left(\frac{d^2}{dt^2} Y(t) \right) = & -b_y \left(\frac{d}{dt} Y(t) \right) + \cos(\phi(t)) \sin(\theta(t)) f_p \\
 & + (\sin(\psi(t)) \sin(\phi(t)) \sin(\theta(t)) + \cos(\psi(t)) \cos(\theta(t))) (f_3 \\
 & + f_4) + (\cos(\psi(t)) \sin(\phi(t)) \sin(\theta(t)) \\
 & - \sin(\psi(t)) \cos(\theta(t))) (f_1 + f_2 + f_5)
 \end{aligned} \tag{2.44}$$

Somatório de forças em torno do eixo Z:

$$\begin{aligned}
 Eq3 := M \left(\frac{d^2}{dt^2} Z(t) \right) = & -b_z \left(\frac{d}{dt} Z(t) \right) - \sin(\phi(t)) f_p \\
 & + \sin(\psi(t)) \cos(\phi(t)) (f_3 + f_4) + \cos(\psi(t)) \cos(\phi(t)) (f_1 \\
 & + f_2 + f_5) + M g
 \end{aligned} \tag{2.45}$$

CAPÍTULO 3 – SIMULADOR

3.1 SIMULAÇÃO

3.1.1 Definição

Suryanarayana (2003) define simulação como a predição de uma ou mais variáveis de um componente ou sistema sob diferentes condições de operação. Nascimento (2005) diz que a simulação computacional é um processo de experimentos em sistemas ou fenômenos físicos, realizados através de modelos matematicamente computadorizados, os quais representam características observadas em sistemas reais. Pode-se perceber então, que as definições dadas pelos autores são correlatas.

Através da simulação computacional é possível analisar diferentes tipos de sistemas, o que possibilita:

- Analisar a implantação de novas tecnologias sem a necessidade da construção física;
- Conhecer melhor e dominar as várias etapas de um determinado processo;
- Melhorar o desempenho de um sistema;
- Obter informações do processo em tempo real sem precisar parar a operação da planta;
- Treinamento de operadores;
- Outras aplicações.

3.1.2 Importância da Simulação

Grande parte dos eventos físicos, os quais podem ser simulados computacionalmente, no mundo real, consomem muito tempo para se realizar, às

vezes dias, meses ou até anos. Em um computador a simulação destes eventos pode ser realizada em poucos minutos, o que permite diminuir o tempo na fase de análise do projeto.

Com o advento da simulação computacional, análises que antes só poderiam ser feitas através de tabelas e números, hoje são feitas de forma visual através da interface gráfica que existe nos simuladores, o que permite entender melhor o processo e conseqüentemente obter melhores resultados. Sem os simuladores de processo, os engenheiros e cientistas precisariam recorrer a cálculos matemáticos e probabilísticos complicados, que muitas vezes possuem muitas simplificações e aproximações que podem levar os resultados obtidos para longe dos valores corretos, conforme Nascimento (2005).

3.1.3 Vantagens e Limitações do Uso de Simuladores

Nascimento (2005) relaciona algumas vantagens e limitações do uso da simulação de processos. Dentre as vantagens citadas anteriormente, pode ser acrescentado:

- A realização de experiências em curto intervalo de tempo;
- A fácil demonstração do processo.

Dentre as principais limitações, cita-se:

- Uma simulação não pode dar resultados precisos quando os dados de entrada forem imprecisos;
- A simulação não pode dar respostas fáceis para problemas complexos;
- A simulação não pode solucionar problemas por si só.

O termo usado na literatura para a imprecisão de dados de saída pelo fato de os dados de entrada serem imprecisos é “*garbage in, garbage out*” (lixo entrando, lixo saindo), o que mostra que para a obtenção de bons resultados em uma simulação, não basta ter uma poderosa ferramenta computacional, mas também saber como

utilizar os dados disponíveis e que os mesmos sejam compatíveis com o modelo que está por trás do simulador.

Jaluria (1998) diz que se o modelo é uma boa representação do sistema sob consideração, os dados de saída caracterizarão o comportamento do sistema em análise, mas se os dados de entrada não forem bem utilizados, de nada adiantará a boa modelagem feita.

3.2 SIMULADORES DE VÔO

Nas últimas décadas, os simuladores de vôo são cada vez mais utilizados nas indústrias aeroespaciais, principalmente no que diz respeito ao projeto de novos protótipos, estudos de ampliação de capacidade da aeronave, avaliação de unidades existentes e na concepção de novas tecnologias.

A simulação também é muito utilizada para fazer análises térmicas, dimensionamento, análise de custos e otimizações requeridas para o desenvolvimento do projeto de um sistema.

Os avanços na computação têm impulsionado uma nova onda de aplicações da simulação de processos o que tem permitido melhorar as aeronaves já existentes, bem como, conceber novos projetos de maneira eficaz a custos reduzidos.

3.3 O SIMULADOR COMPUTACIONAL SIMULINK

O Simulink é um pacote de software para modelar, simular, e analisar Sistemas Dinâmicos. Suporta sistemas lineares e não-lineares modelados em tempo contínuo, tempo discreto. Sua interface primária é uma ferramenta de diagramação gráfica por blocos e bibliotecas customizáveis de blocos. Ele permite programar e testar uma variedade de sistemas de tempo variável, incluindo comunicações, controles, processamento de sinais, processamento de vídeo e imagem.

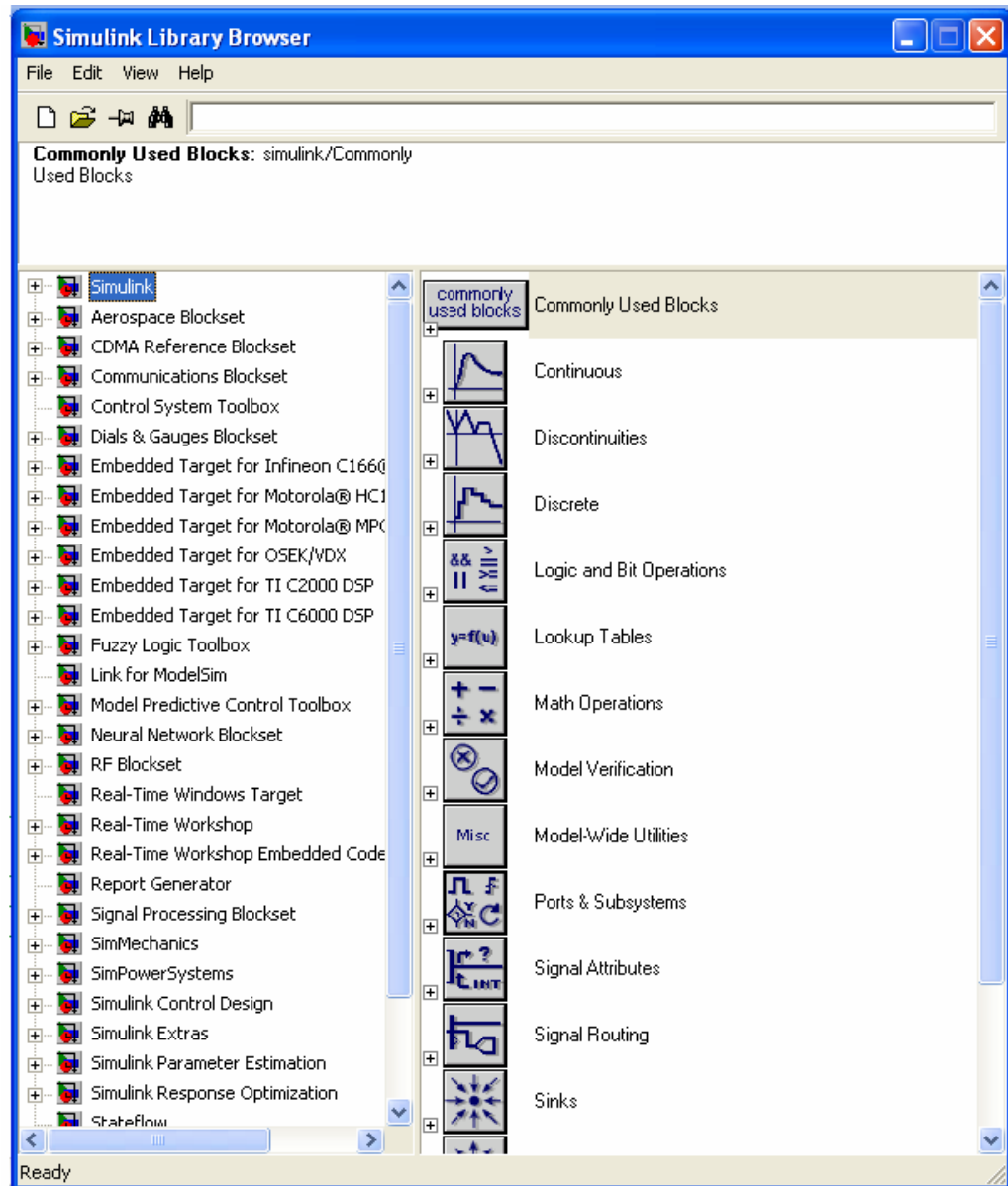


Figura 3.1: Ambiente de trabalho do Simulink.

3.3.1 CONHECENDO O SIMULINK

Para acessar o SIMULINK deve-se primeiro abrir o MATLAB, pois apesar de ser uma aplicação específica, este não trabalha independente e utiliza suas ferramentas de cálculo. Com o MatLab Aberto o programa deve-se então clicar no ícone “Start Simulink” na barra de ferramentas do MATLAB ou digitar “simulink” na linha de comando e pressionar enter logo em seguida, como mostrado a seguir:

>> simulink <enter>

Exemplificando a utilização do SIMULINK, temos um modelo a criar. Este deve resolver a equação diferencial:

$$\dot{x} = \text{sen}(t) \quad (3.1)$$

$$x(0) = 0.$$

Sendo o SIMULINK uma extensão do MATLAB, este deve então ser carregado a partir do MATLAB. Inicie o SIMULINK clicando no seu ícone na barra de ferramentas do MATLAB, como mostrado na figura 3.2:

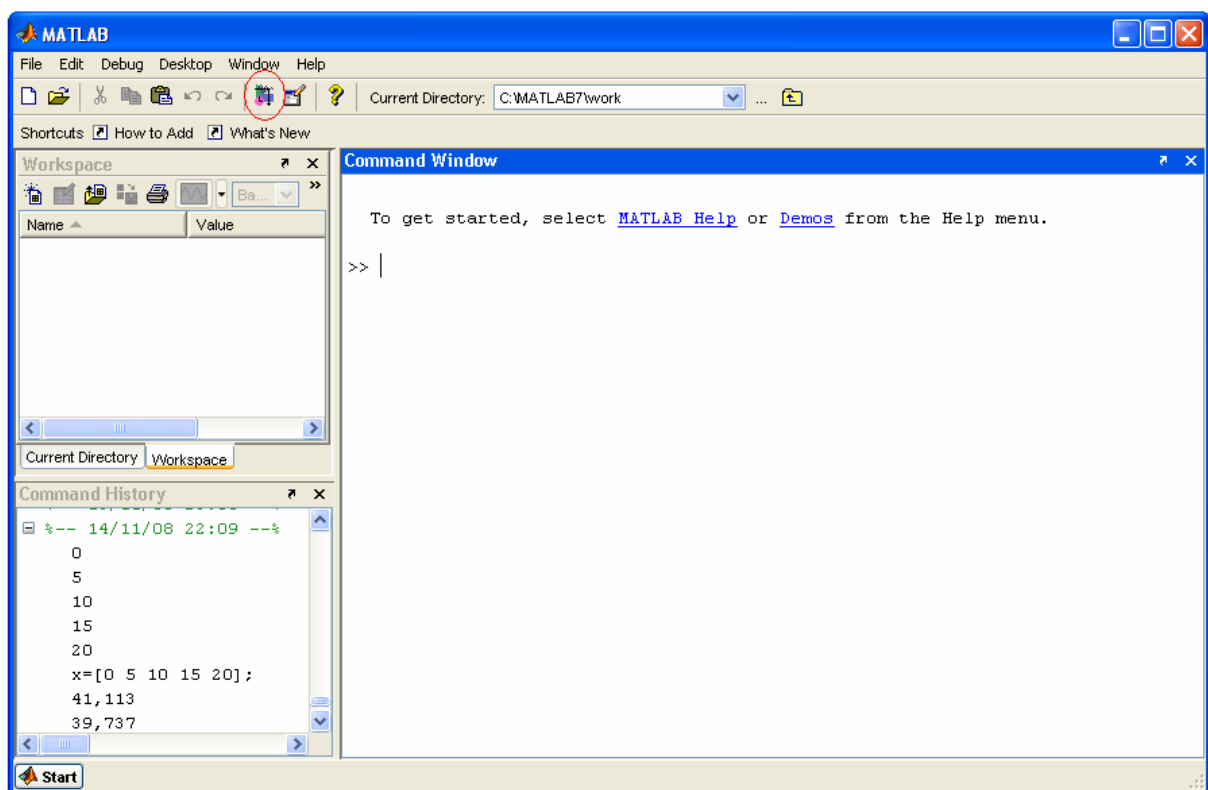


Figura 3.2: Ícone do Simulink.

Abre-se então uma janela igual à mostrada na figura 3.1. Clicando no ícone “Create a new model”, como mostrado na figura 3.3:

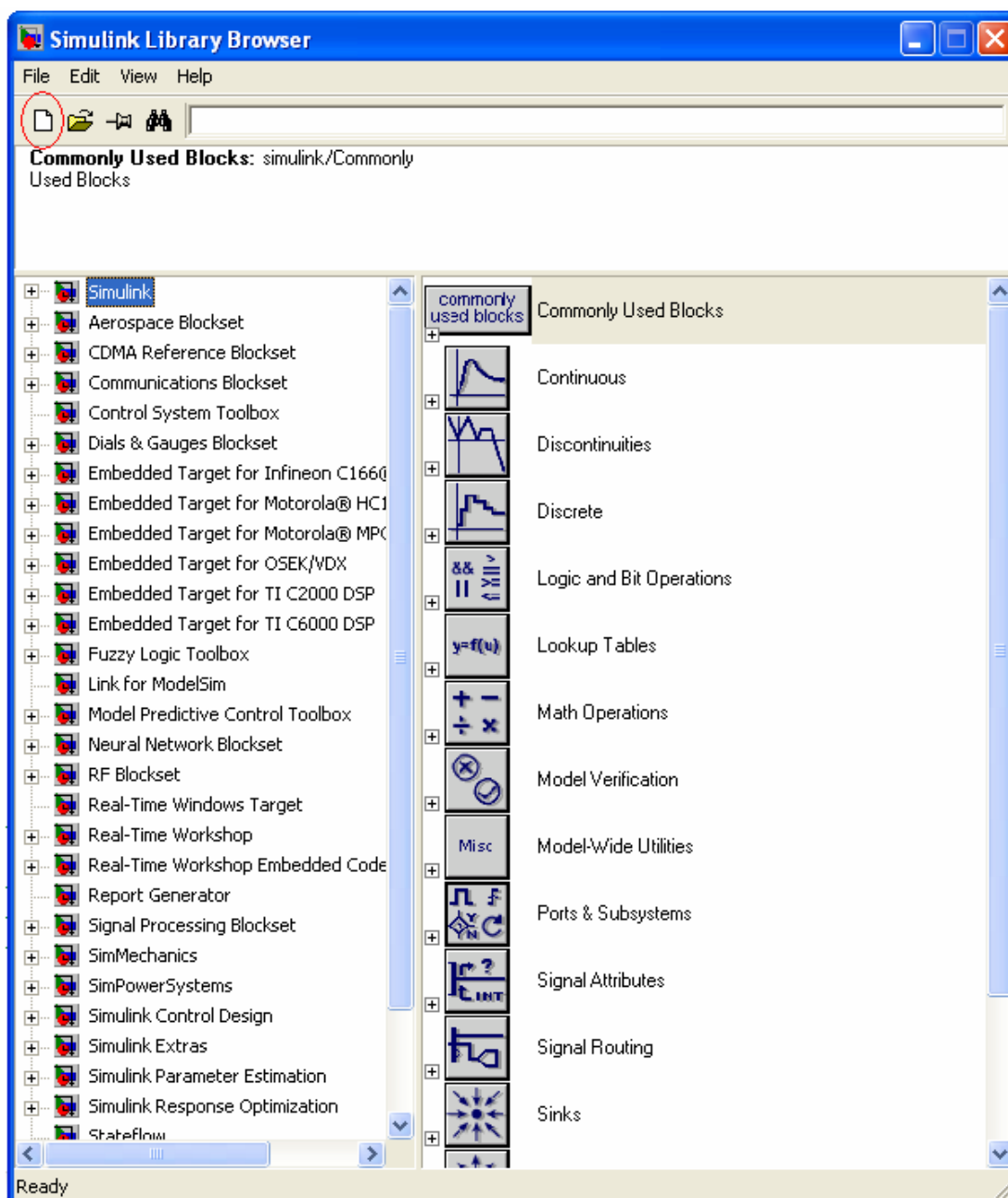


Figura 3.3: Ícone para criar um novo modelo.

Tem-se uma janela em branco para criar um novo modelo, nomeada untitled até que seja salvo com outro nome conforme a figura 3.4.

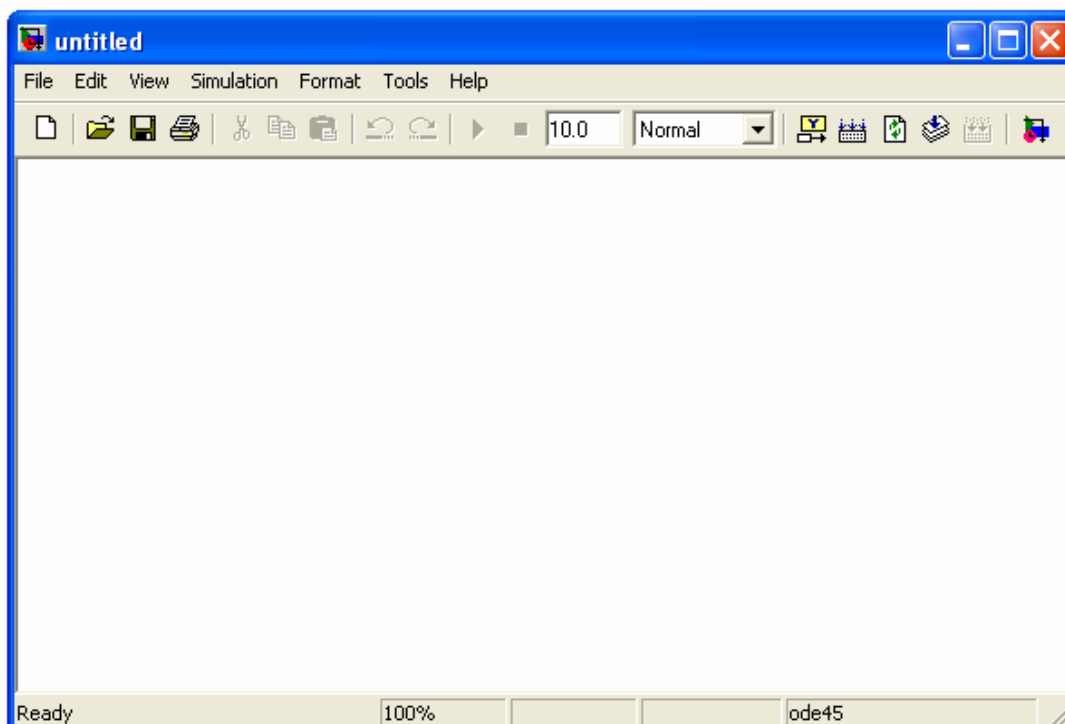


Figura 3.4: Janela untitled.

Dando um clique na livreria Sources. Arraste o bloco de onda senoidal (Sine Wave) para a janela do modelo. Uma cópia deste bloco deve ser criada na janela untitled.

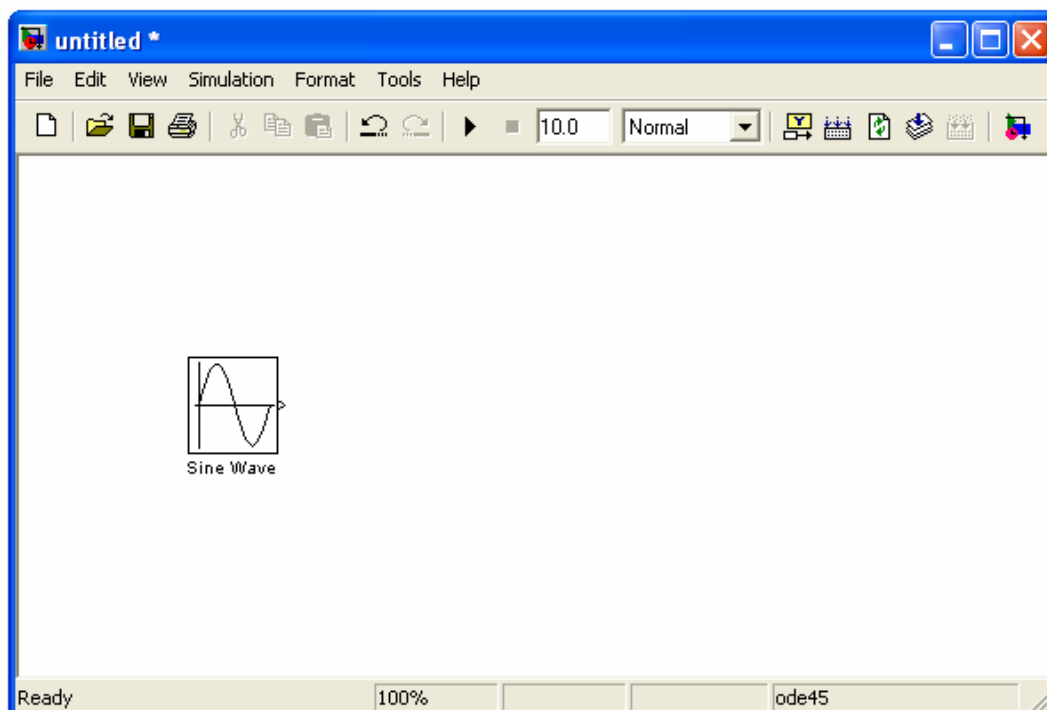


Figura 3.5: Janela untitled com o Bloco Sine Wave.

Abra a biblioteca “Commonly Used Blocks” e arraste para a janela untitled o Bloco Integrator.

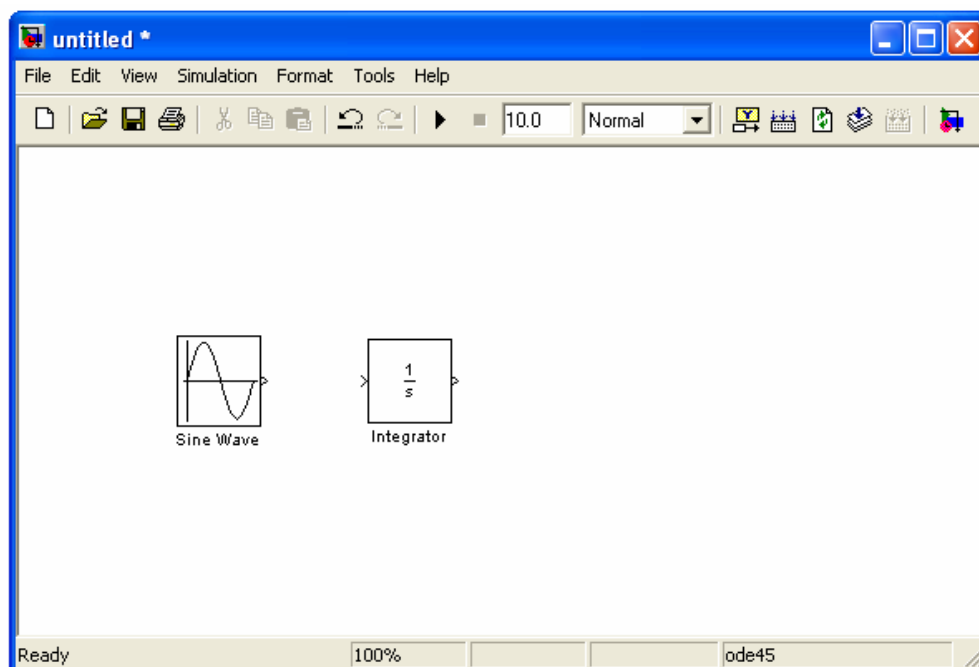


Figura 3.6: Janela untitled com o Bloco Integrator.

Abra a biblioteca de dispositivos de saída (Sinks) e arraste um SCOPE para a janela do modelo em construção.

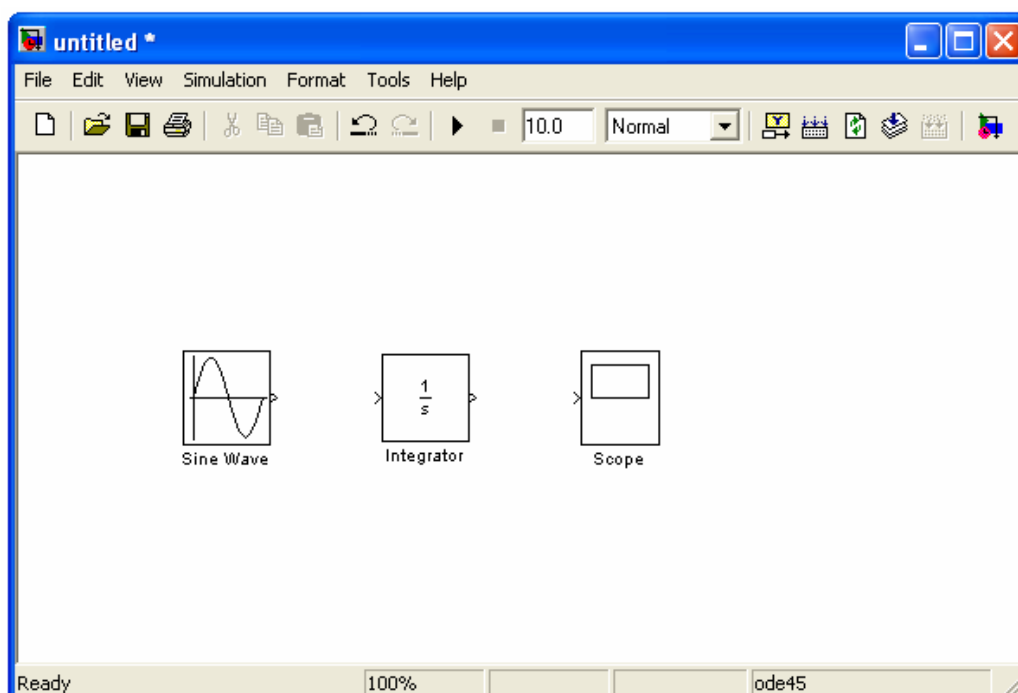


Figura 3.7: Janela untitled com o Bloco Scope.

A seguir, conecte os blocos para completar o modelo como na figura 3.8:

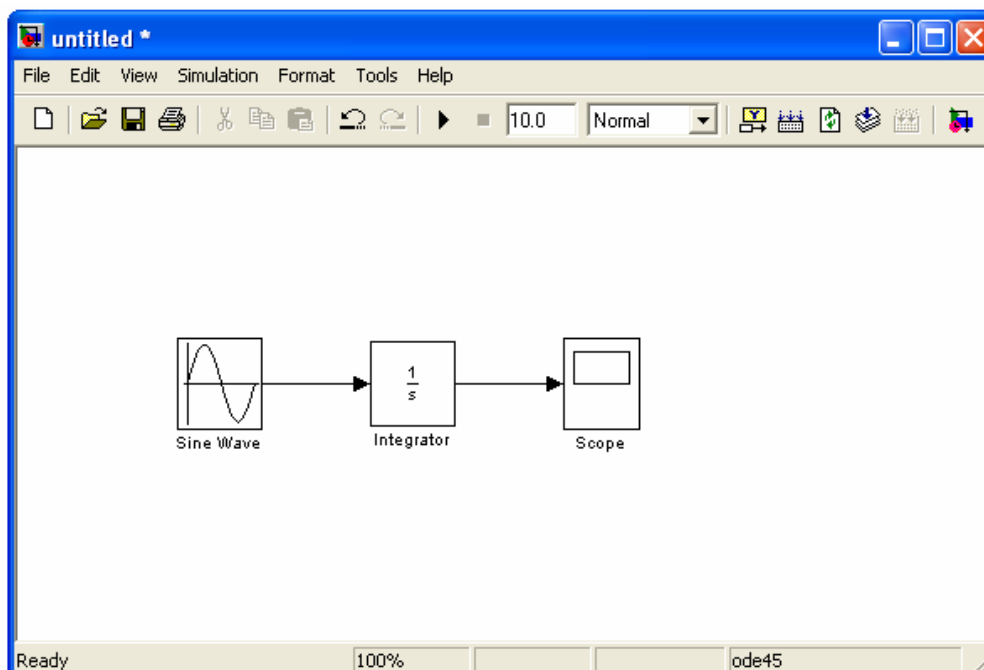


Figura 3.8: Janela untitled com os Blocos ligados.

Dê um duplo click no bloco SCOPE e na barra de menu do SIMULINK clique **SIMULATION:START**. A simulação será executada, resultando no gráfico gerado no bloco SCOPE, mostrado na figura 3.9:

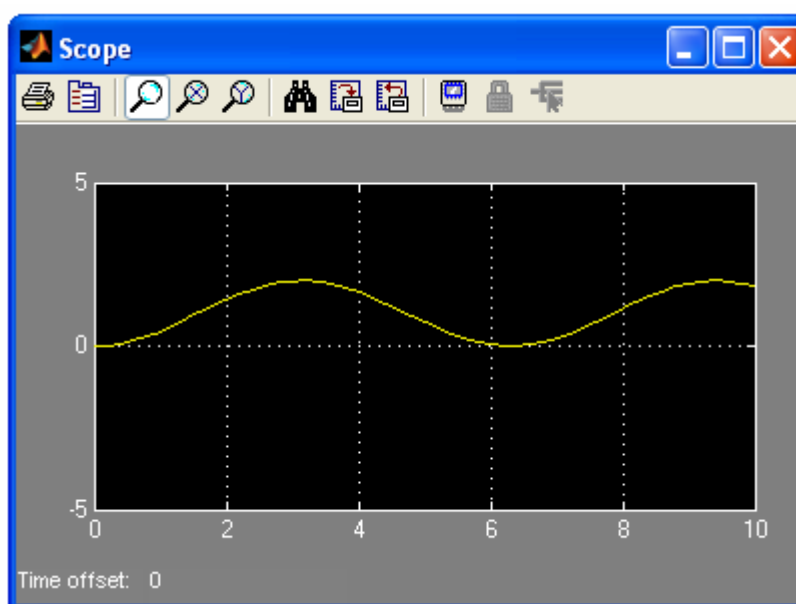


Figura 3.9: Solução da equação 3.1.

Para verificar se o gráfico gerado representa a solução da equação diferencial desejada, deve-se resolver a mesma analiticamente, cujo resultado é:

$$x(t) = 1 - \cos(t) \quad (3.2)$$

que corresponde ao gráfico apresentado na figura 3.9.

3.3.2 AEROSPACE BLOCKSET

Aerospace Blockset é um software extensão do Simulink, usado na simulação do AeroVitória2008, com blocos de modelagem e simulação de aeronaves, naves espaciais, foguetes, e sistemas de propulsão, assim como veículos aéreos não tripulados. Também inclui blocos que programam a partir de representações matemáticas, padrões aeroespaciais. Blocos de modelagem e de resolução de equações para a navegação, ganho, visualização, unidades de conversão, e de outras operações-chaves também são fornecidas.

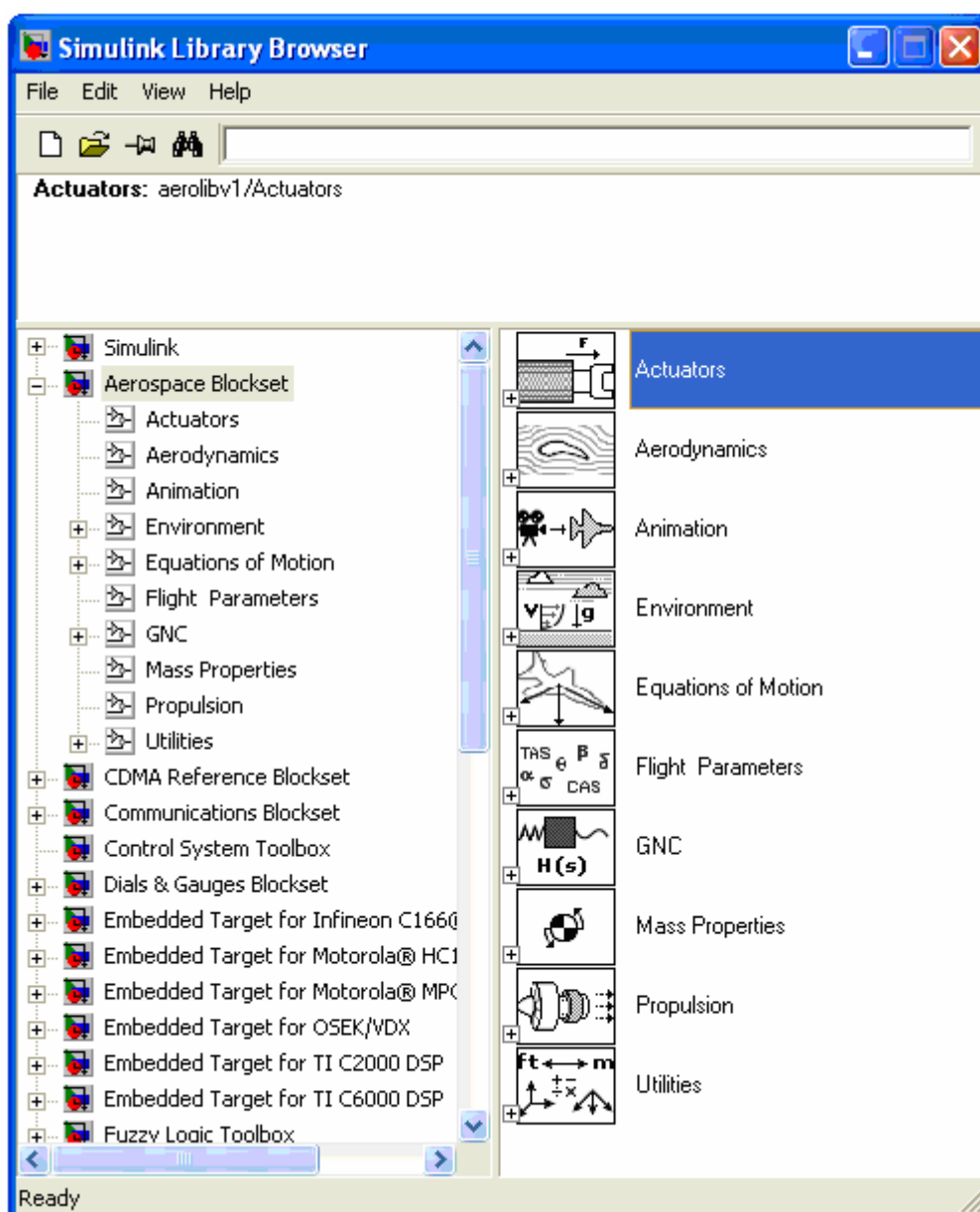


Figura 3.10: Ambiente de Trabalho do Aerospace Blockset.

CAPÍTULO 4 – CARACTERÍSTICAS DO AEROMODELO ADOTADO NA SIMULAÇÃO

4.1 VISÃO GERAL DO AEROVITÓRIA 2008

A configuração da aeronave segue a de um modelo monoplano de asa alta. Isso se deve ao fato do regulamento da competição Aerodesign2008 permitir uma liberdade de dimensionamento que possibilita uma grande envergadura gerando a sustentação necessária para levantar o peso estimado pela equipe.

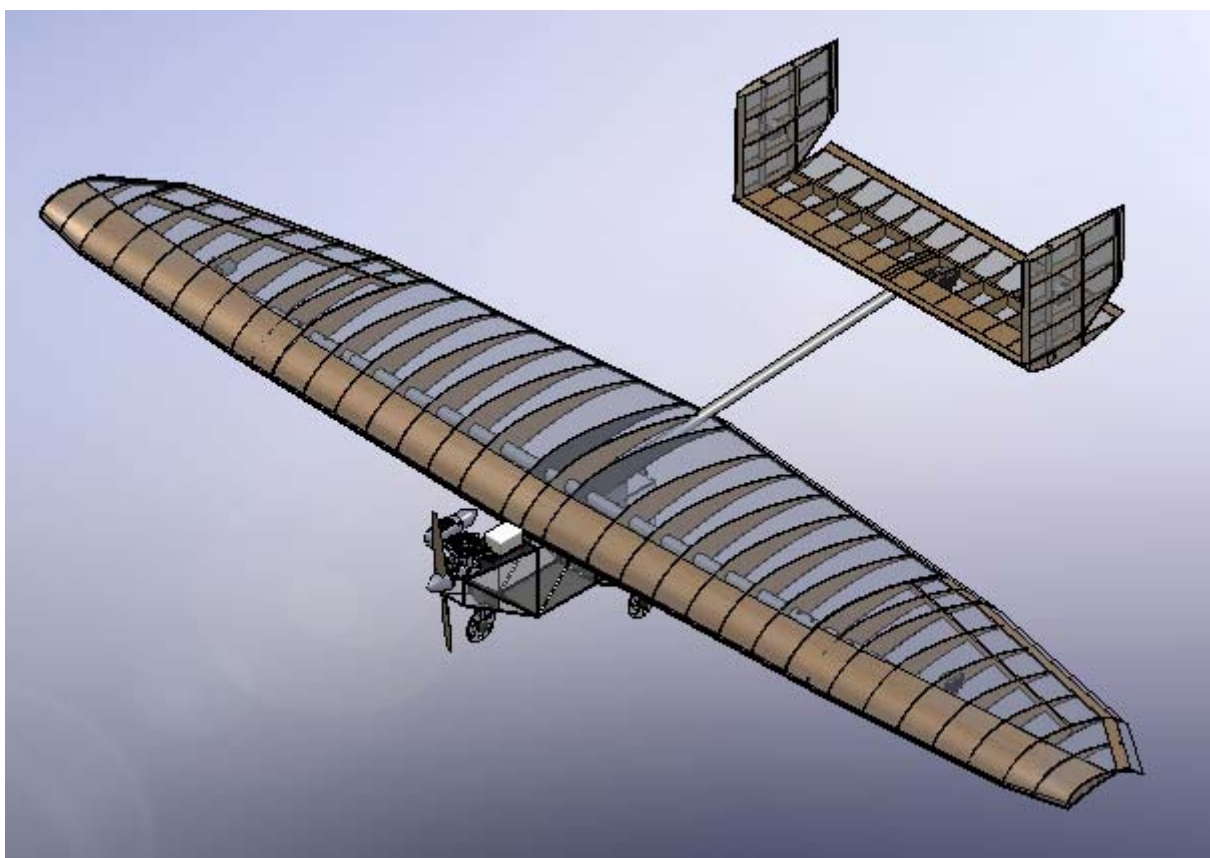


Figura 4.1: Maquete virtual do Aerovitória 2008.

4.2 AERODINÂMICA

Essas características aerodinâmicas compreendem a configuração da aeronave, os volumes de cauda (vertical e horizontal), volumes de controle, a razão de aspecto e a geometria da asa, citados na tabela abaixo.

Tabela 4.1 – Algumas Características do Protótipo de 2008.

Configuração	Monoplano
Forma Geométrica	Trapezoidal com Aproximação Elíptica
Configuração Razão de Aspecto	6,6
Volume de Cauda Vertical	0,03
Volume de Cauda Horizontal	0,4

3.3.2 Asa

O projeto foi configurado a fim de erguer a carga máxima permitida na competição (20 kg). Com aproximações iniciais, verificou-se a necessidade de uma grande área de asa projetada, a qual vem acompanhada de um acréscimo considerável de arrasto.

Inicialmente adotou-se:

$$\rho = 1,2 \text{ kg} / \text{m}^3$$

$$V_{subida} = 10 \text{ m} / \text{s}$$

$$CL_{\max} = 2,2$$

$$L = 20 \text{ kgf} = 196,2 \text{ N}$$

Resultando:

$$S_w = \frac{2L}{\rho V^2 CL} = \frac{2 \times 196,2}{1,2 \times (10)^2 \times 2,2} \cong 1,5 \text{ m}^2 \quad (4.1)$$

Obteve-se então uma área de asa de $1,5 \text{ m}^2$, restando uma demonstração, na qual os parâmetros acima assumidos são devidamente avaliados, estes serão abordados mais adiante.

3.3.2.1 Perfil

O perfil da asa foi escolhido de forma a aumentar consideravelmente o coeficiente de sustentação (C_L) da aeronave, sem prejudicar em demasia as características de arrasto e momento gerados pela asa. É histórica a utilização do perfil S1223 (M. Selig) nas competições de aerodesign, porém o projeto deste ano exigiu uma escolha mais inovadora. Como mostrado anteriormente, os cálculos preliminares para a escolha da área da asa foram baseados em um coeficiente de sustentação de 2,2. Este coeficiente está no limite ($C_{L\text{máx}}$) do perfil S1223, o que nos restou alterar as características deste perfil para acrescer no valor de C_L . Com o auxílio da ferramenta (Foil Direct Design) do software XFLR5, foi alterado consideravelmente as características do perfil S1223, resultando em um perfil mais espesso, com maior coeficiente de arrasto, maior coeficiente de momento, porém um acréscimo desejável no coeficiente de sustentação e um stall menos abrupto. As figuras 4.2, 4.3, 4.4, 4.5 e 4.6 mostram a comparação das principais características dos perfis S1223 e Aerovix2008.

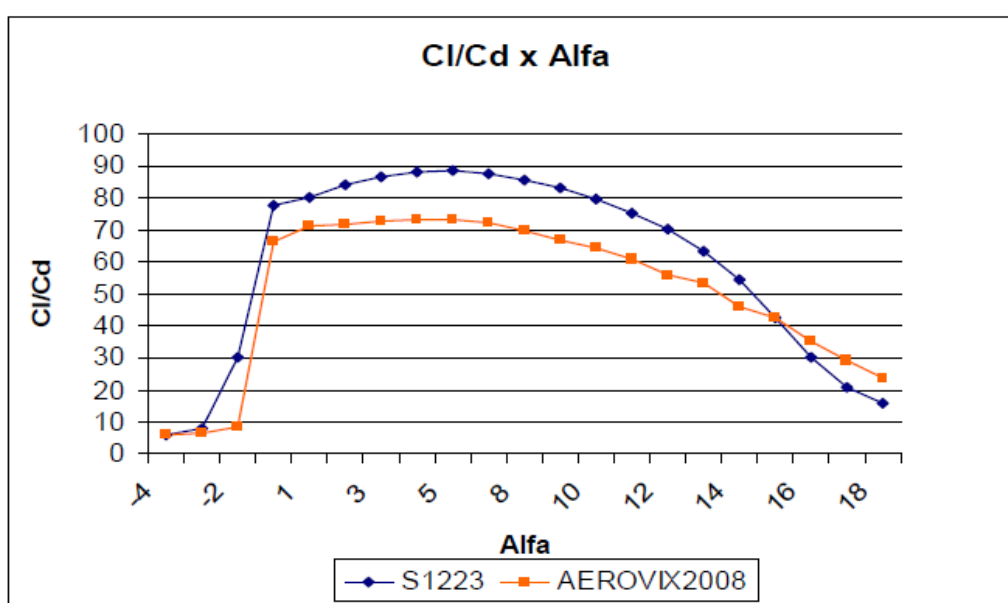


Figura 4.2: Relação C_L/C_d x Alfa [XFLR5] – $Re = 3,6 \cdot 10^5$.

Em um caráter geral, a figura 4.2 (C_l/C_d x α) demonstra uma relação interpretada como eficiência aerodinâmica, o que tem suas origens em um voo “econômico”, ou seja, maior transporte de carga com um menor arrasto ou exigência do sistema de propulsão, o que não era o interesse principal deste projeto, porém é uma questão relevante nos projetos atuais de aeronáutica.

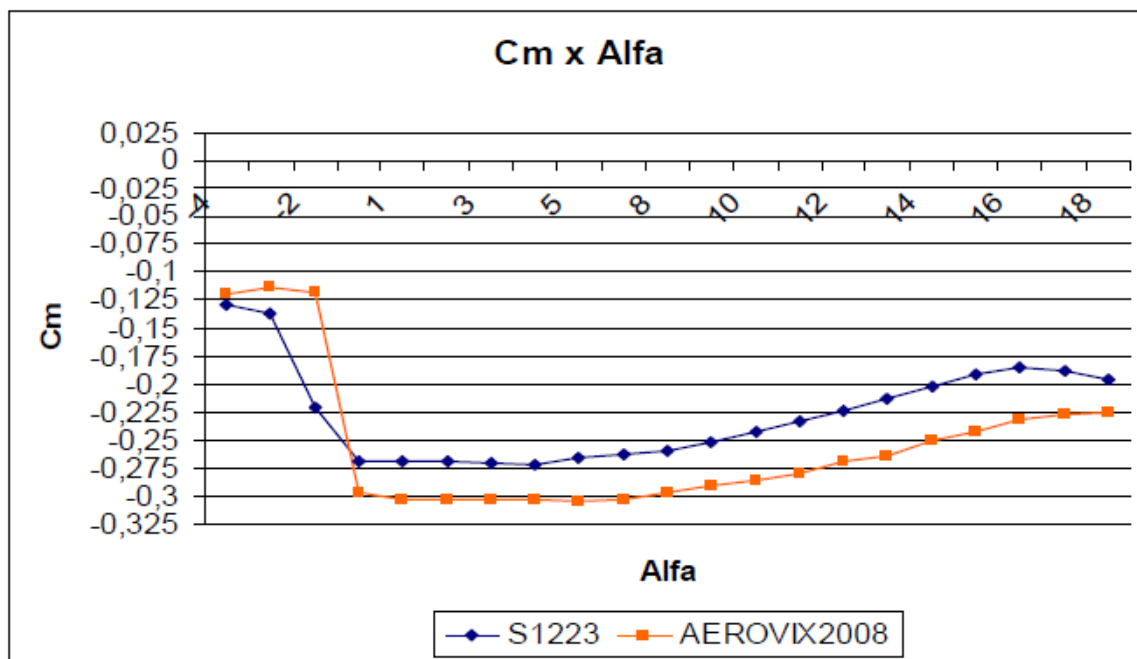


Figura 4.3: Relação C_m x α [XFLR5] – $Re = 3,6 \cdot 10^5$.

A figura 4.3 (C_m x α) nos remete a estabilidade da aeronave. O acréscimo no C_m representa um maior momento gerado pela asa.

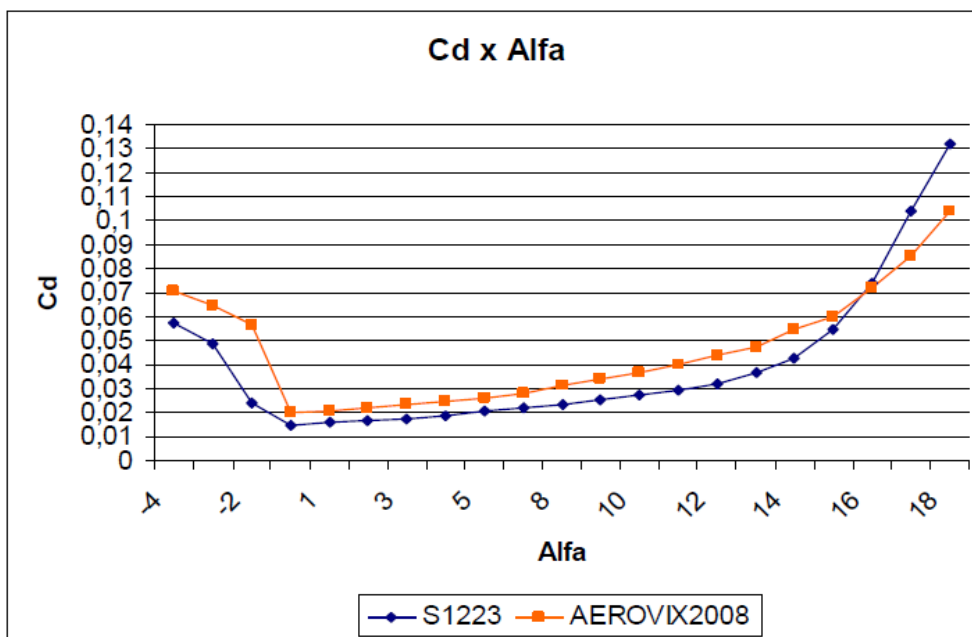


Figura 4.4: Relação C_d x Alfa [XFLR5] – $Re = 3,6 \cdot 10^5$.

A figura 4.4 (C_d x Alfa) representa o acréscimo do arrasto com o ângulo de ataque da asa. O crescimento de C_d nos indica uma menor aceleração da aeronave além de uma menor velocidade limite, ou seja, a aeronave se torna mais lenta, de certa forma melhorando a aterrissagem.

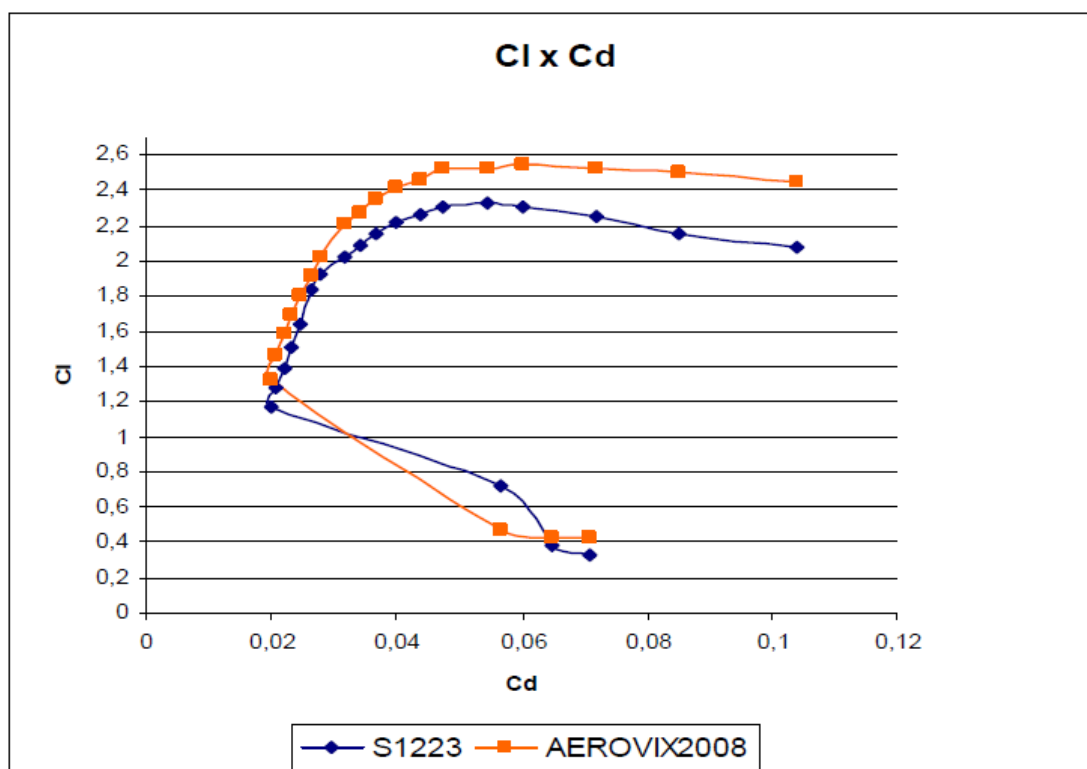


Figura 4.5: Relação C_l x C_d [XFLR5] – $Re = 3,6 \cdot 10^5$

A figura 4.5 é a polar de arrasto do perfil. É notável a região onde o perfil Aerovix2008 possui uma maior sustentação com o mesmo arrasto do perfil S1223.

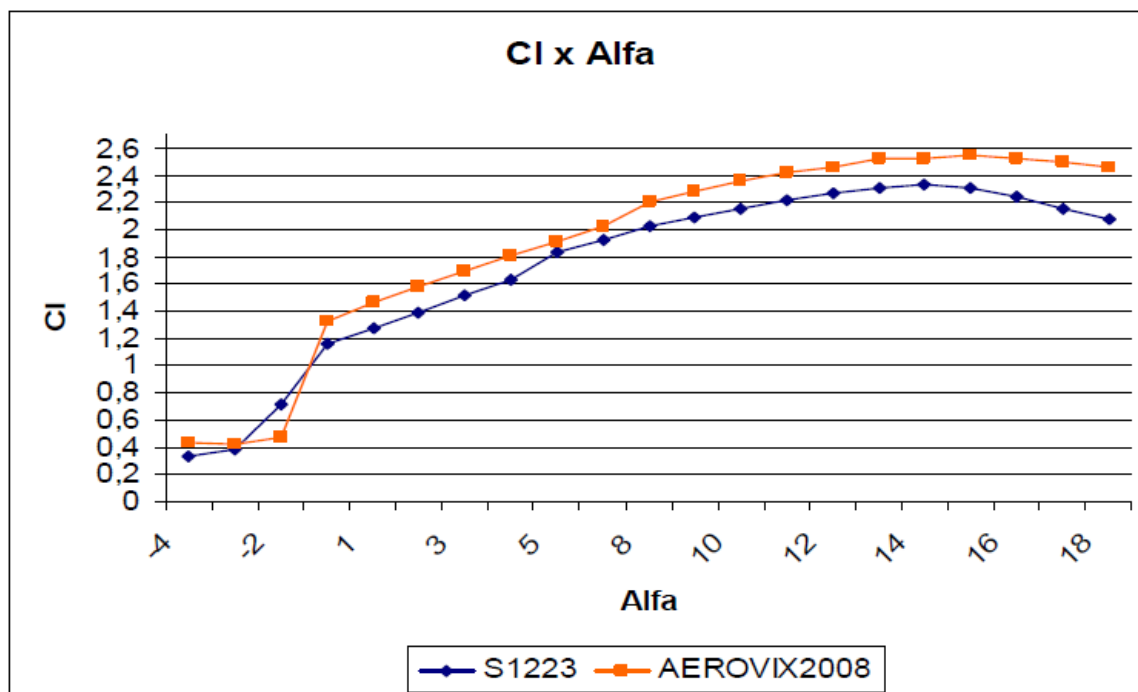


Figura 4.6: Relação Cl x Alfa [XFLR5] – Re = 3,6. 10⁵.

Os resultados demonstrados na figura 4.6 (Cl x Alfa) são nossos principais objetivos. Observa-se no gráfico que o perfil Aerovix2008 possui um Cl_{máx} de 2,55 contra 2,3 do perfil S1223, aparentemente é uma mudança mínima, porém conforme o cálculo abaixo se verifica o aumento de desempenho.

Adotando:

$$\rho = 1,2 \text{ kg} / \text{m}^3$$

$$V_{subida} = 10 \text{ m} / \text{s}$$

$$S_w = 1,5$$

Tem-se:

$$\Delta CL = 2,55 - 2,3 = 0,25$$

$$L = \frac{1}{2} \rho V_s^2 S_w \Delta CL \quad (4.2)$$

$$L = \frac{1}{2} \times 1,2 \times (10)^2 \times 1,5 \times 0,25$$

$$L = 22,5N$$

$$L = 2,3kgf$$

Isso representaria um acréscimo de 2,3 kg de carga, o que é um valor muitíssimo representativo tomando-se como base as edições anteriores da competição de aerodesign. É evidente que não trabalharemos com o valor de $Cl_{m\acute{a}x} = 2,55$. Os efeitos da asa finita reduzem consideravelmente o valor do coeficiente de sustentação dado para um perfil 2D. Como margem de segurança foi utilizado, conforme Raymer [2]:

$$CL_{m\acute{a}x} = 0,85 Cl_{Max} \quad (4.3)$$

Ou seja, o coeficiente de sustentação máximo para a asa finita será cerca de 2,17.

3.3.2.2 Geometria

Como foi mencionado em análise anterior, o projeto de asa é baseado em dados experimentais (protótipo de 2007) e nas regras da competição do AeroDesign deste ano. Foram analisadas algumas configurações resultando em uma asa trapezoidal inscrita numa asa elíptica o que, segundo Anderson [1], garantiria uma boa eficiência. As principais características são:

Tabela 4.2 – Características da Asa.

Área	1,5m ²
Envergadura	3,15m

Mais detalhes podem ser vistos nas plantas do projeto.

4.3 EMPENAGENS

A análise das empenagens horizontal e vertical é fundamental para definir as características que mais tarde serão utilizadas para cálculo de estabilidade e controle da aeronave. A seguir será abordada a análise do perfil aerodinâmico e geometria.

4.3.1 Empenagem Vertical

A principal função é garantir a estabilidade direcional da aeronave. Como as aeronaves da competição do AeroDesign em geral são relativamente lentas, pois seu propósito não é a execução de manobras ou alcance de velocidade, mas sim, erguer carga, a área das empenagens e das superfícies de controle são uma função de maior dependência da estabilidade. Deseja-se, no entanto, otimizar a relação entre a estabilidade e o arrasto gerado pelas empenagens. Assim faz-se necessário avaliar tanto o perfil a ser utilizado quanto a geometria da empenagem.

4.3.1.1 Perfil

O perfil adotado foi o NACA 0009 devido ao baixo coeficiente de arrasto e um coeficiente de sustentação dentro do desejado. As figuras 4.7 e 4.8 mostram as principais características deste perfil.

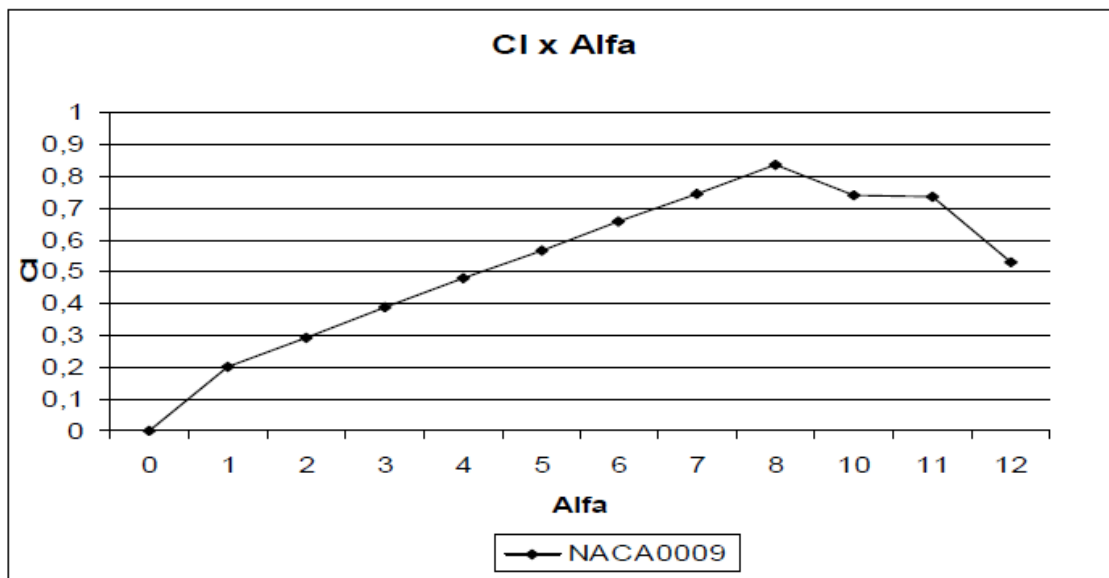


Figura 4.7: Relação $C_l \times \alpha$ [XFLR5] – $Re = 2,1 \cdot 10^5$.

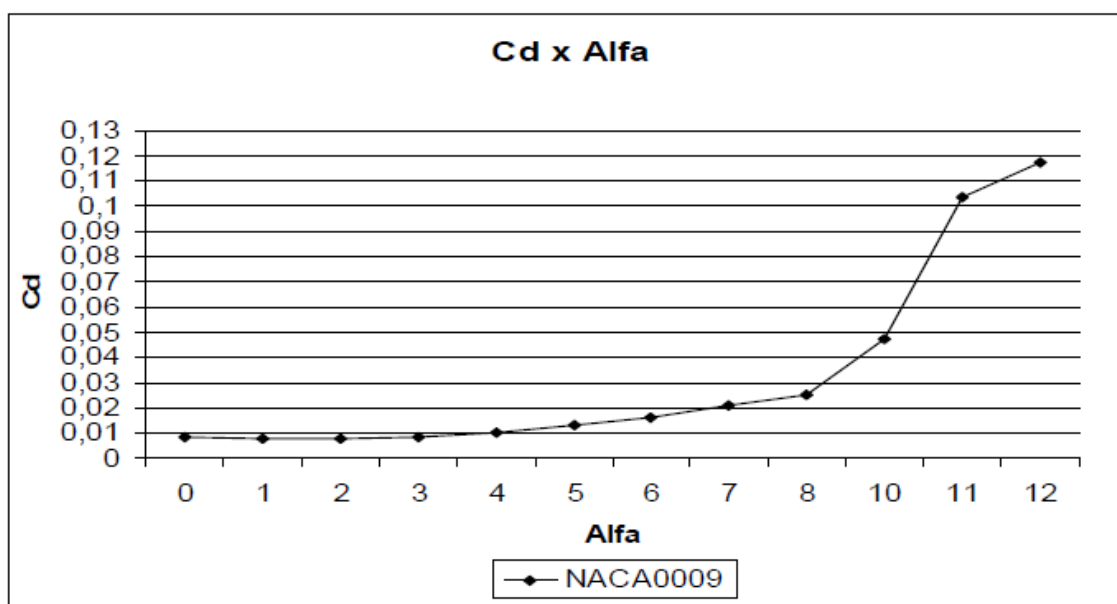


Figura 4.8: Relação $C_d \times \alpha$ [XFLR5] – $Re = 2,1 \cdot 10^5$.

4.3.1.2 Geometria

Adotaram-se as maiores dimensões para a asa e empenagem horizontal restando pouco mais de 60 cm para altura máxima da aeronave. Devido a este fator, como a empenagem trabalha na maior parte do tempo sem grandes solicitações, ela foi

dividida em duas partes idênticas e colocada nos extremos da empenagem horizontal.

As principais características são:

Tabela 4.3 – Características Principais da Empenagem Vertical.

Geometria	Retangular
Área	0,16m ²
Volume de Cauda Vertical	0,03

Mais detalhes podem ser vistos nas plantas do projeto.

4.3.2 Empenagem Vertical

A principal função é garantir a estabilidade longitudinal da aeronave. Esta é uma parte crítica, pois erros neste dimensionamento acarretam uma incrível instabilidade, o que torna quase que impraticável o voo. O objetivo principal é a garantia da estabilidade com um menor arrasto gerado pela empenagem.

4.3.2.1 Perfil

Durante o projeto foi verificada a necessidade da utilização de um perfil invertido no profundor, isso devido ao momento gerado pela asa que para ser equilibrado exigia um perfil com um elevado coeficiente de sustentação, já que as medidas adotadas na aeronave não permitiram outra solução. O perfil escolhido foi o WORTMANN FX 63-137, suas características são mostradas nas figuras abaixo:

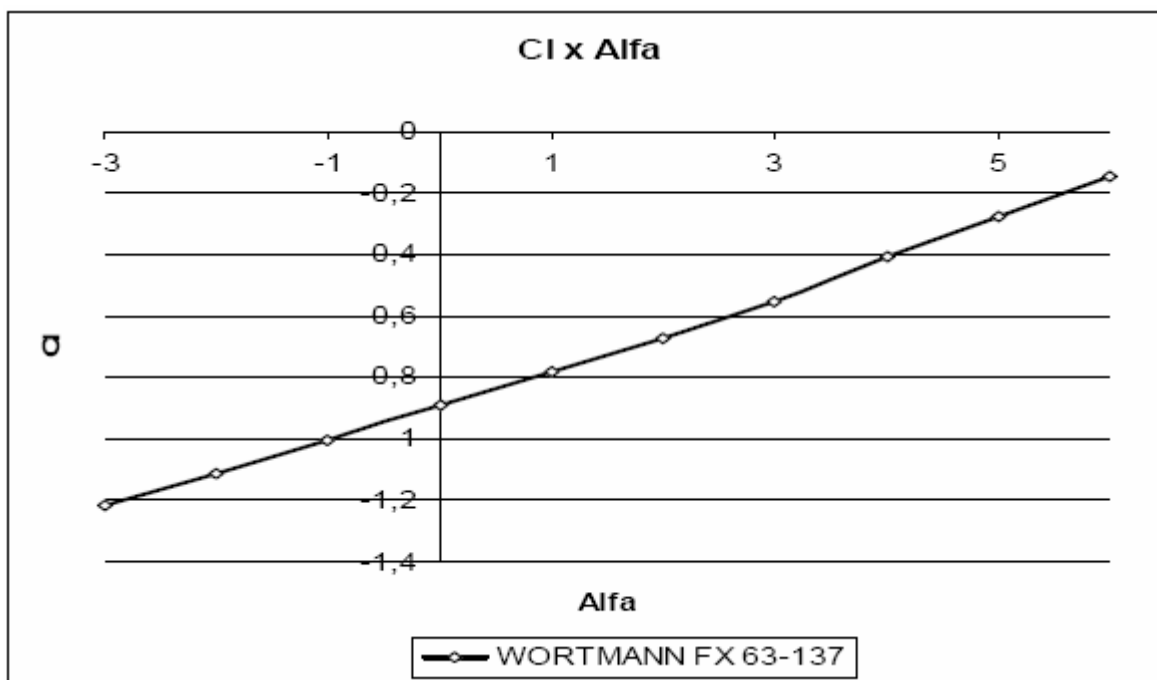


Figura 4.9: Relação C_i x Alfa [XFLR5] – $Re = 2,1 \cdot 10^5$.

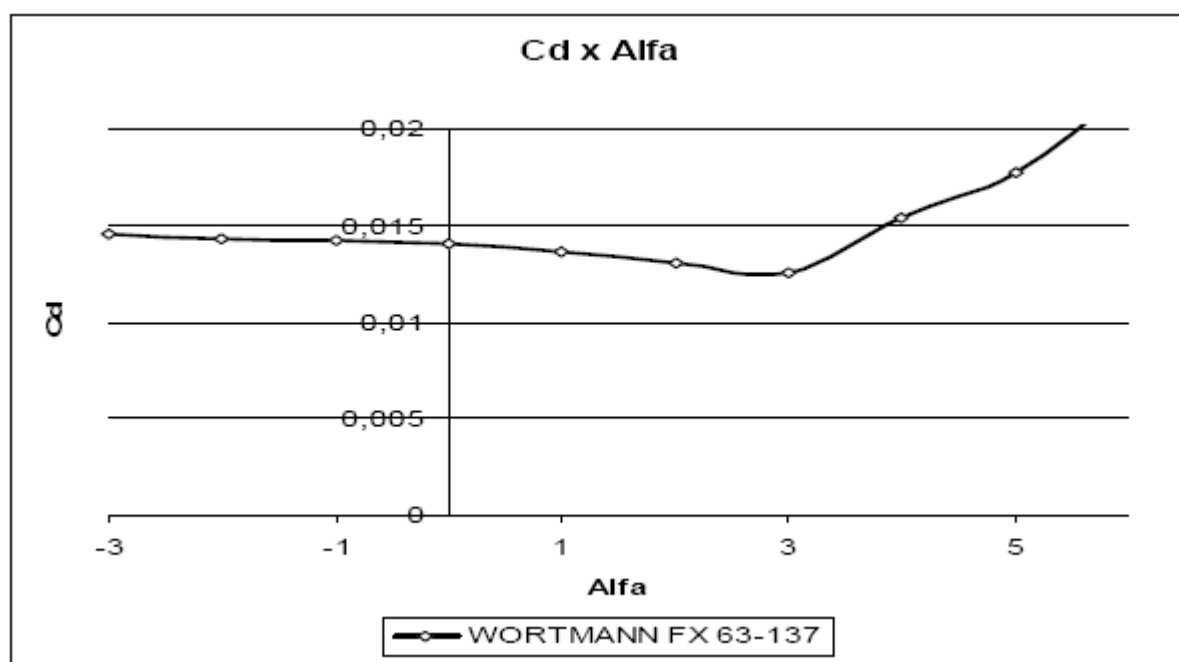


Figura 4.10: Relação C_d x Alfa [XFLR5] – $Re = 2,1 \cdot 10^5$.

4.3.2.2 Geometria

Tabela 4.4 – As principais características da empenagem horizontal.

Geometria	Retangular
Área	0,27 m ²
Envergadura	0,9 m
Volume de Cauda Horizontal	0,4
Razão de Aspecto	3

Mais detalhes podem ser vistos nas plantas do projeto.

4.4 DESEMPENHO

Este capítulo busca identificar as principais características relativas ao desempenho da aeronave, tais como empuxo no conjunto motor/hélice, velocidades da aeronave e a demonstração da obtenção do gráfico de carga útil x altitude.

4.4.1 Análise do Conjunto Motor/Hélice

O motor escolhido é o OS MAX .61 FX pelo fato da equipe já possuir duas unidades do mesmo. A partir de dados experimentais fornecidos por Da Rosa [5], foi obtida a curva de potência do motor OS MAX .61 FX. Com essa curva, o segundo passo foi traçar as curvas de potência absorvida das hélices variando a velocidade do vento frontal (0, 5, 10, 15, 20 m/s). Para isso foi utilizado o software Propeller Selector [4] para determinar as curvas das hélices 13x4 (utilizada pela equipe em 2007) e as curvas da hélice 14x4 (indicada por fornecer mais empuxo). Por fim, foi determinado o empuxo produzido pelo sistema de propulsão através da interceptação da curva de potência absorvida da hélice e a curva de potência fornecida do motor, pois é nesse ponto que ocorre o equilíbrio entre a potência fornecida e absorvida. Realizando a interseção, foram obtidas as curvas de desempenho das duas hélices:

Tabela 4.5 – Curvas de desempenho das hélices 13x6 e 14x4.

Velocidade Relativa (m/s)	Hélice 13x4		Hélice 14x4	
	Potência (W)	Empuxo (N)	Potência (W)	Empuxo (N)
0	910,6	41,485	837,84	46,3
5	921,72	40,187	844,08	39,737
10	912,19	36,873	847,63	36,269
15	910,38	32,648	856,53	31,67
20	888,16	27,118	882,19	26,644

Pela tabela acima foi escolhida a hélice 14x4, pois, absorve uma potência menor do motor (diminuindo o volume de combustível necessário para o voo) para gerar um empuxo semelhante (diferença máxima de 0,978 N) que a hélice 13x4.

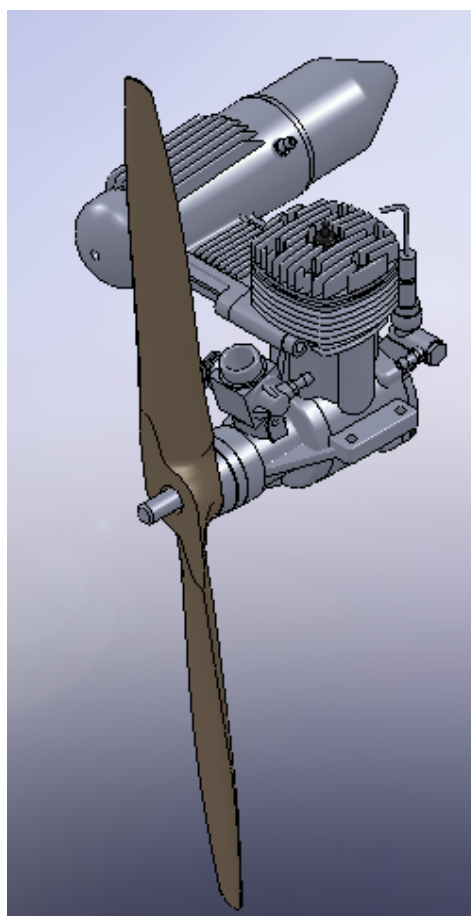


Figura 4.11: Maquete virtual do motor OS MAX.61 FX.

4.4.2 Desempenho na Decolagem e Vôo Nivelado

Visando ter uma boa estimativa da sustentação desenvolvida pela aeronave, foi desenvolvido um algoritmo para cálculo da velocidade final de corrida da aeronave. A formulação do algoritmo pode ser vista a seguir:

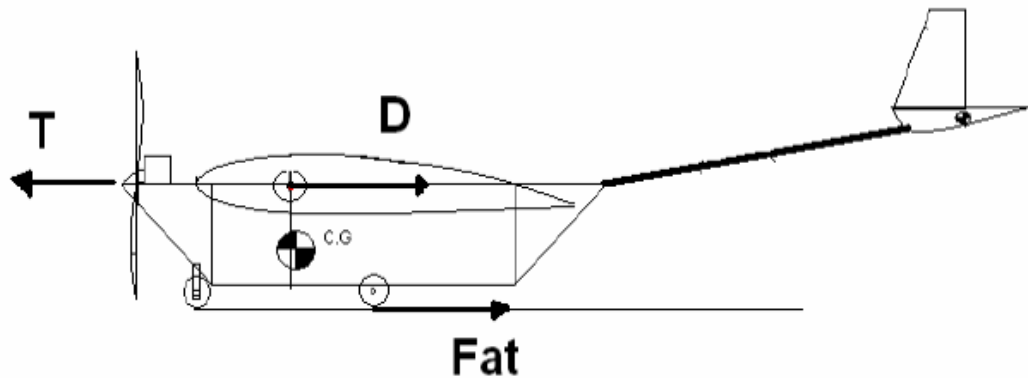


Figura 4.12: Esquema da Aeronave.

2ª Lei de Newton em x ($\rightarrow$)

$$R = m \cdot a$$

$$T - D - F_{at} = m \cdot a \quad (4.4)$$

Onde:

T - Empuxo desenvolvido pelo conjunto motor/hélice

D - Força de Arrasto total da aeronave ($q \cdot \sum C_{Dj} \cdot S_j$; j é o índice que representa cada item da aeronave em separado na soma do arrasto, por exemplo: 1 = asa, 2 = profundor, etc.).

q - Pressão Dinâmica ($0,5 \cdot \rho \cdot V^2$)

F_{at} - Força de atrito ($\mu N = \mu(Mg - L[\alpha=0^\circ]) = \mu(Mg - q \cdot CL_1[\alpha=0^\circ] \cdot S_1)$)

M - Massa total da aeronave

g - aceleração gravitacional

$L[\alpha=0^\circ]$ - Sustentação da aeronave com ângulo de ataque a 0°

$CL_1[\alpha=0^\circ]$ - Coeficiente de Sustentação da Asa à 0°

$$\begin{aligned} T - D - F_{at} &= T - q \cdot \sum C_{Dj} \cdot S_j - \mu \cdot (Mg - q \cdot CL_1[\alpha=0^\circ] \cdot S_1) \\ &= T - q \cdot \sum C_{Dj} \cdot S_j - \mu \cdot Mg - \mu \cdot q \cdot CL_1[\alpha=0^\circ] \cdot S_1 \\ &= (T - \mu \cdot Mg) - q \cdot (\sum C_{Dj} \cdot S_j + \mu \cdot CL_1[\alpha=0^\circ] \cdot S_1) \\ &= (T - \mu \cdot Mg) - V^2 \cdot [0,5 \cdot \rho \cdot (\sum C_{Dj} \cdot S_j + \mu \cdot CL_1[\alpha=0^\circ] \cdot S_1)] \end{aligned}$$

Considerando o empuxo constante, podemos definir:

$$K1 = (T - \mu.Mg) \quad (4.5)$$

$$K2 = [0,5.\rho.(\sum CD_j.S_j + \mu.CL1[\alpha=0^\circ].S1)] \quad (4.6)$$

Logo a equação (4.4) se apresentará na forma:

$$T - D - Fat = K1 - K2.V^2$$

Sabemos também que:

$$m.a = m.V.(dV/dS) \quad (4.7)$$

Logo substituindo as equações (4.5) e (4.6) em (4.7), teremos:

$$K1 - K2.V^2 = m.V.(dV/dS) \quad (4.8)$$

Manipulando a equação acima teremos:

$$dS/m = V.dV/(K1 - K2.V^2) \quad (4.9)$$

Chamando $K3 = \int [dS/m]$, teremos:

$$K3 = \int [V.dV/(K1 - K2.V^2)] \quad (4.10)$$

$\int$ – Integral, para dS de 0 à 61m, e para dV de 0 à V

Finalmente foi obtido:

$$K3 - \int [V.dV/(K1 - K2.V^2)] = \text{erro} \quad (4.11)$$

Não há como avaliar a equação (4.10) analiticamente, logo foi desenvolvido um algoritmo para integrar numericamente o lado direito da equação (4.9) pelo método dos retângulos (Soma de Riemann). A rotina pára quando a Eq. 4.10 é satisfeita, e então o último valor de V (velocidade) é lido. Foi utilizado um erro igual a 1.10^{-12} e $dV = \Delta V = 1.10^{-6}$ (passo da velocidade a partir de 0 m/s de 1.10^{-6} m/s).

Os Valores utilizados e os resultados podem ser vistos a seguir:

Tabela 4.6 – Dados de Entrada para cálculo da velocidade de subida.

Componente	Cd0	Cl	Cdind	Cd	S	CdXS	Ar	e
Asa	0,02	1,13	0,072	0,092	1,5	0,138	6,62	0,85
Fuselagem	0,012	0,0	0,0	0,012	0,2	0,002	2,0	0,8
Profundor	0,01	0,7	0,083	0,093	0,27	0,025	2,68	0,7
Leme	0,0112	0,16	0,015	0,027	0,16	0,004	0,76	0,7
Trem de Pouso	0,01	0,0	0,0	0,01	0,02	0,0	2,0	0,7
Cauda	0,01	0,0	0,0	0,01	0,02	0,0	2,0	0,7
Interferência						0,009		

Empuxo (N)	Massa (kg)	Coef. Atrito	S (m)	ρ (kg/m ³)	g (m/s ²)	Cl _{máx}	deIV (m/s)
35	20	0,01	60	1,2	9,81	2,17	0,000001

Não foi considerado o efeito solo. Interpreta-se que se tem um ganho de segurança nos cálculos, ou seja, a aeronave atingirá uma velocidade maior do que a calculada, pois este efeito tende a reduzir consideravelmente o arrasto induzido da asa. A interferência foi assumida como 5% do arrasto total dos demais componentes.

Dados de Saída:

Vs (m/s) = 12,25

De acordo com a FAR 23 (Federal Aviation Regulations), a velocidade de subida deve ser de no mínimo 1,2V_{stall} para aeronaves da classe normal. Logo:

$$V_s = 1,2 \cdot V_{stall} \rightarrow V_{stall} = 10,18 \text{ m/s}$$

Podemos então estimar a sustentação máxima da aeronave:

$$L = q \cdot C_{L_{máx}} \cdot S_1 \quad (4.12)$$

$$L = 0,5 \cdot \rho \cdot V_{stall}^2 \cdot C_{L_{máx}} \cdot S_1$$

$$L = (0,5) \cdot (1,2) \cdot (10,17667)^2 \cdot (2,17) \cdot (1,5)$$

Obtem-se:

$$L = 202 \text{ [N]} = 20,6 \text{ [kgf]}$$

Em vôo nivelado, temos a condição de que:

$$T = D \text{ (Empuxo = Arrasto)}$$

Utilizando o algoritmo anterior obteve-se:

$$V_{\text{máx}} \text{ (m/s)} = 18,05$$

Esta é a velocidade máxima desenvolvida pela aeronave em vôo nivelado.

4.5 ESTABILIDADE E CONTROLE

As características de estabilidade e controle da aeronave estão intimamente ligadas as características aerodinâmicas discutidas na seção 4.2 deste trabalho. O protótipo de 2007 serviu como parâmetro base para avaliar os valores dos coeficientes de volume de cauda, já que este possuía uma boa estabilidade e controle. As aeronaves da competição de aerodesign em geral possuem comandos lentos, isso devido a grande inércia e pouca velocidade alcançada. Então uma análise adequada de estabilidade estática garante a estabilidade dinâmica.

4.5.1 Estabilidade Estática e Controle Longitudinal

Avaliou-se a estabilidade baseada no modelo manche fixo. Fazendo-se um balanço de forças e momentos ao redor do C.G da aeronave pode-se avaliar a estabilidade, como é visto a seguir:

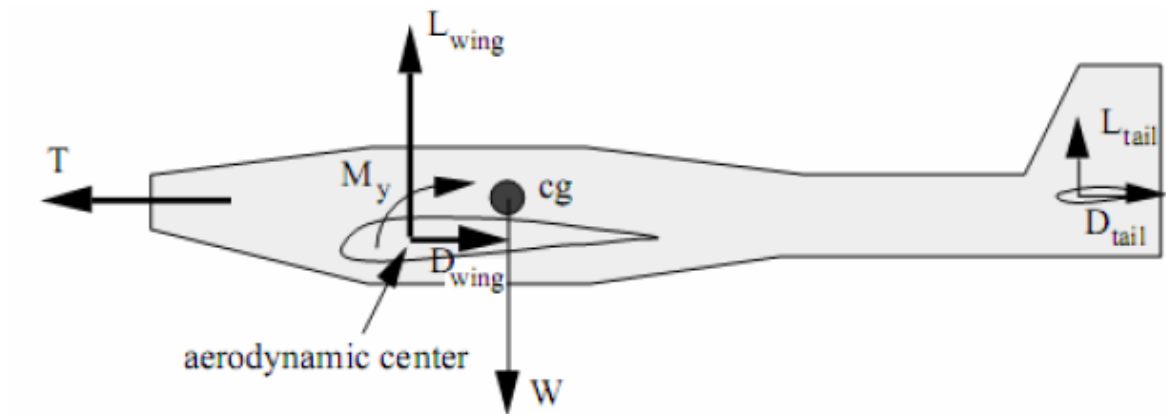


Figura 4.13: Momentos sobre o C.G da aeronave

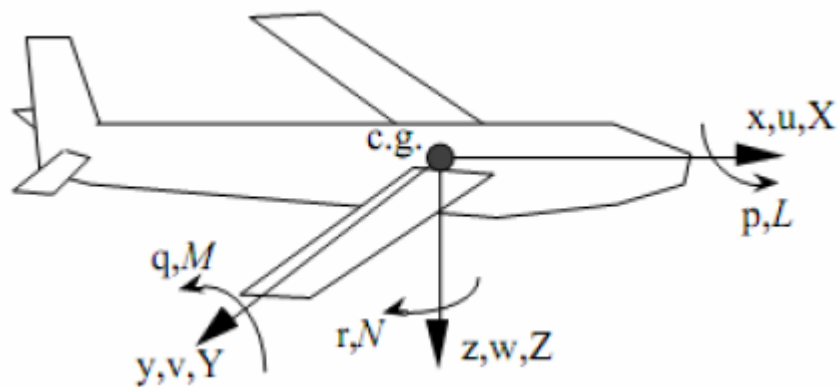


Figura 4.14: Sentidos de Translação e Rotação Positivos

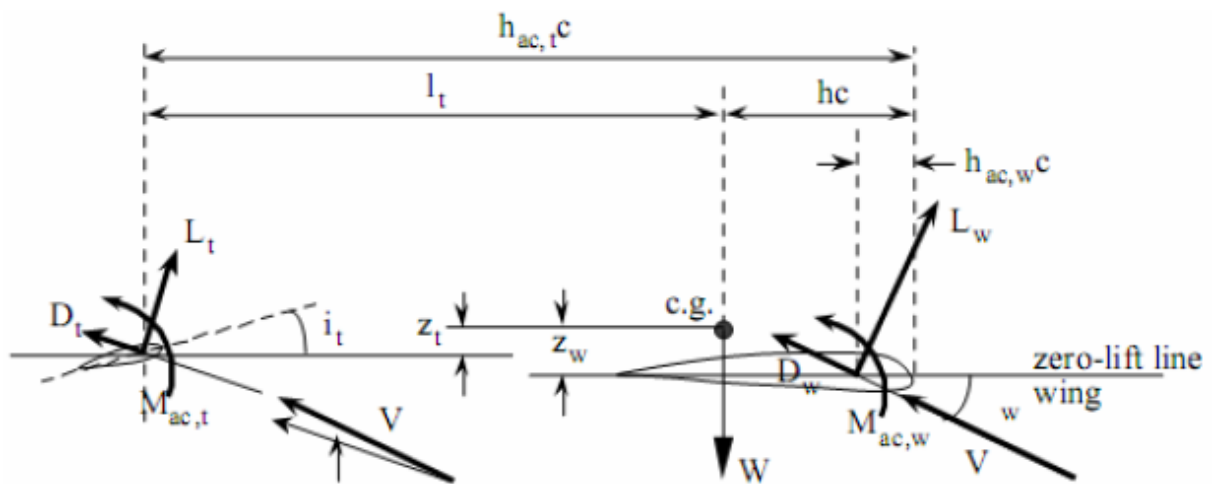


Figura 4.15: Forças e Momentos aplicados em uma configuração Wing-Cauda.

Para um voo nivelado deveremos ter

$$\sum F_z = W - (L_w \cos \alpha_w + D_w \sin \alpha_w) - [L_t (\cos \alpha_w - \varepsilon) + D_t \sin(\alpha_w - \varepsilon)] = 0 \quad (4.13)$$

e

$$\begin{aligned} \sum M_y = & M_{ac,w} + (L_w \cos \alpha_w + D_w \sin \alpha_w)(hc - h_{ac,w}c) + (L_w \sin \alpha_w - D_w \cos \alpha_w)z_w \\ & + M_{ac,t} - [L_t \cos(\alpha_w - \varepsilon) + D_t \sin(\alpha_w - \varepsilon)]l_t + [L_t \sin(\alpha_w - \varepsilon) - D_t \cos(\alpha_w - \varepsilon)]z_t \\ = & 0 \end{aligned} \quad (4.14)$$

Como desejamos equilibrar a aeronave para um ângulo de ataque de 0° , podemos adotar as seguintes simplificações:

$\varepsilon = 0$ (desconsiderando o ângulo de *downwash* na empenagem horizontal)

$h_{ac,w} = h_c$ (C.G alinhado com o C.A)

$\alpha_w = 0$

Resultando em:

$$\sum F_z = W - L_w - L_t = 0 \quad (4.15)$$

Sendo:

$$W = 20 \times 9,81 = 196,2N$$

$$q = \frac{\rho \cdot (V_c^2)}{2}; V_c = 15,5m/s [adotado]; \rho = 1,2kg/m^3$$

$$L_w = q S_w C_{L_w} = \frac{1,2 \cdot (15,5^2)}{2} \cdot 1,5 \cdot 1,1 = 234,84N$$

$$L_t = q S_t C_{L_t} = \frac{1,2 \cdot (15,5^2)}{2} \cdot 0,27 \cdot (-0,9) = -35,03N$$

$$\sum F_z = 196,2 - 234,84 + 35,03 = -3,61N = -0,368Kgf$$

Observe que CL_t é negativo devido a utilização de perfil invertido. Verifica-se ainda o uso do sistema de coordenadas conforme a Figura 4.2 (Os sentidos mostrados são positivos). O somatório não foi anulado, porém V_c (velocidade de cruzeiro) depende do empuxo desenvolvido pelo Motor/Hélice, e este valor poderia ser ajustado facilmente. Adotando as simplificações anteriores e desprezando o momento gerado pelas forças de arrasto no somatório de momentos, teríamos:

$$\sum M_y = M_{ac,w} + M_{ac,t} - L_t l_t = 0 \quad (4.16)$$

Onde:

$M_{ac,w}$ = Momento gerado pela asa ao redor de seu C.A

$M_{ac,t}$ = Momento gerado pela empenagem horizontal ao redor de seu C.A,

L_t = Sustentação da empenagem horizontal

l_t = Braço do momento gerado pela sustentação da empenagem horizontal

Então:

$$M_{ac,w} = q S_w \bar{c}_w C_{M_{ac,w}} = \frac{1,2 \cdot 1,5 \cdot (15,5^2)}{2} \cdot 0,495 \cdot (-0,3) = -32,1 N.m$$

$$M_{ac,t} = q S_t \bar{c}_t C_{M_{ac,t}} = \frac{1,2 \cdot 0,27 \cdot (15,5^2)}{2} \cdot 0,3 \cdot (0,2) = 2,33 N.m$$

$$L_t l_t = q S_t C_{L_t} l_t = \frac{1,2 \cdot 0,27 \cdot (15,5^2)}{2} \cdot 0,7 \cdot 1,1 = 29,969 N.m$$

$$\sum M_y = -32,1 + 2,33 + 29,969 = 0,199 N.m$$

Apesar de adotarmos $CL_t = -0,7$, este valor pode ser alterado devido a inclinação do *flap*, sendo assim a condição de momento nulo é facilmente alcançada.

CAPÍTULO 5 – SIMULAÇÃO SIMPLIFICADA DE DECOLAGEM

A Simulação de decolagem apresentada nesse capítulo considera somente os efeitos de sustentação e arrasto da asa do avião, desconsiderando os demais componentes como: fuselagem, profundor, leme, trem de pouso, cauda. A asa por ser o componente mais importante no efeito de sustentação e arrasto merece mais enfoque, os outros componentes serão tratados no Capítulo 6.

O sistema de coordenadas local será adotado nas simulações, conforme a figura abaixo, mas com sentido positivo de z para baixo.

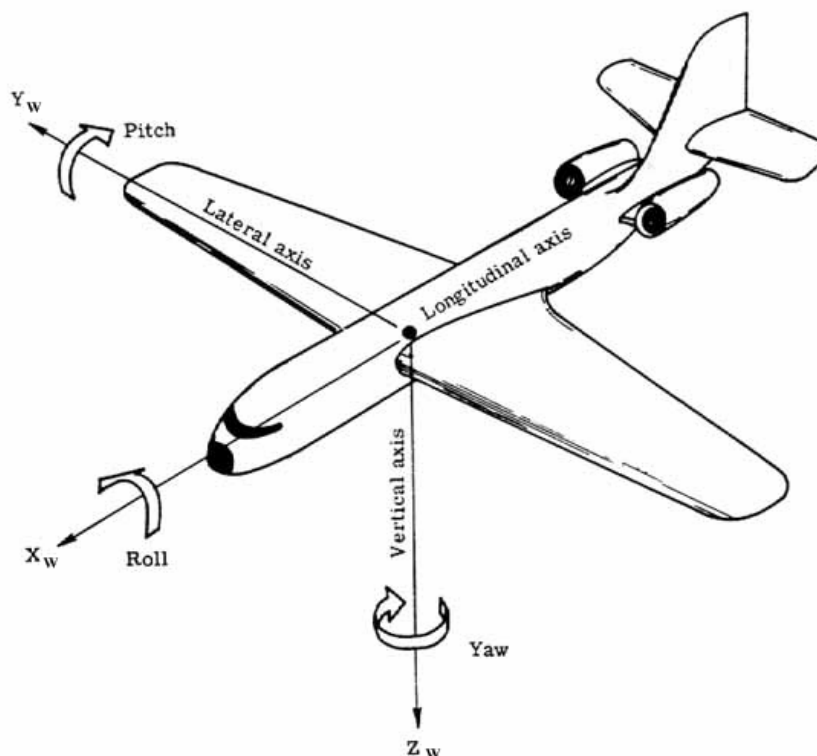


Figura 5.1: Sistema de coordenadas local do Avião.

5.1 COMPONENTES DA SIMULAÇÃO

5.1.1 Bloco 6 DoF

O Bloco 6DoF simula um corpo rígido com 6 graus de liberdade. Pode-se dizer que este é o principal componente da simulação, pois características como o tensor de inércia, massa, condições iniciais de posição, velocidade e orientação inicial dos ângulos de Euler, são fornecidos como parâmetros. O Bloco 6Dof possui como padrão o eixo z positivo para baixo. As saídas deste bloco realimentam o sistema que faz as entradas mudarem constantemente, tornando a simulação um sistema dinâmico.

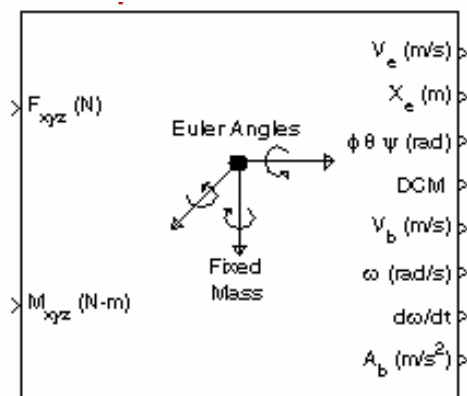


Figura 5.2: Bloco 6DoF com suas entradas e saídas

Como foi visto no Capítulo 2, as equações que descrevem o modelo, estão inseridas nesse Bloco, com poucas modificações, assim a Simulação utilizando um Software comercial deixa de ser uma “caixa preta”.

Block Parameters: 6DoF (Euler Angles)

6DoF EoM (Body Axis) (mask) (link)

Integrate the six-degrees-of-freedom equations of motion using an Euler angle representation for the orientation of the body in space.

Parameters

Units:

Mass type:

Representation:

Initial position in inertial axes [X_e, Y_e, Z_e]:

Initial velocity in body axes [U, v, w]:

Initial Euler orientation [roll, pitch, yaw]:

Initial body rotation rates [p, q, r]:

Initial mass:

Inertia:

OK Cancel Help Apply

Figura 5.3: Configuração dos parâmetros do bloco 6DoF.

5.1.2 Bloco MUX

O Bloco MUX combina suas entradas em uma única saída. Uma entrada pode ser um escalar, vetor, ou sinal matricial. Dependendo de suas entradas, as saídas de um vetor de um bloco MUX pode ser um sinal composto, ou seja, um sinal que contém simultaneamente matriz e elementos vetoriais. Caso a totalidade de entradas de um MUX sejam vetores, a saída é um vetor. Um vetor do tipo, uma linha e uma coluna é um escalar (um elemento-vetor). Um escalar especifica o número de entradas para o bloco MUX. Quando este formato é utilizado, o bloco aceita quaisquer sinais de dimensionalidade. Simulink atribui o nome `signalN` para cada entrada, onde `N` é o número de porta de entrada. O comprimento do vetor especifica o número de entradas. Cada elemento especifica a dimensionalidade da entrada correspondente. Um valor positivo indica que a porta correspondente pode aceitar que só vetores daquele tamanho. Por exemplo, `[2 3]` especifica duas portas de entrada dos tamanhos 2 e 3, respectivamente. Se o tamanho de um sinal de entrada não corresponder ao tamanho esperado, Simulink exibe uma mensagem de erro. Um valor de -1 especifica que a porta correspondente pode aceitar vetores ou matrizes de qualquer dimensão. O comprimento da matriz celular da célula matriz especifica o número de entradas. O valor de cada célula especifica as dimensões da entrada correspondente. Um valor escalar `N` especifica um vetor de tamanho `N`. Um valor de vetor `[MN]` especifica uma matriz $M \times N$.



Figura 5.4: Bloco MUX.

5.1.3 Bloco DEMUX

O bloco Demux extrai os componentes de um sinal de entrada e saídas dos componentes separados como sinais. O bloco aceita qualquer vetor. O número de saídas parâmetro permite especificar o número e, opcionalmente, as dimensões de cada porta de saída. Se você não especificar a dimensionalidade dos resultados, o bloco determina a dimensionalidade das saídas para você. O bloco Demux opera tanto no vetor bus ou modo seleção, dependendo se você selecionou o modo de seleção Bus parâmetro. Os dois modos diferem nos tipos de sinais eles aceitam. Vector modo aceita apenas um sinal do tipo vetor, ou seja, quer um escalar (um elemento-array), vetor (1-D array), ou uma coluna ou linha vetor (uma linha ou uma coluna 2-D array). Modo de seleção bus só aceita a saída de um ou outro bloco MUX Demux bloco. O parâmetro Number of outputs do Bloco Demux, determina o número e a dimensão das saídas do bloco, dependendo do modo em que opera o bloco.



Figura 5.5: Bloco DEMUX.

5.1.3 Bloco SCOPE

O Bloco SCOPE exibe a sua entrada em função do tempo de simulação. O Bloco SCOPE pode exibir vários eixos; todos os eixos comuns têm um intervalo de tempo com os eixos das abscissas independentes entre si. O SCOPE permite-lhe ajustar a quantidade de tempo e da gama de valores de entrada exibida. Pode-se mover e redimensionar a janela SCOPE.

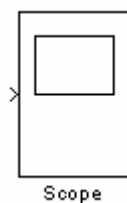


Figura 5.6: Bloco SCOPE.

5.1.4 Bloco SUM

O Bloco Sum realiza adição ou subtração de suas entradas. Este bloco pode adicionar ou subtrair escalar, vetor, ou matriz. Ele também pode recolher os elementos de uma única entrada de vetor

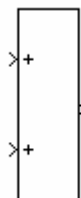


Figura 5.7: Bloco SUM.

5.1.5 Subsistema Ambiente

O Subsistema Ambiente simula o ambiente onde o avião voa, o bloco de gravidade é alimentado continuamente durante a simulação por dados de altura e latitude (40° latitude aproximada de Vitória). O bloco ISA é também alimentado continuamente por dados de altura. A entrada X_e nada mais é que um vetor tridimensional que carrega as coordenadas da posição do avião em relação ao referencial Inercial, passando o sinal X_e , pelo Bloco Demux retira-se somente a coordenada “z” do vetor X_e que alimenta a altura “h”.

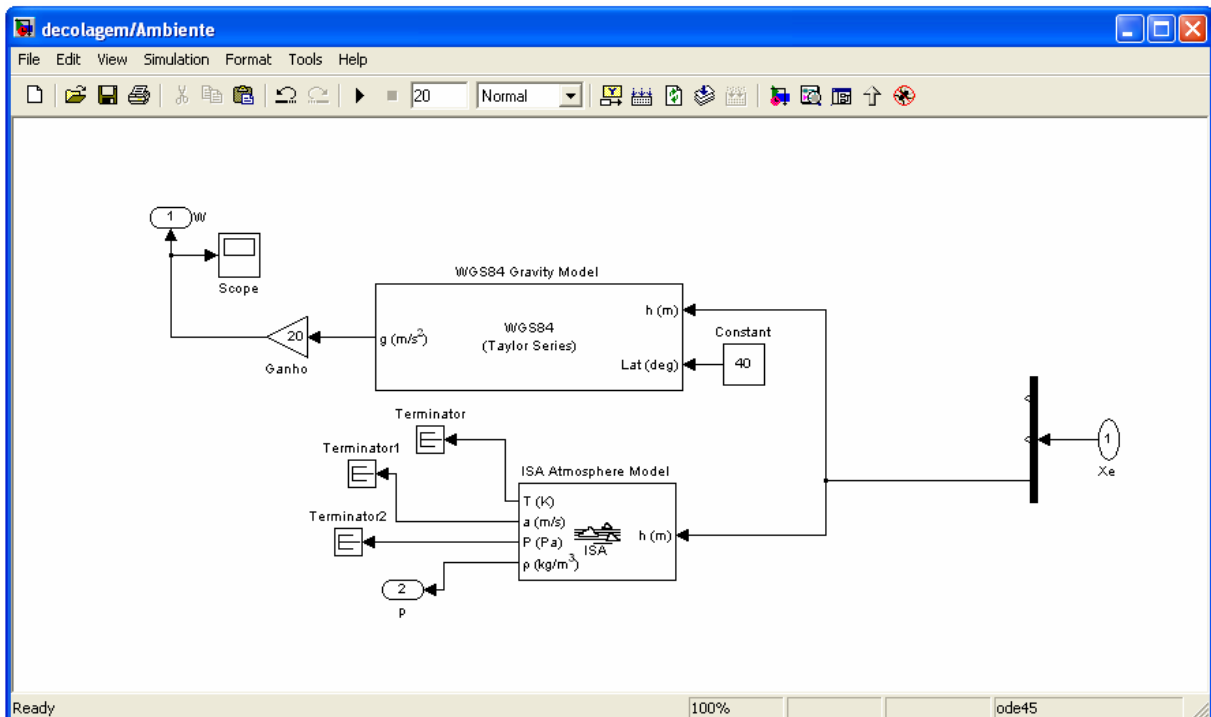


Figura 5.8: Subsistema Ambiente.

As saídas desse subsistema são o Peso (W), que sofre depois de sair do WGS84 um ganho de 20 ($W = mg$) e ρ que é a densidade do ar que se altera de acordo a altura.

5.1.5.1 Bloco GAIN

O Bloco GAIN multiplica as entradas por um valor constante (ganho). A entrada do Bloco GAIN pode ser um escalar, vetor ou matriz.

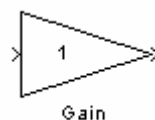


Figura 5.9: Bloco GAIN.

5.1.5.2 Bloco TERMINATOR

O Bloco TERMINATOR pode ser usado para “tampar” blocos cuja saída portos não estão ligados a outros blocos. Se executada uma simulação que tenha blocos com portas de saída desconexas, Simulink emite mensagens de alerta.

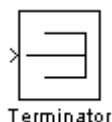


Figura 5.10: Bloco TERMINATOR.

5.1.5.2 Bloco WGS84

O Bloco WGS84 simula um elipsóide de referência de origem geocêntrica utilizado pelo GNSS do DoD (Departamento de Defesa dos Estados Unidos da América ou DoD de Department of Defense), o Sistema de Posicionamento Global - (GPS). O blockset WGS-84 usa o padrão do modelo Geoidal para a Terra. O bloco permite alterar o comprimento do eixo equatorial, o achatamento, e a taxa de rotação. Pode-se representar o movimento de uma nave espacial em relação a qualquer corpo celeste que está bem aproximado por um esferóide achatado nos pólos, alterando o tamanho do esferóide, achatamento, e taxa de rotatividade.

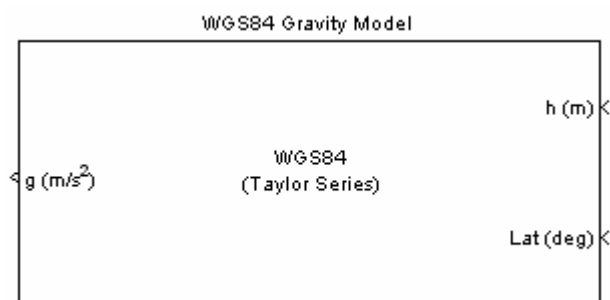


Figura 5.11: Bloco WGS84.

5.1.5.3 Bloco ISA ATMOSPHERE MODEL

O bloco ISA Atmosphere Model é uma aproximação da Atmosfera internacional padrão (ISA). Este bloco é composto por dois conjuntos de equações. Um conjunto de equações é utilizado para modelar a região da troposfera, e o outro conjunto de equações é utilizado para o modelo da região da baixa estratosfera. A região da troposfera situa-se entre o nível do mar e 11000 metros (36089 pés). O modelo ISA assume uma queda linear de temperatura com o aumento da altitude na troposfera. A baixa estratosfera, região que varia entre os 11000 metros (36089 pés) e 20000 metros (65617 pés). O modelo ISA de estratosfera considera que a temperatura se mantém constante na região da baixa estratosfera.

Pressupostos e Limitações:

Altitude geopotencial abaixo da de 0 km, e acima da altitude geopotencial de 20 km, os valores de temperatura e pressão não são calculados. A densidade e a velocidade do som são calculadas através de uma equação de gás perfeito.

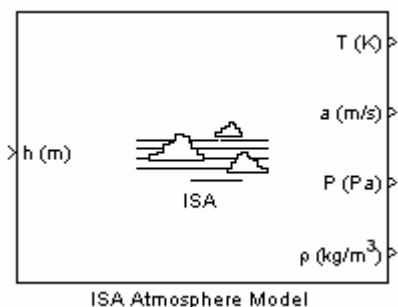


Figura 5.12: Bloco Atmosphere Model.

5.2 SIMULAÇÃO DE DECOLAGEM COM AÇÃO DAS FORÇAS HORIZONTAIS

Considere um avião em pé sem se mexer, no final de uma pista, na posição 0(zero) como mostra a Figura 5.13. O piloto libera os freios e imprime potência máxima na decolagem, então o avião acelera na pista.

Aplicando um balanço de forças no D.C.L conforme Figura 5.13 temos:

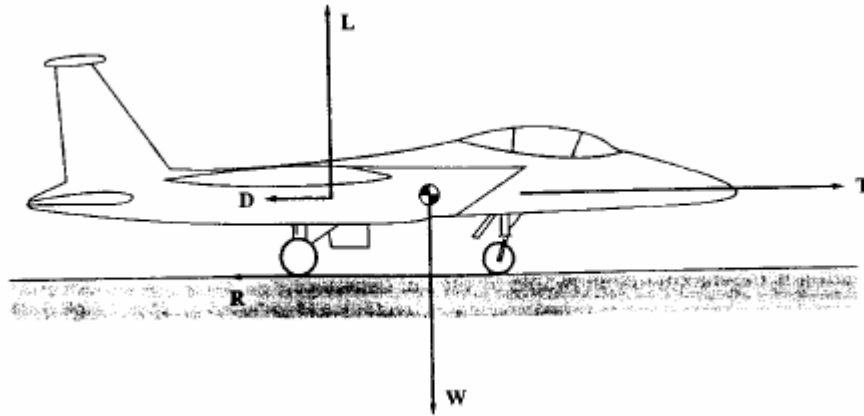


Figura 5.13: Forças agindo sobre o avião na decolagem e aterrissagem

$$m \ddot{x} = T - D - \mu_r (W - L) \quad (5.1)$$

m – massa do avião (kg)

T – empuxo do motor

D – arrasto aerodinâmico

μ_r – coeficiente de atrito entre a roda do avião e o chão

W – peso do avião

L – força de sustentação do avião

Modelando a equação 5.1, no Simulink e utilizando somente o lado direito da igualdade, alimentamos a primeira porta do Bloco 6Dof (porta F_{xyz}). Inserindo a massa da Aeronave e o tensor de Inércia, (calculado em Software CAD) no Bloco de parâmetros do "6Dof a Simulação pode ser feita.

$$I = \begin{bmatrix} 17.866 & 0 & 0 \\ 0 & 42.2123 & 0 \\ 0 & 0 & 32.9311 \end{bmatrix}$$

Figura 5.14: Tensor de Inércia do Avião

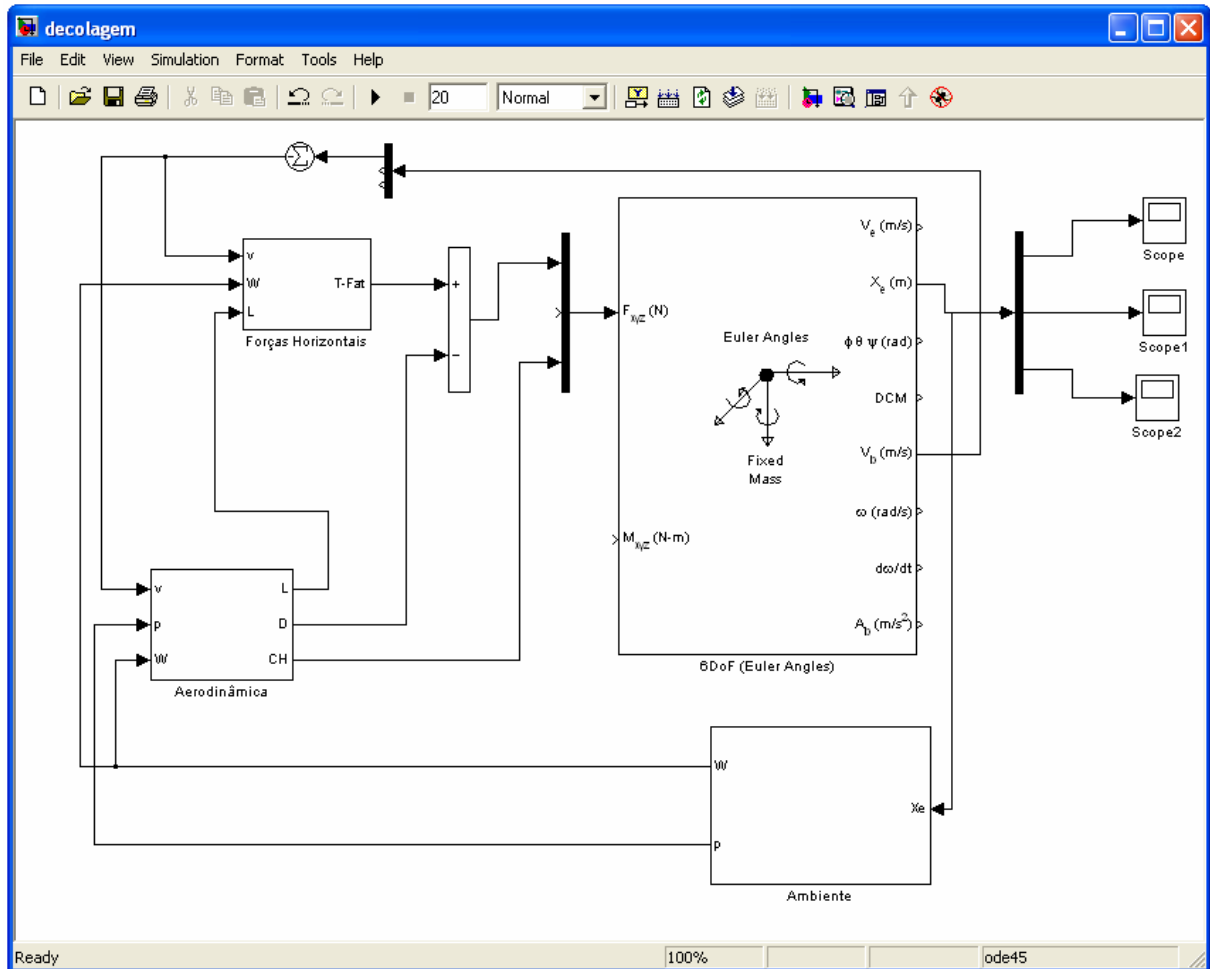


Figura 5.15: Visão geral do modelo de Decolagem

5.2.1 Curva de Empuxo do Motor

A curva de potência do motor foi feita com os dados da Hélice 14x4 (Hélice selecionada para o avião) da tabela 4.5. Plotando os dados, temos um polinômio de Velocidade x Empuxo:

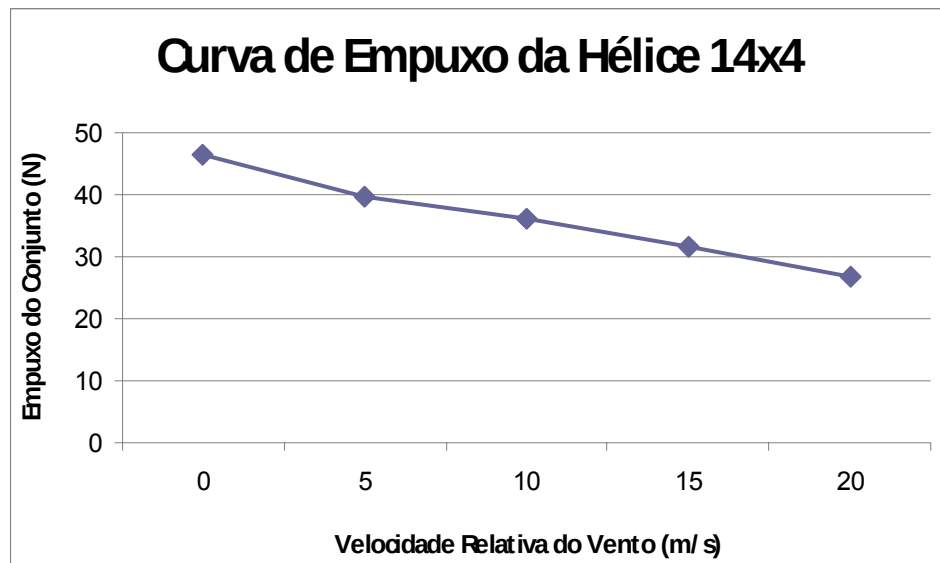


Figura 5.16: Gráfico de Velocidade x Empuxo.

Para encontrar a forma analítica do polinômio da Figura 5.16, foi utilizado um algoritmo que utiliza o método de Lagrange, para achar os coeficientes de um polinômio. Os dados de velocidade e empuxo foram inseridos no MatLab como dois vetores x e y , respectivamente. Os vetores x , y são inseridos como parâmetros de entrada na função `polygrange`, que tem como saída os coeficientes do polinômio formado pelo gráfico de Velocidade x Empuxo.

Função .m utilizada:

```
Function C=polygrange(x,y)
```

```
%A partir de um vetor x e um vetor y, esta função retorna os coeficientes  
%do Polinômio Interpolador de Lagrange.
```

```
n=length(x);  
L=zeros(n,n);  
for k=1:n;  
    V=1;  
    for i=1:n  
        if i~=k  
            V=conv(V,poly(x(i)));
```



```

        V=V/(x(k)-x(i));
    end
end
L(k,:)=V;
end
C=y*L;

```

Chamando a função polygrange com esses valores de entrada, obtemos os seguintes coeficientes:

(-0.0000; 0.0018; -0.0658; 0.0109; 46.3)

Logo a curva de Empuxo:

$$T = 0.0018 \cdot V^3 - 0.0658 \cdot V^2 + 0.0109 \cdot V + 46.3 \quad (5.2)$$

A equação 5.2, é inserida no Bloco Empuxo, que esta dentro do Subsistema Forças Horizontais, clicando duas vezes nesse Subsistema, obtemos:

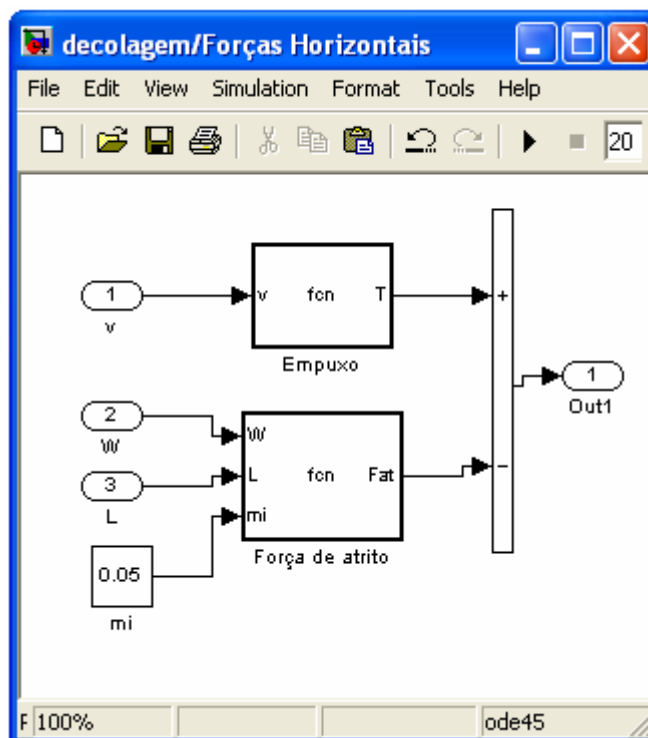
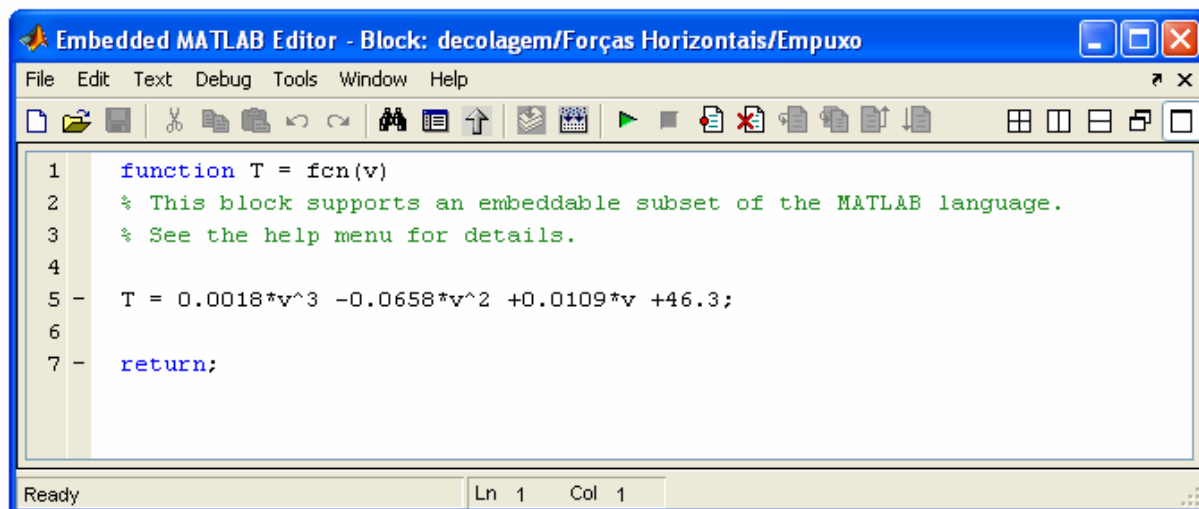


Figura 5.17: Esquema do Subsistema Forças Horizontais.

Clicando duas vezes no Bloco Empuxo, vemos a equação 5.2, como saída:



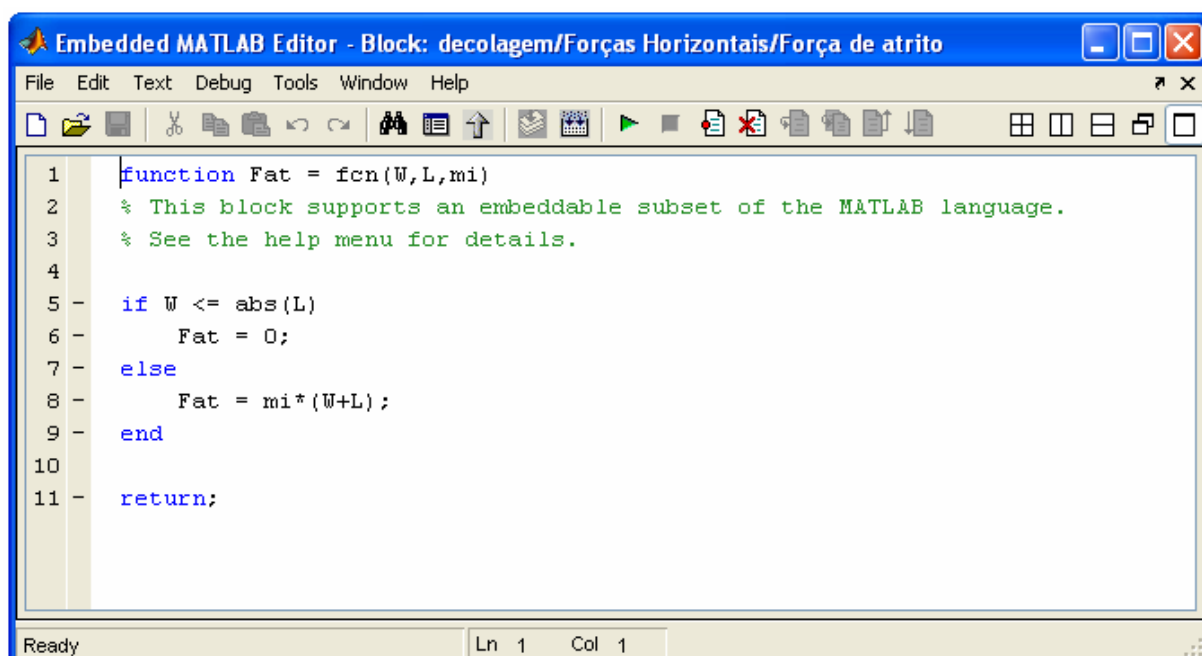
```

1  function T = fcn(v)
2  % This block supports an embeddable subset of the MATLAB language.
3  % See the help menu for details.
4
5  - T = 0.0018*v^3 -0.0658*v^2 +0.0109*v +46.3;
6
7  - return;

```

Figura 5.18: Equação 5.2 no Bloco Empuxo.

Clicando duas vezes no Bloco Força de atrito, visualizamos a equação da força de atrito e sua restrição enquanto o avião não levanta vôo:



```

1  function Fat = fcn(W,L,mi)
2  % This block supports an embeddable subset of the MATLAB language.
3  % See the help menu for details.
4
5  - if W <= abs(L)
6  -     Fat = 0;
7  - else
8  -     Fat = mi*(W+L);
9  - end
10
11 - return;

```

Figura 5.19: Bloco Força de Atrito.

Note que, pelo fato de estar sendo o sentido positivo para baixo, L possui valor negativo, portanto usa-se a função “abs”, que retorna o módulo de L.

5.2.1 Subsistema Aerodinâmica

Clicando duas vezes no Subsistema Aerodinâmica, vemos:

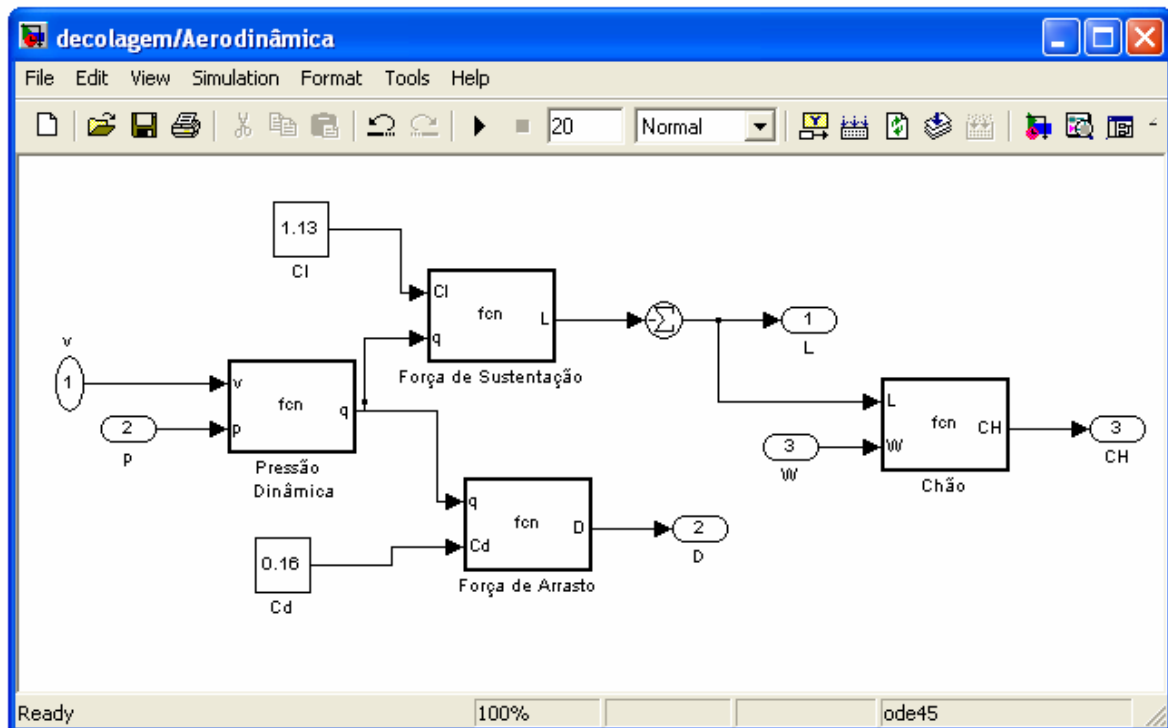


Figura 5.20: Esquema do Subsistema Aerodinâmica.

Segundo Fox [3], o coeficiente de arrasto é dado pela formula:

$$C_d = C_{d_0} + \frac{C_l^2}{\pi e A r} \quad (5.3)$$

Substituindo os valores da tabela 4.2:

$C_d = 0.16$, como se vê na figura 5.20.

5.2.1.1 Bloco Pressão Aerodinâmica

A Pressão Aerodinâmica é dada pela formula:

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2$$

ρ - densidade do ar (kg/m³)

V - velocidade do ar (m/s)

A densidade do ar é alimentada pelo Bloco ISA, que varia a densidade do ar conforme altura. A velocidade é alimentada pela saída V_b , do bloco 6 DoF, que é a velocidade da aeronave em relação ao referencial local. A saída V_b passa pelo bloco Demux, que extrai o componente x do vetor V_b , para depois realimentar os demais blocos, conforme a figura 5.21.

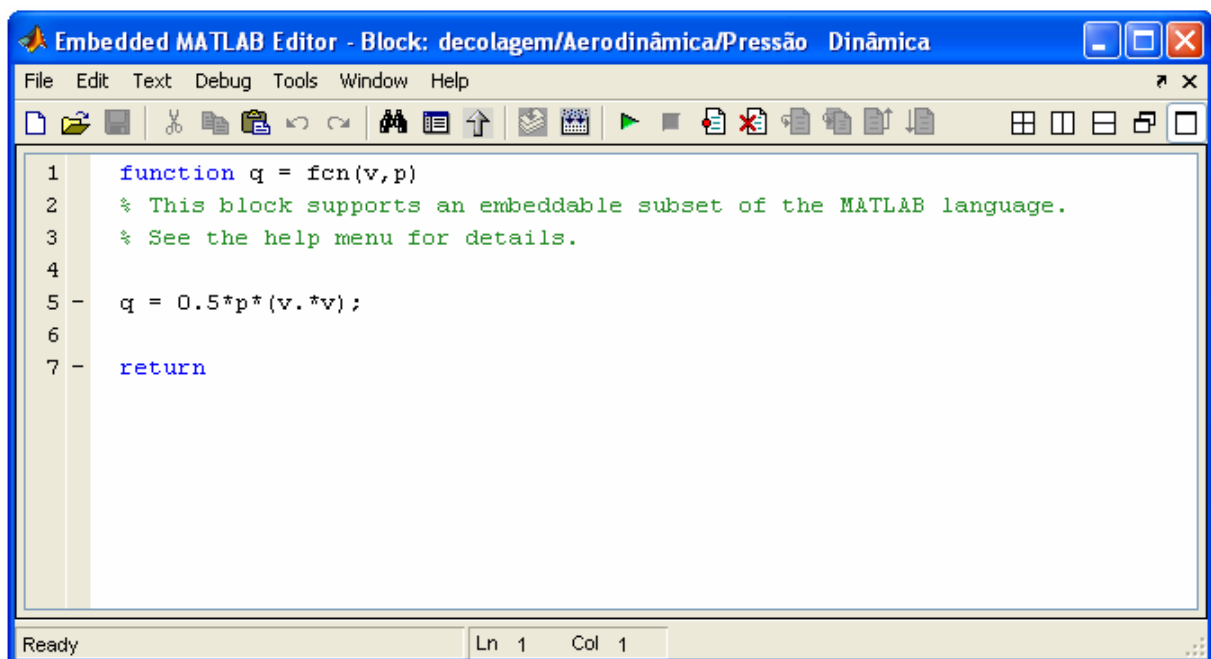


Figura 5.21: Bloco de Pressão Dinâmica.

5.2.1.2 Bloco Força de Sustentação

A força de Sustentação é dada pela fórmula:

$$L = q * s * Cl$$

q - pressão aerodinâmica

s – área da asa do avião em m²

Cl – coeficiente de sustentação

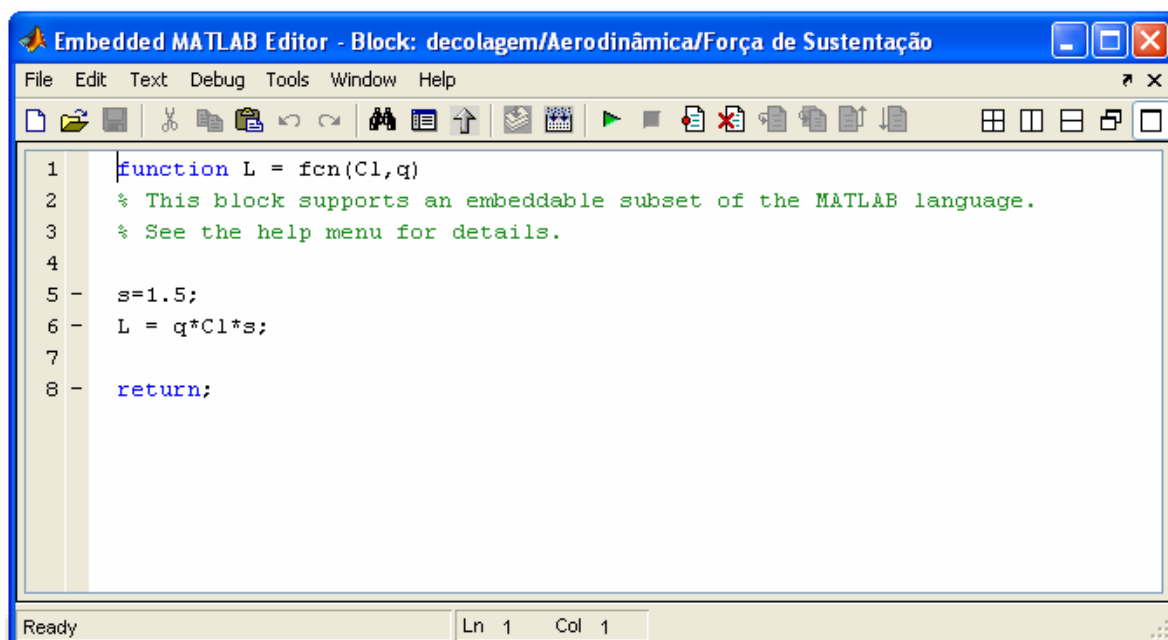


Figura 5.22: Bloco de Força de Sustentação.

5.2.1.3 Bloco Força de Arrasto

$$D = q * s * Cd$$

q – pressão aerodinâmica

s – área da asa do avião em m²

Cd – Coeficiente de arrasto

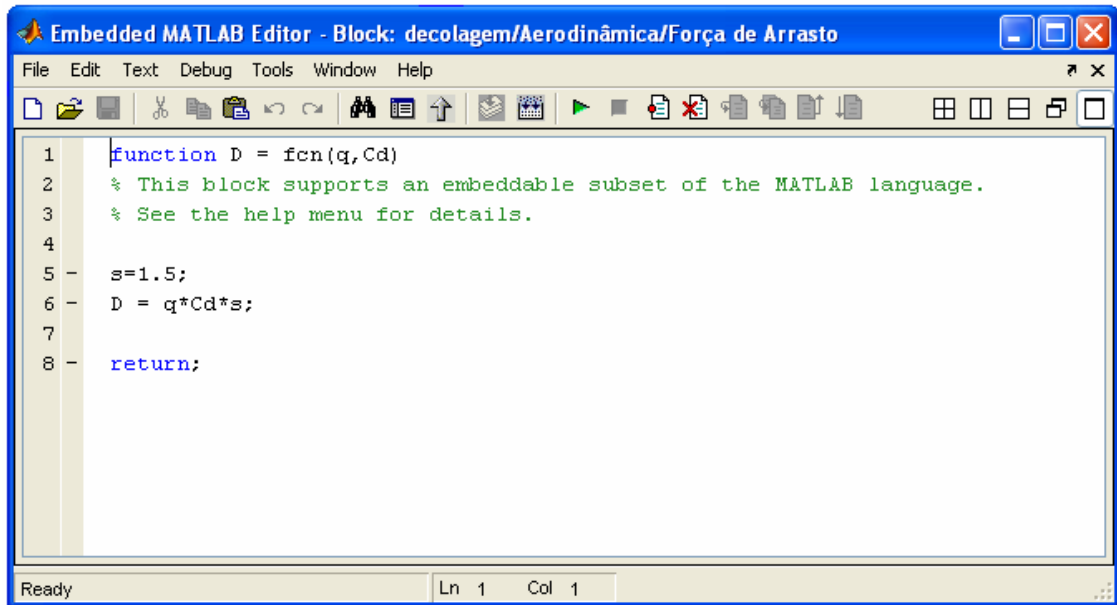


Figura 5.23: Bloco Força de Arrasto.

5.2.1.4 Bloco Chão

Esse Bloco simula o chão durante a decolagem. Se não houvesse esse bloco a aeronave desceria nos primeiros instantes, pois a força peso(W) é maior no início da simulação do que a força de sustentação, o que na verdade faz todo o sentido, se na hipótese do avião perder sustentação durante o voo e ela se torna menor que o peso e então a aeronave desce.

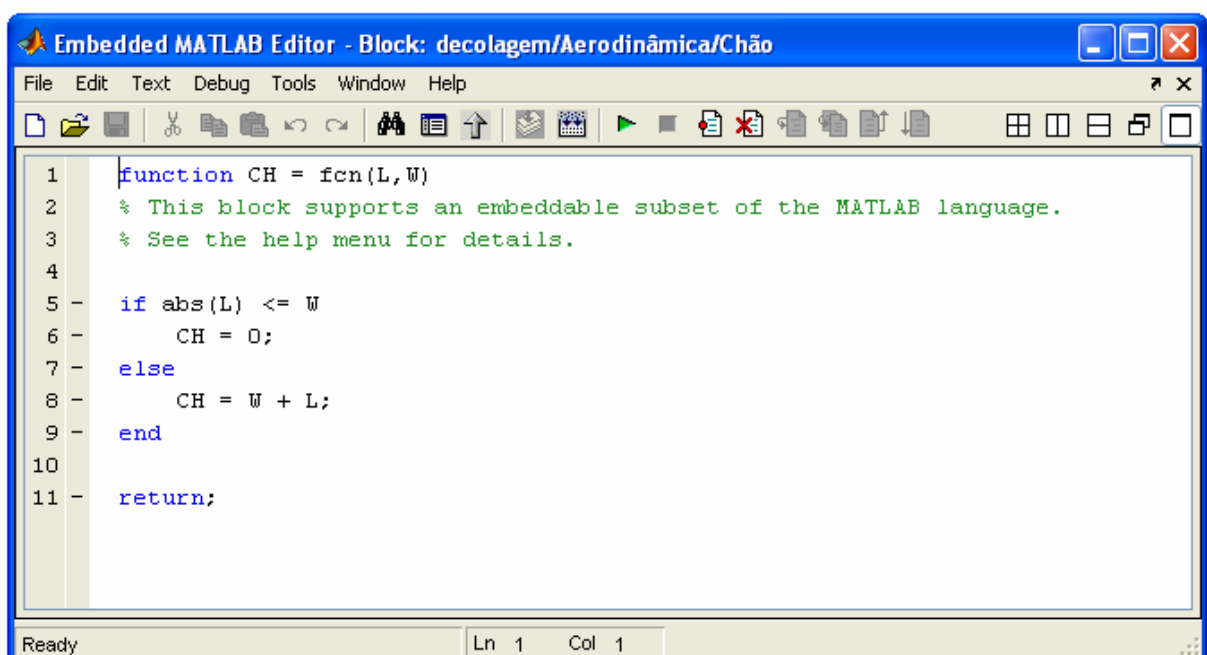


Figura 5.24: Bloco Chão.

5.2.2 Resultados da Simulação de Decolagem

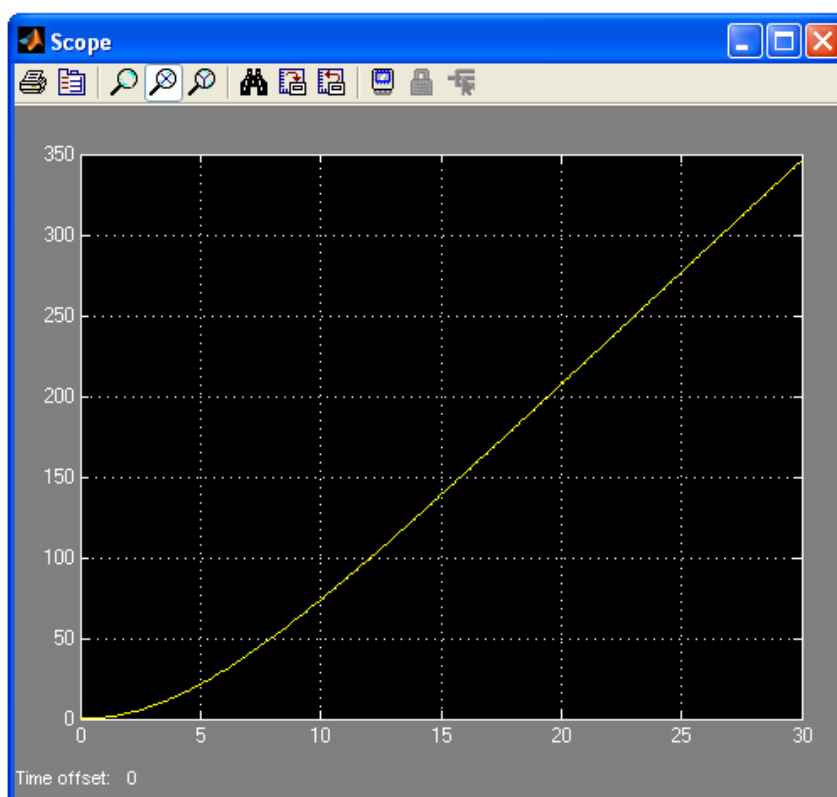


Figura 5.25: Trajetória em x da Aeronave.

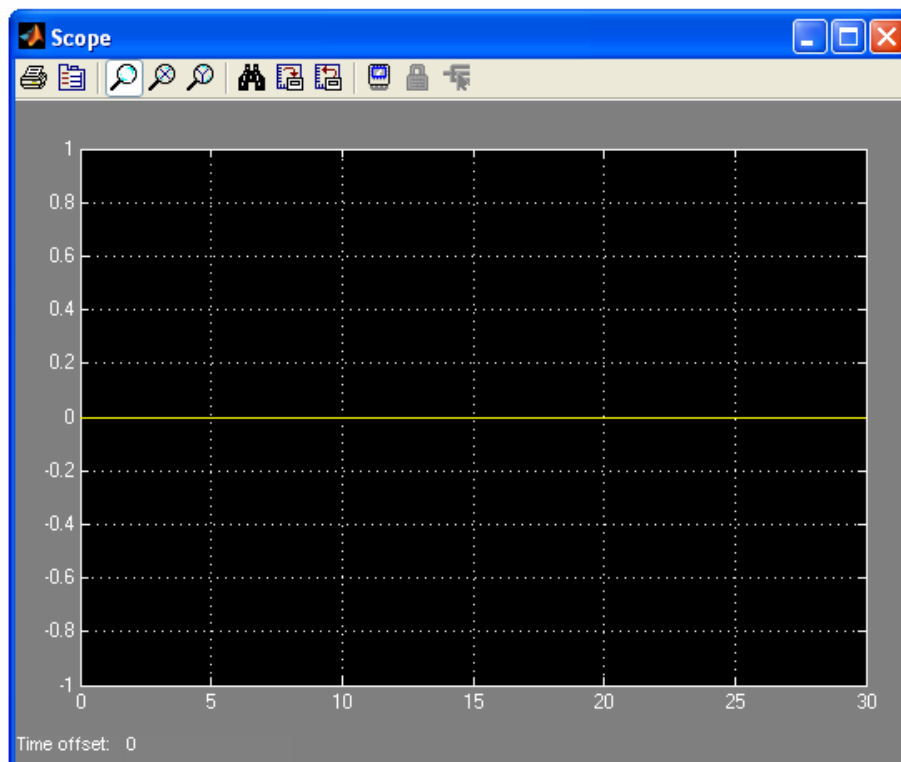


Figura 5.26: Trajetória em y da Aeronave.

Visualizando o resultado da trajetória em z, temos a impressão de que o avião está descendo, mas lembrando que o Bloco 6Dof usa o sentido positivo para baixo, o aeromodelo está na verdade subindo.

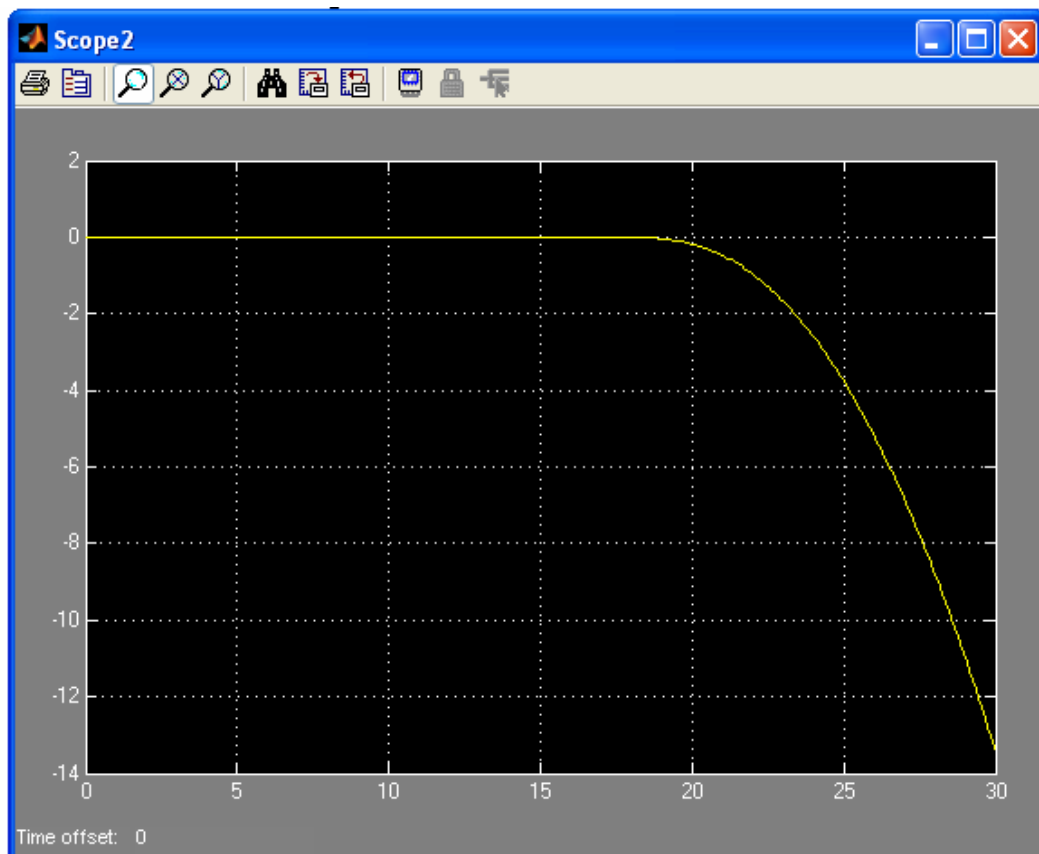


Figura 5.27: Trajetória em z da Aeronave.

5.2.2.1 Bloco SIMOUT

O Bloco SIMOUT escreve suas entradas na área de trabalho (Workspace) do MatLab. O bloco escreve a sua saída em um vetor ou estrutura que tem o nome indicado pelo Variable Name do Bloco de Parâmetros.

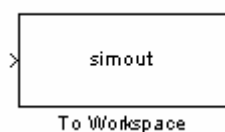


Figura 5.28: Bloco SIMOUT.

O parâmetro Limit data points to last, indica quantos pontos amostra pode salvar. Se a simulação de dados gera mais pontos do que o máximo especificado, a simulação guarda apenas as amostras mais recentemente geradas. Para capturar todos os dados, defina este valor para inf. A parâmetro Decimation permite-lhe gravar dados em cada enésima amostra, onde n é o tamanho. O parâmetro Decimation, 1, é o tamanho do passo. O parâmetro Sample Time permite especificar um intervalo de amostragem em que se podem recolher pontos. A opção Save format determina o formato de saída.

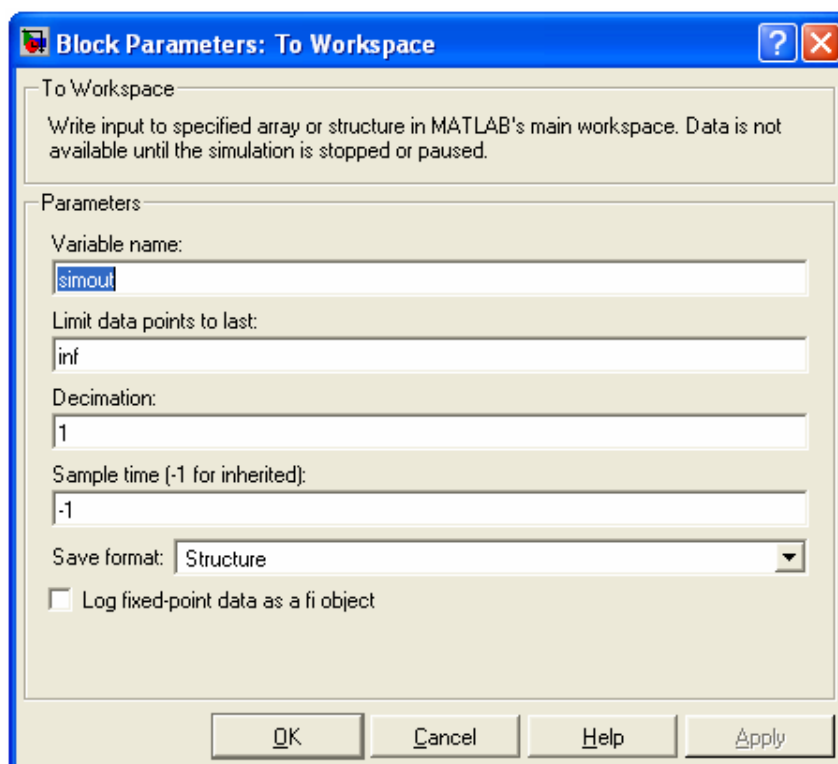


Figura 5.29: Parâmetros do Bloco SIMOUT.

5.2.2.2 Trajetória tridimensional da Simulação de Decolagem

Inserindo o Bloco SIMOUT na Simulação de Decolagem, conforme a figura:

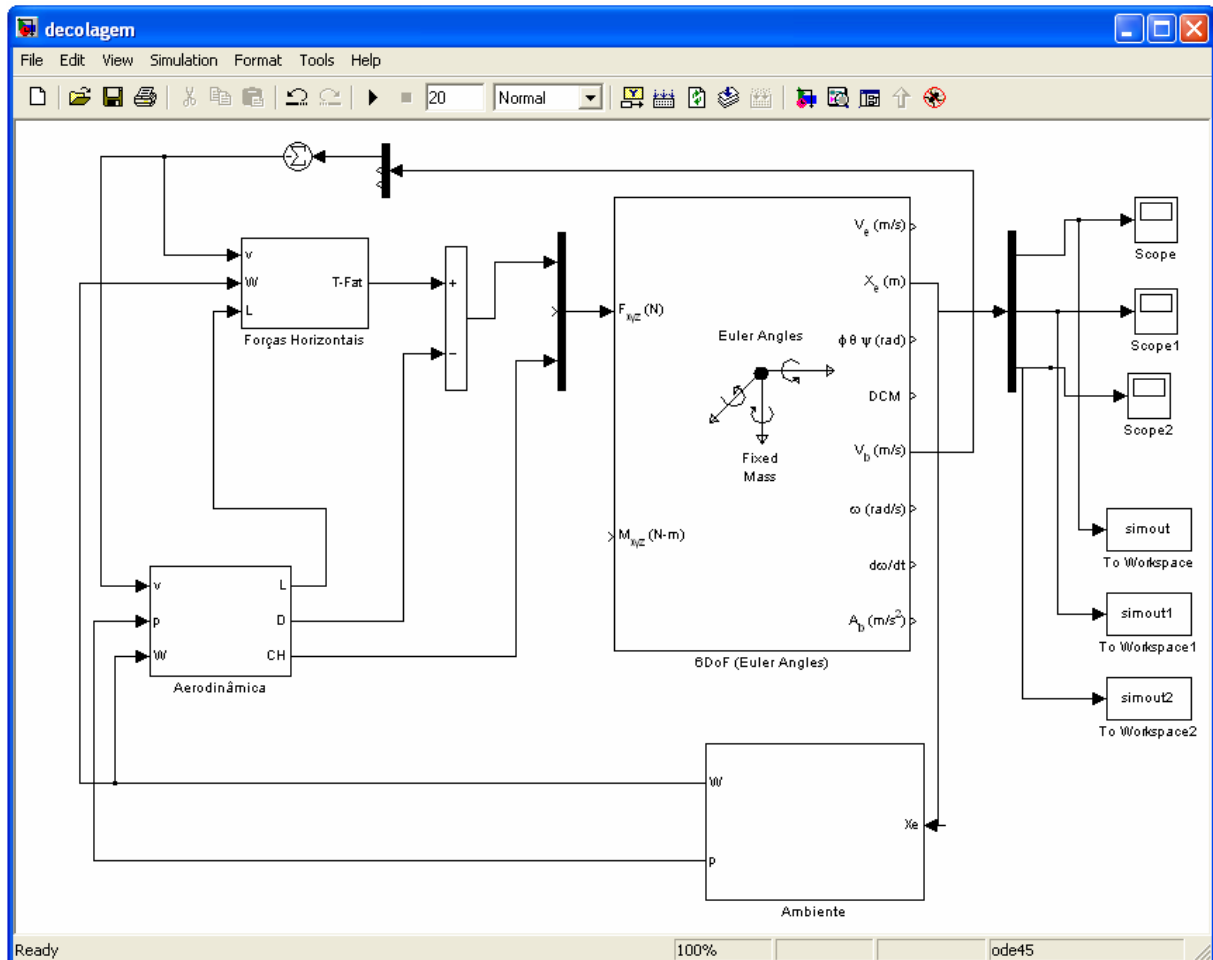


Figura 5.30: Visão geral do modelo de Decolagem com o Bloco SIMOUT

Os SIMOUT, SIMOUT1 e SIMOUT2 guardam os valores das coordenadas x , y , z da saída X_e , respectivamente. Usando o algoritmo abaixo, como uma função `.m`, chamada “trajetória”:

%Este algoritmo plota a trajetória da Aeronave nos três eixos.

```
x = simout.signals.values;
```

```
y = simout1.signals.values;
```

```
z = simout2.signals.values;
```

```
figure(1)
plot3(x,y,z)
grid on
title('Trajetoria')
```

Conseguimos visualizar a trajetória do Avião em três dimensões.

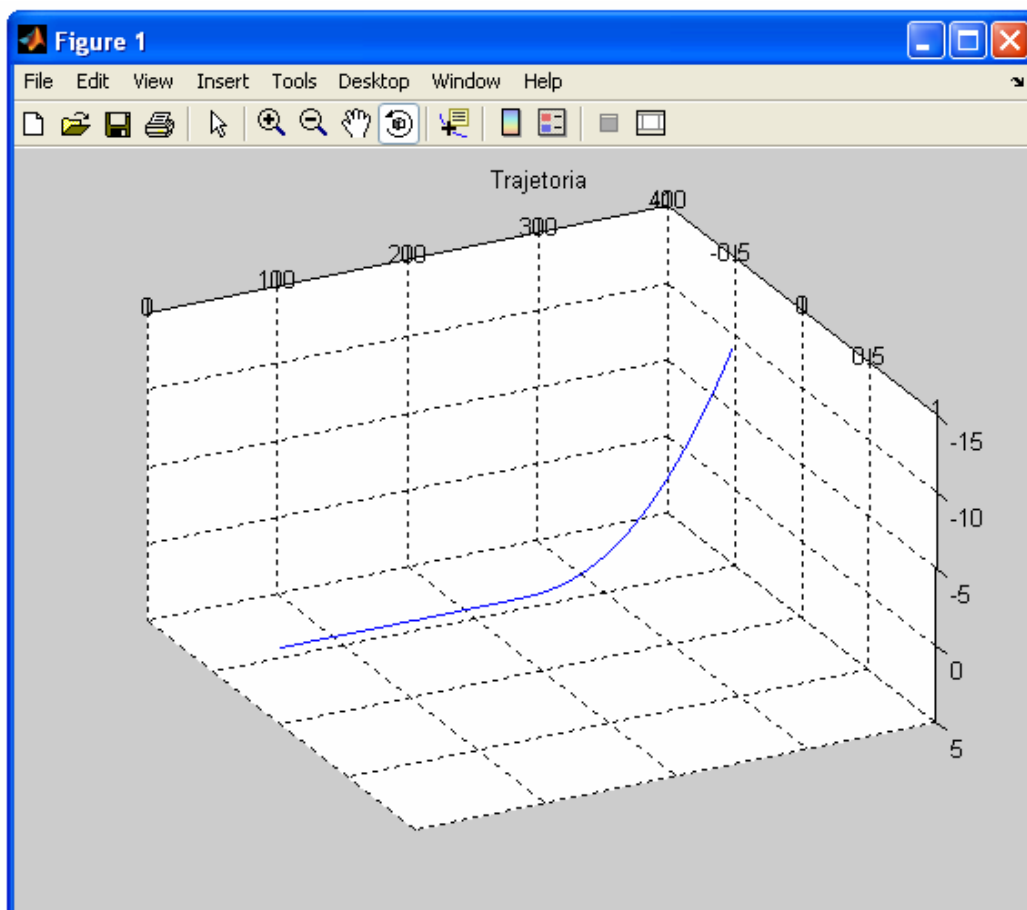


Figura 5.31: Trajetória tridimensional da Aeronave.

O MatLab não possui uma ferramenta, onde se pode selecionar o tipo de vista como nas ferramentas CAD, por isso a vista é girada até que se consiga visualizar razoavelmente o gráfico.

5.3 SIMULAÇÃO DE DECOLAGEM COM AÇÃO DE MOMENTOS

A próxima Simulação possui os efeitos dos momentos causados pelo Motor e a cauda da Aeronave em relação ao CG. Os componentes da Simulação anterior foram completamente mantidos nesse novo modelo, os itens acrescentados são descritos adiante.

5.3.1 Componentes da Simulação

5.3.1.1 Bloco 3x3 CROSS PRODUCT

O Bloco 3x3 CROSS PRODUCT calcula o produto vetorial entre dois vetores, A e B, gerando um terceiro vetor, C, em uma direção normal ao plano que contém A e B, e com magnitude igual ao produto dos comprimentos de A e B multiplicado pelo seno do ângulo entre eles. A direção de C obedece a regra da mão direita.

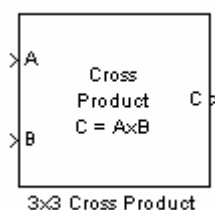


Figura 5.32: Bloco 3x3 CROSS PRODUCT

$$\begin{aligned}
 A &= a_1\mathbf{i} + a_2\mathbf{j} + a_3\mathbf{k} \\
 B &= b_1\mathbf{i} + b_2\mathbf{j} + b_3\mathbf{k} \\
 C = A \times B &= \begin{vmatrix} \mathbf{i} & \mathbf{j} & \mathbf{k} \\ a_1 & a_2 & a_3 \\ b_1 & b_2 & b_3 \end{vmatrix} \\
 &= (a_2b_3 - a_3b_2)\mathbf{i} + (a_3b_1 - a_1b_3)\mathbf{j} + (a_1b_2 - a_2b_1)\mathbf{k}
 \end{aligned}$$

Figura 5.33: Cálculo feito pelo Bloco 3x3 CROSS PRODUCT

5.3.1.2 Bloco CONSTANT

O Bloco CONSTANT já foi usado na Simulação anterior, como um valor constante (ou escalar) que multiplicava uma expressão ou um vetor. No calculo de Momento o Bloco CONSTANT tem como saída um vetor 3x1.

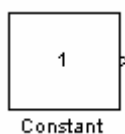


Figura 5.34: Bloco CONSTANT.

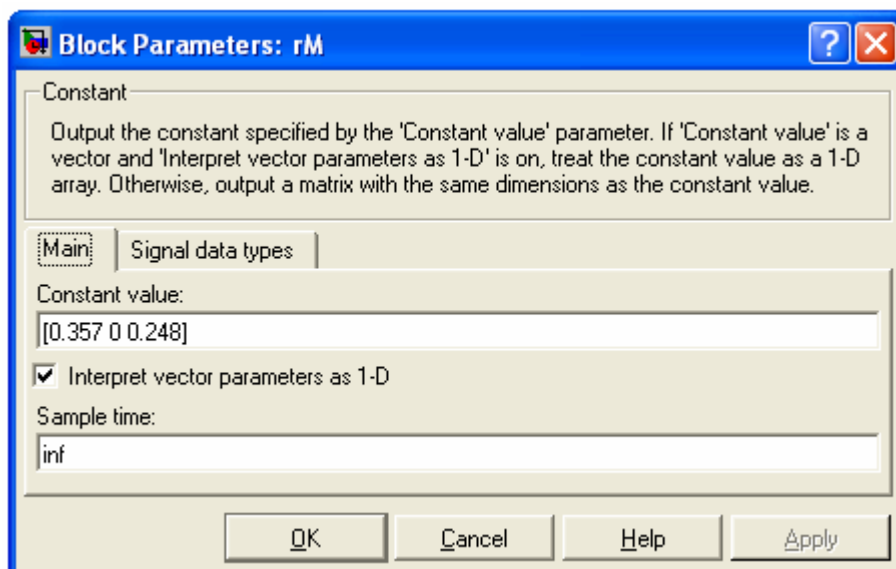


Figura 5.35: Vetor no Bloco CONSTANT.

5.3.1.3 Bloco PRODUCT

O Bloco PRODUCT multiplica os valores de entrada, quer sejam eles vetores ou escalares.

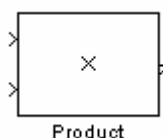


Figura 5.36: Bloco PRODUCT.

Momentos aplicados

Os Momentos aplicados a essa nova Simulação, são os causados pelo Motor do Avião e o conjunto de cauda, onde aqui, será chamado somente de cauda.

A massa do motor, bequilha e mais um pequeno lastro que foi colocado por um erro de projeto é de aproximadamente 2.697Kg e a posição da força peso em metros é dada em relação ao CG pelo vetor (0.357, 0, 0.255).

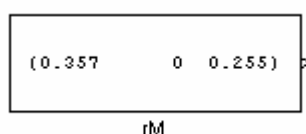


Figura 5.37: Posição do Momento do Motor em relação ao CG.

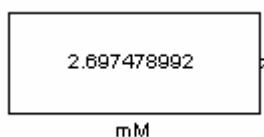


Figura 5.38: Massa do conjunto do Motor.

A massa do conjunto da cauda é de 0.900Kg e a posição da força peso em metros é dada em relação ao CG pelo vetor (-1.07, 0, 0.255).

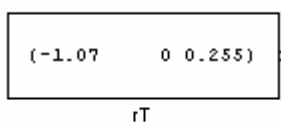


Figura 5.39: Posição do Momento da Cauda em relação ao CG.

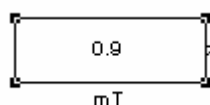


Figura 5.40: Massa da Cauda.

A aceleração gravitacional g , tornou-se nessa Simulação uma saída do Subsistema Ambiente, o que em simulações de longa duração e a grandes altitudes pode ter efeito significativo sobre o modelo, isto torna a modelagem mais completa e real. A modificação foi feita colocando um Bloco MUX na saída de g , tornando esse sinal um vetor 3x1, onde o valor de g é a coordenada z desse vetor.

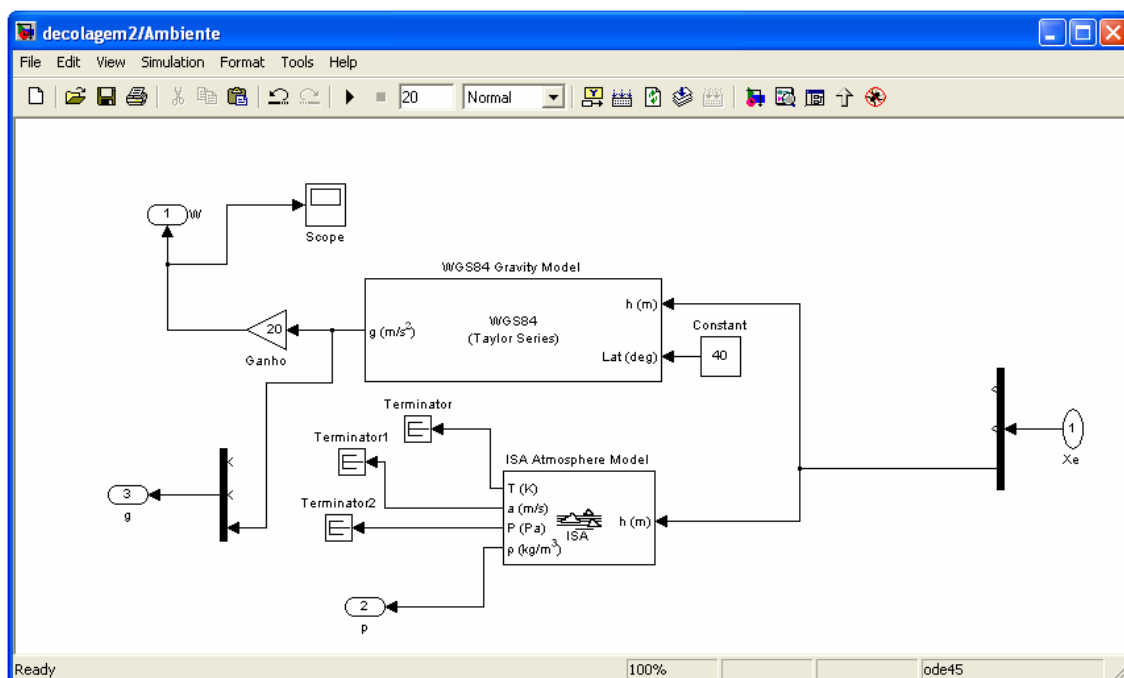


Figura 5.41: Modificação feita no Subsistema Ambiente.

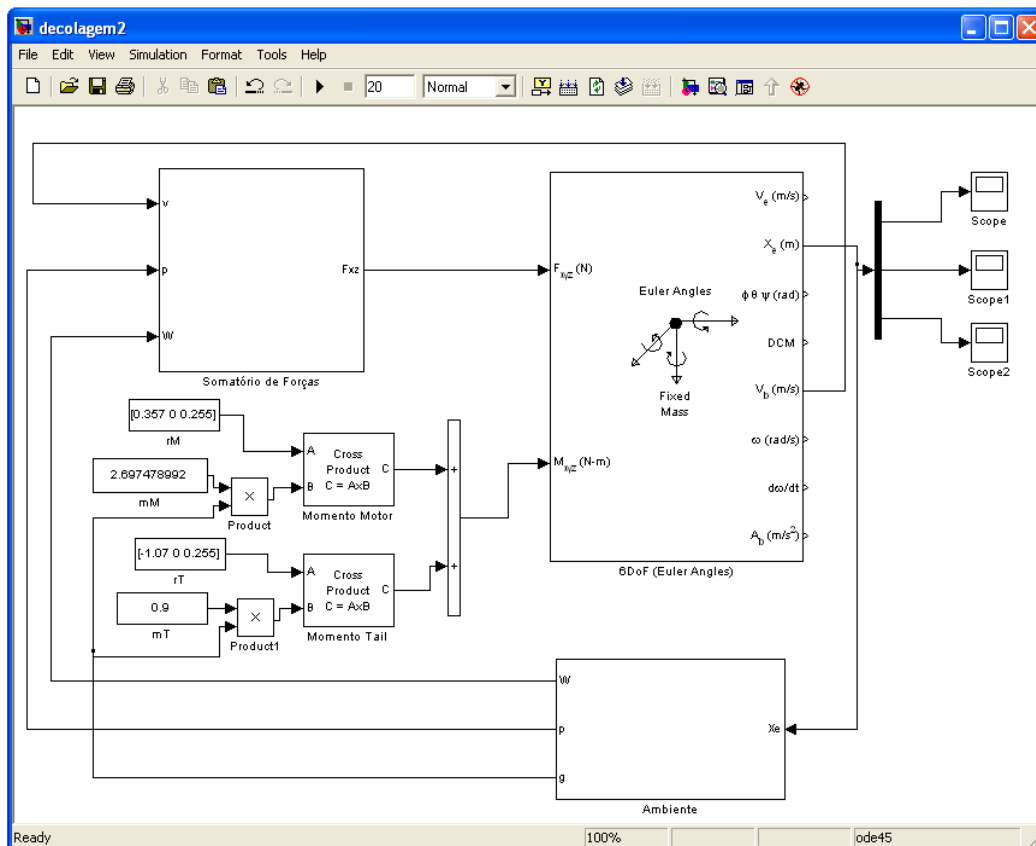


Figura 5.42: Visão geral do modelo de Decolagem com Momento

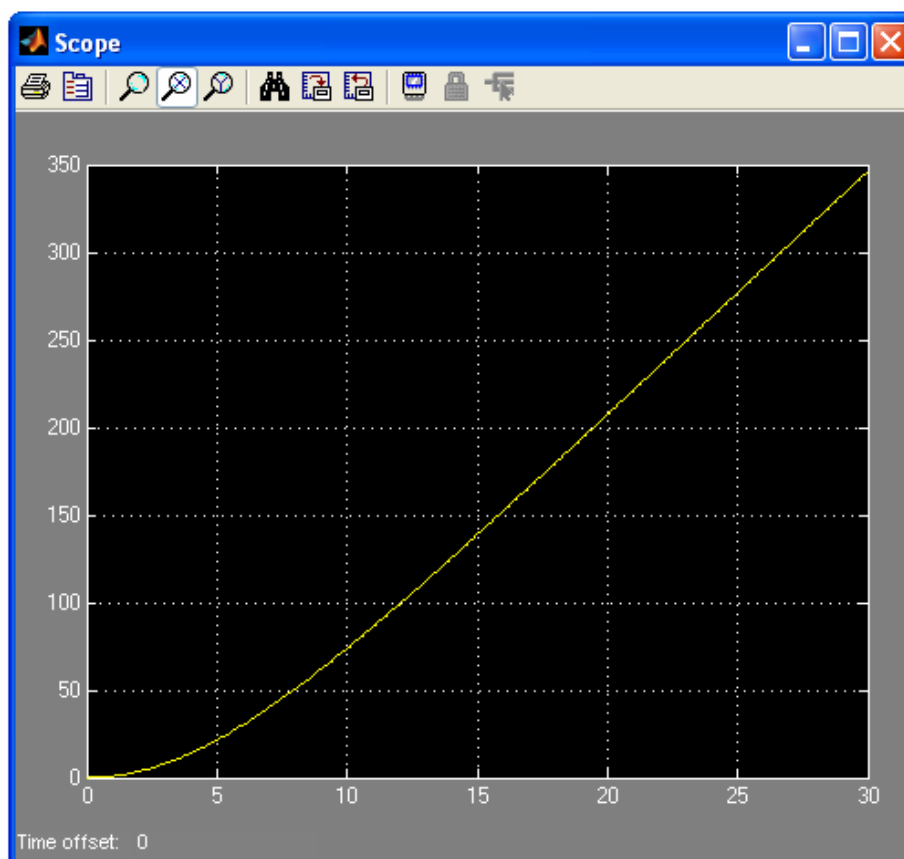


Figura 5.43: Trajetória em x da Aeronave.

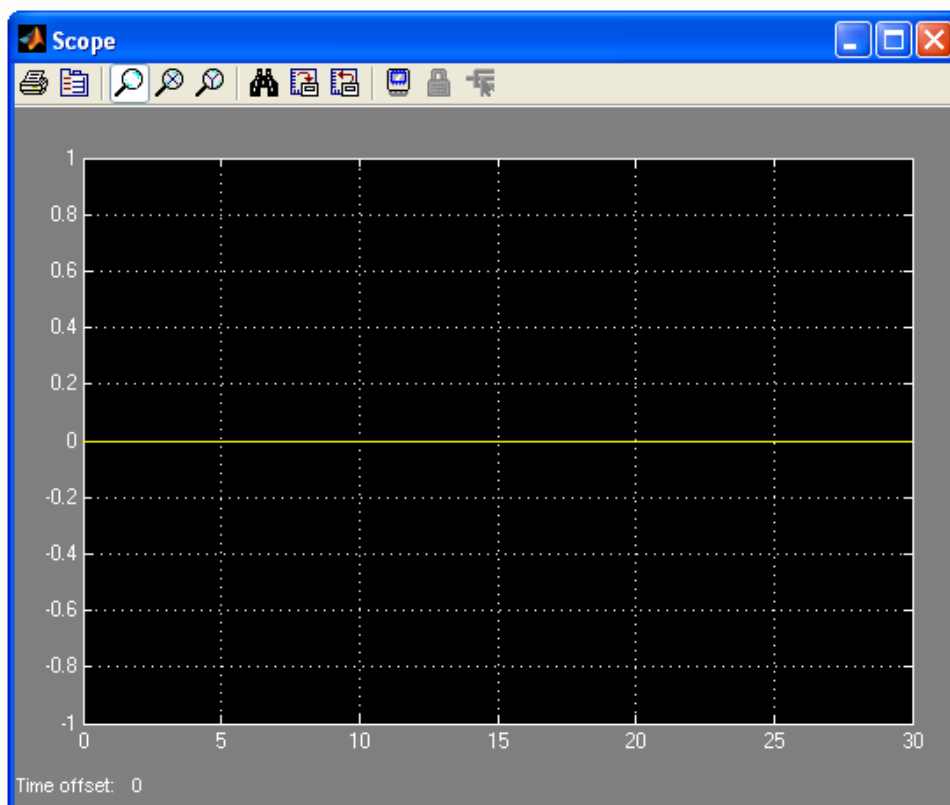


Figura 5.44: Trajetória em y da Aeronave.

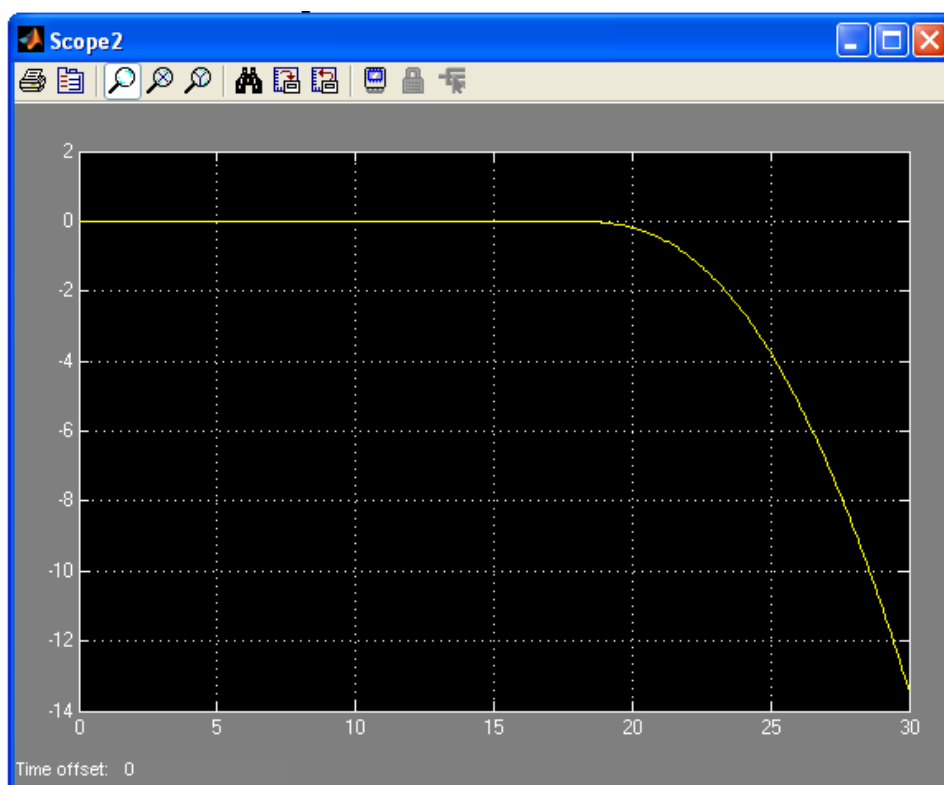


Figura 5.45: Trajetória em z da Aeronave.

Logicamente não será plotada a trajetória tridimensional da Aeronave, pois os momentos se equilibram e, portanto não há alterações nas forças que agem durante o voo e a trajetória é a mesma como visto nos gráficos de trajetória, que são os mesmos da primeira simulação. Em situações onde se quer simular a ação dos flaps na aeronave, cuja ação consiste em desequilibrar o somatório de momentos que agem sobre o avião, esses momentos precisam estar presentes na simulação.

CAPÍTULO 6 – SIMULAÇÃO DETALHADA DE DECOLAGEM

6.1 COMPONENTES DA SIMULAÇÃO

6.1.2 Bloco HORIZONTAL WIND MODEL

O Bloco Horizontal Wind Model calcula a velocidade do vento no referencial local dos eixos coordenados. O vento é especificado pela velocidade e direção. A velocidade e a direção podem ser constantes ou variáveis ao longo do tempo. A direção do vento é em graus no sentido horário a partir da direção do eixo-x da Terra (norte). A direção do vento é definida como a direção de onde está vindo o vento. Utilizando a direção da matriz (DCM) que é uma matriz de transformação de coordenadas do Referencial Inercial para o Local, a velocidade do vento é transformada em relação ao Referencial Local.

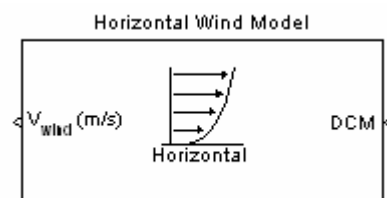


Figura 6.1: Bloco de Vento Horizontal

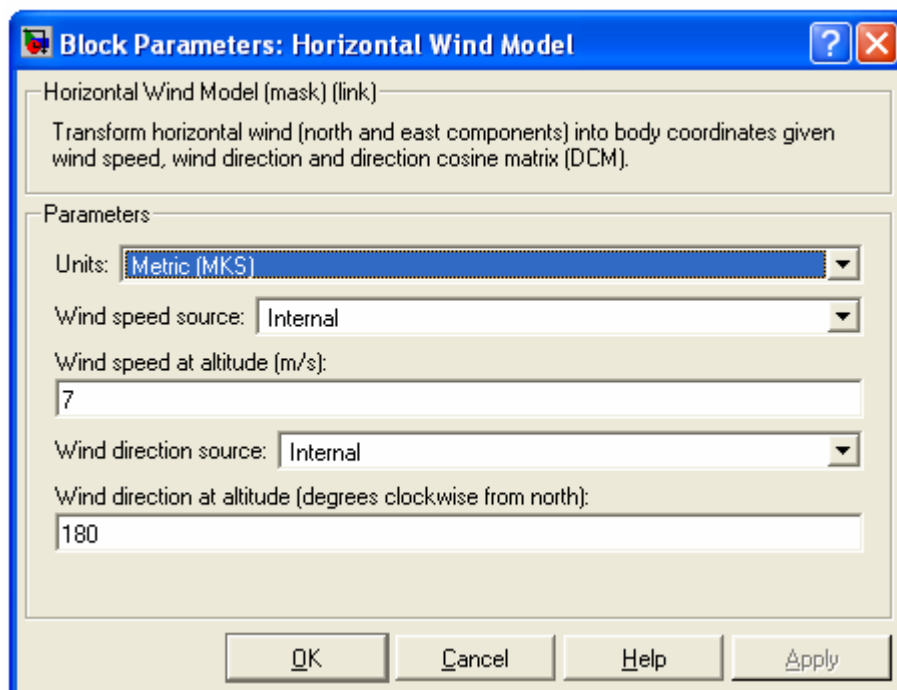


Figura 6.2: Parâmetros do Vento Horizontal.

6.1.2 Bloco GROUND

O Bloco GROUND pode ser utilizado para ligar blocos cujas portas de entrada não estão ligadas a outros blocos. Se for executada uma simulação com blocos que tenham portas de entrada desconexas, o Simulink emite mensagens de alerta. Usando blocos de terra para os blocos terrestres evite mensagens de alerta.

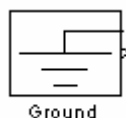


Figura 6.3: Bloco GROUND.

6.2 SIMULAÇÃO DE DECOLAGEM COM VENTO

Novamente os demais componentes foram mantidos e foi acrescentada a ação de um vento horizontal a simulação.

Vento em sentido contrário a aeronave, com uma velocidade de 5m/s.

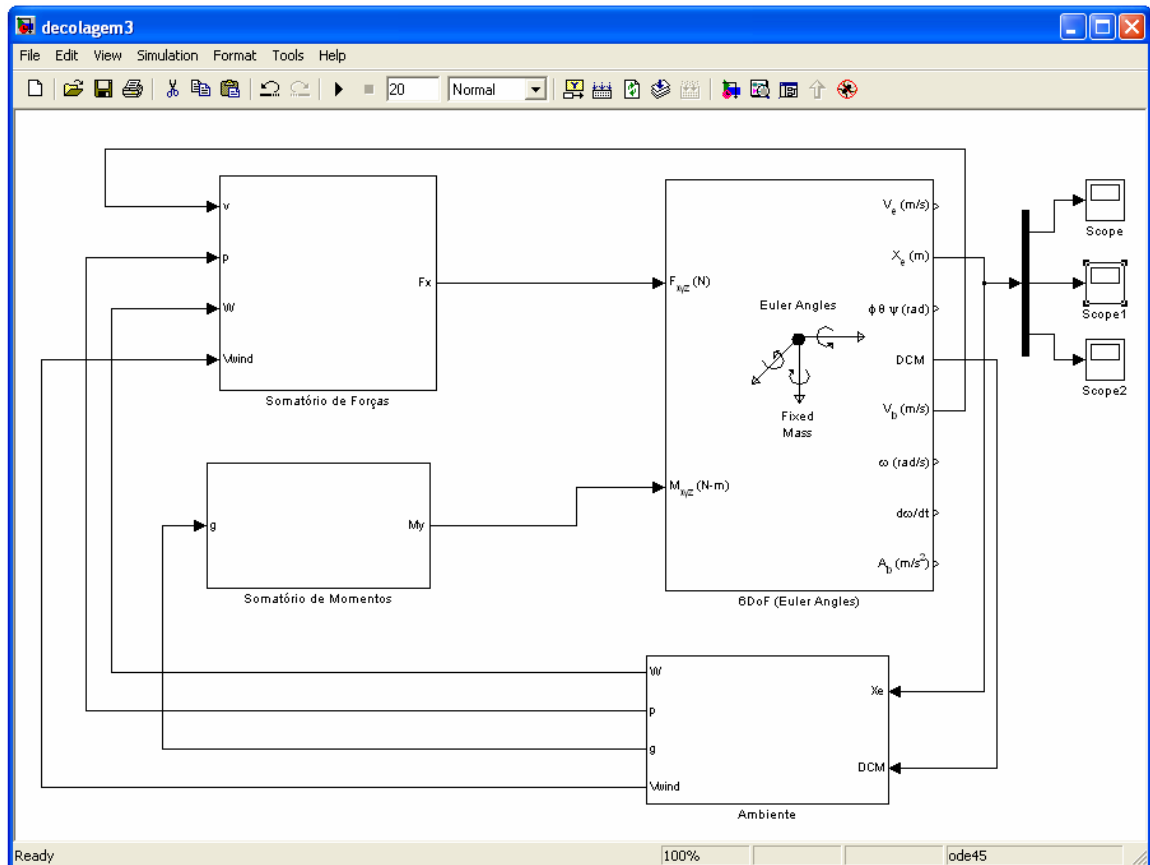


Figura 6.4: Visão geral do modelo de Decolagem com Vento

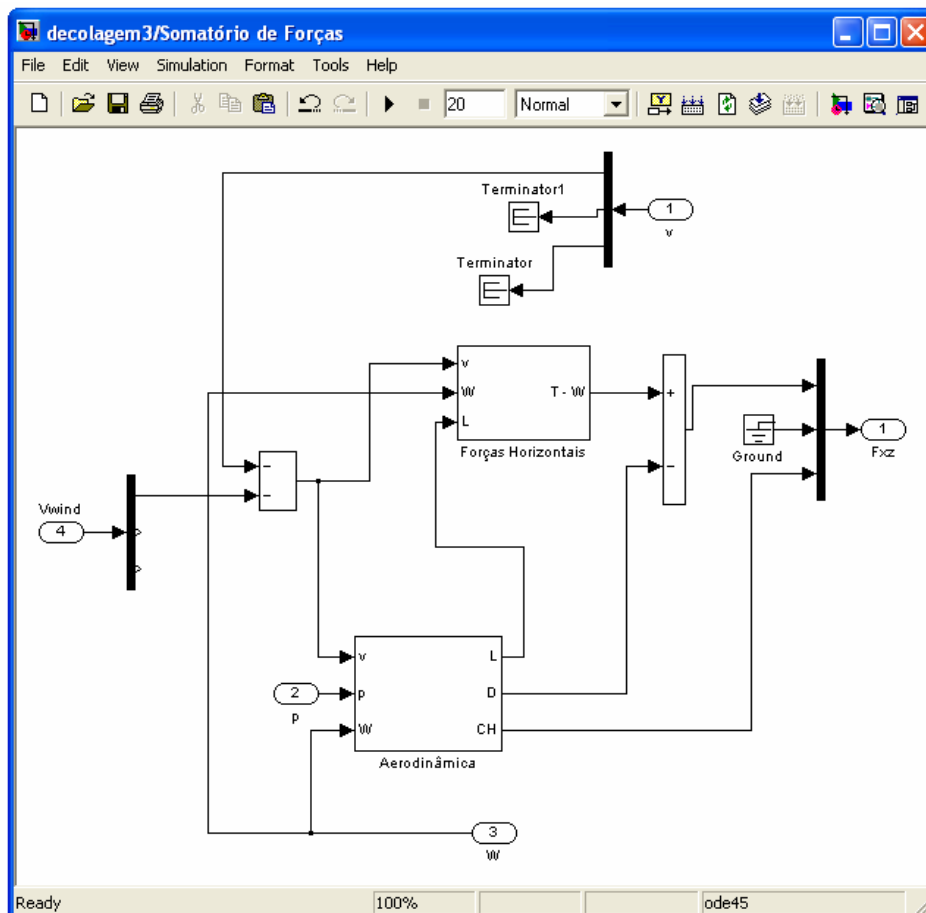


Figura 6.5: Subsistema Somatório de Forças tendo o vento como entrada.

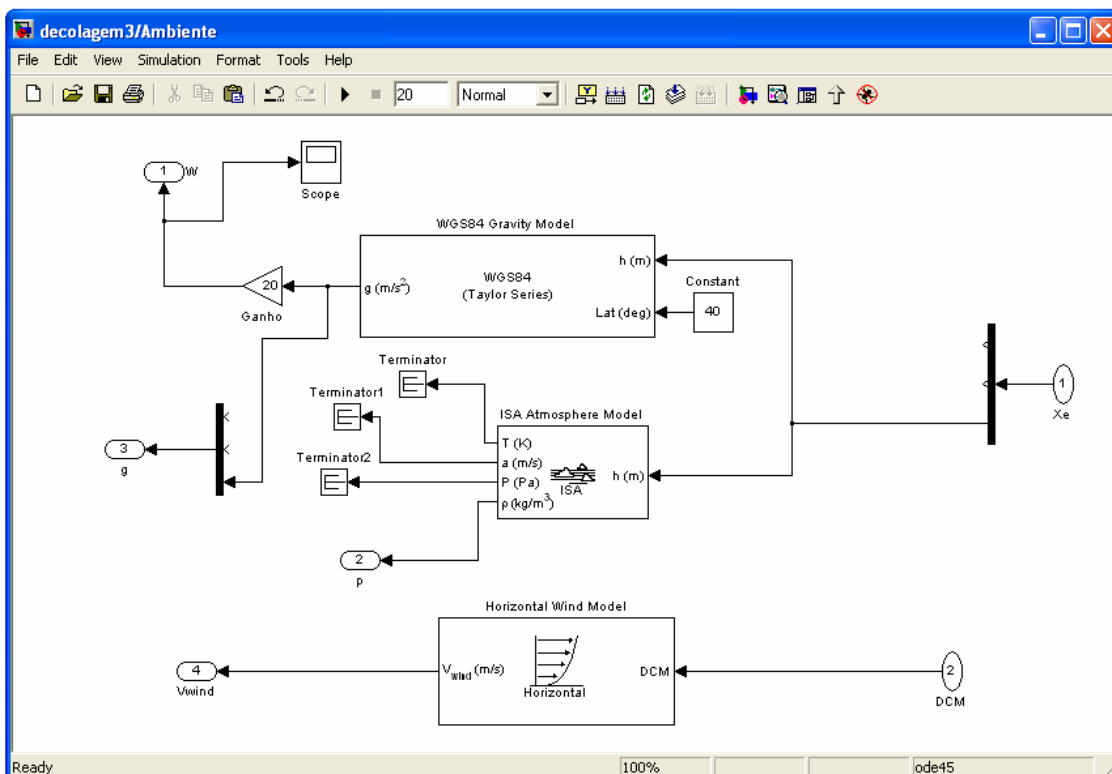


Figura 6.6: Modificação feita no Subsistema Ambiente.

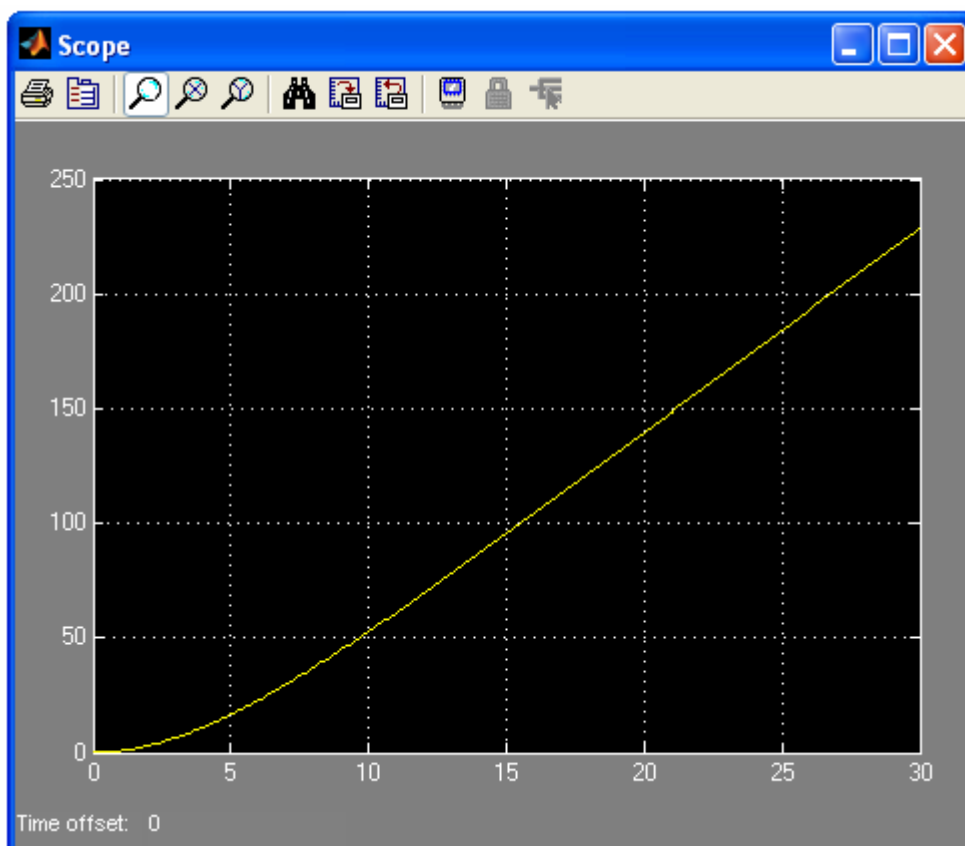


Figura 6.7: Trajetória em x da Aeronave.

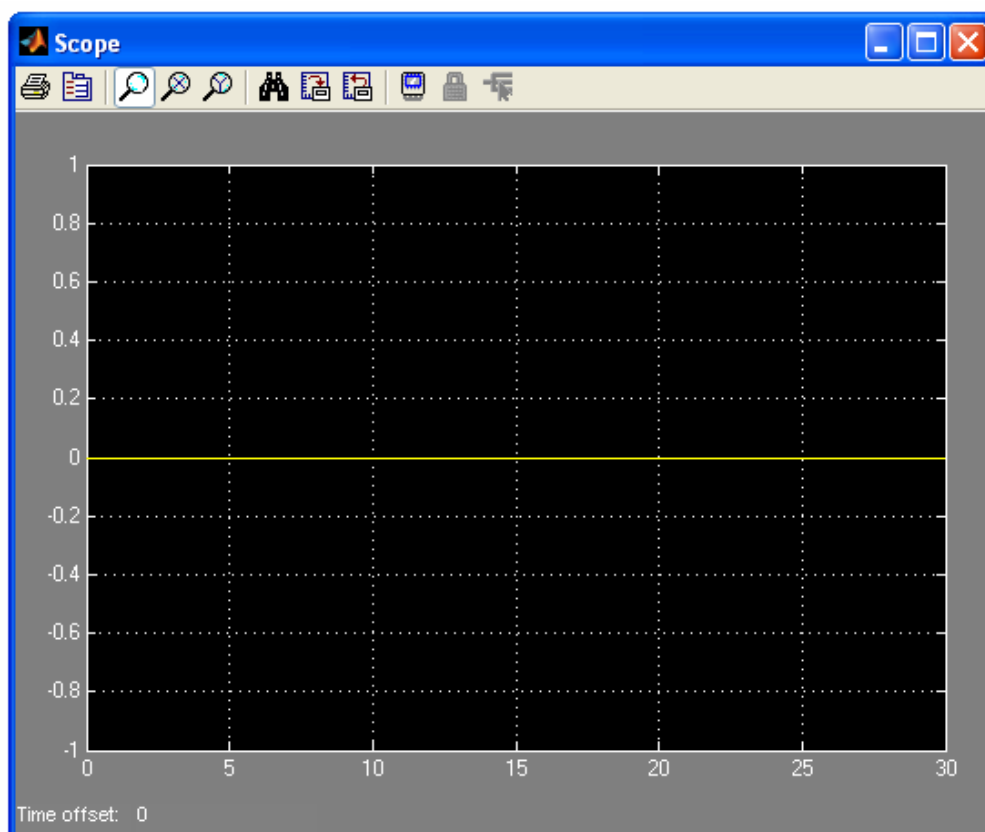


Figura 6.8: Trajetória em y da Aeronave.

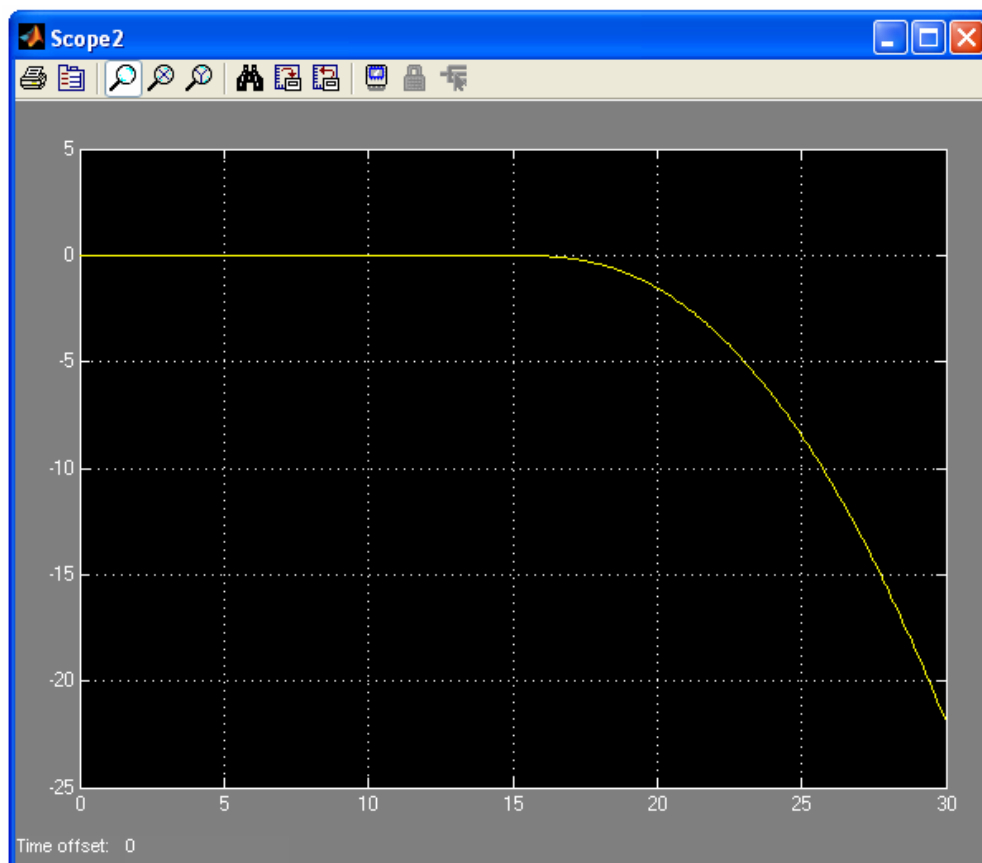


Figura 6.9: Trajetória em z da Aeronave.

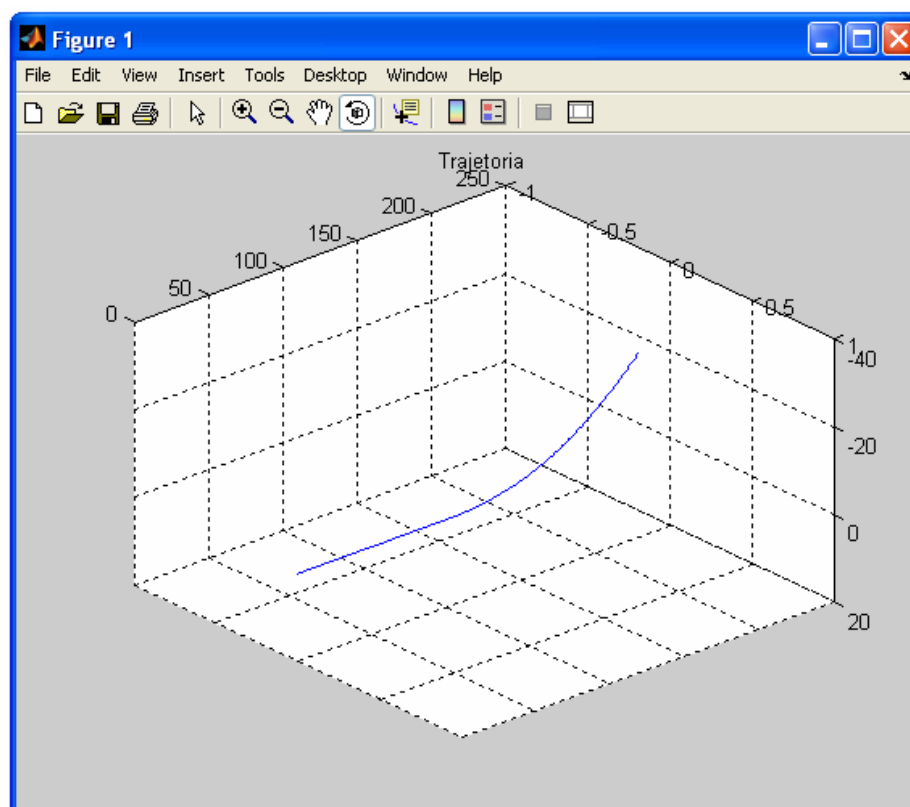


Figura 6.10: Trajetória tridimensional da Aeronave.

6.3 SIMULAÇÃO DE DECOLAGEM CONSIDERANDO A AÇÃO DO ARRASTO E SUSTENTAÇÃO EM TODA AERONAVE

A asa é o componente que mais é influenciado pela ação das forças de arrasto e sustentação, no entanto a ação de outros componentes como leme e profundor não podem ser desprezados. Portanto foi acrescentada a influência do arrasto e da sustentação no leme e profundor. O trem de pouso e a fuselagem foram desconsiderados por apresentarem valores de sustentação e arrasto desprezíveis para as condições de simulação utilizada. Os valores de área, C_d e C_l foram tirados da tabela 4.2.

O esquema geral da simulação não sofreu alteração, portanto sua visualização foi ocultada.

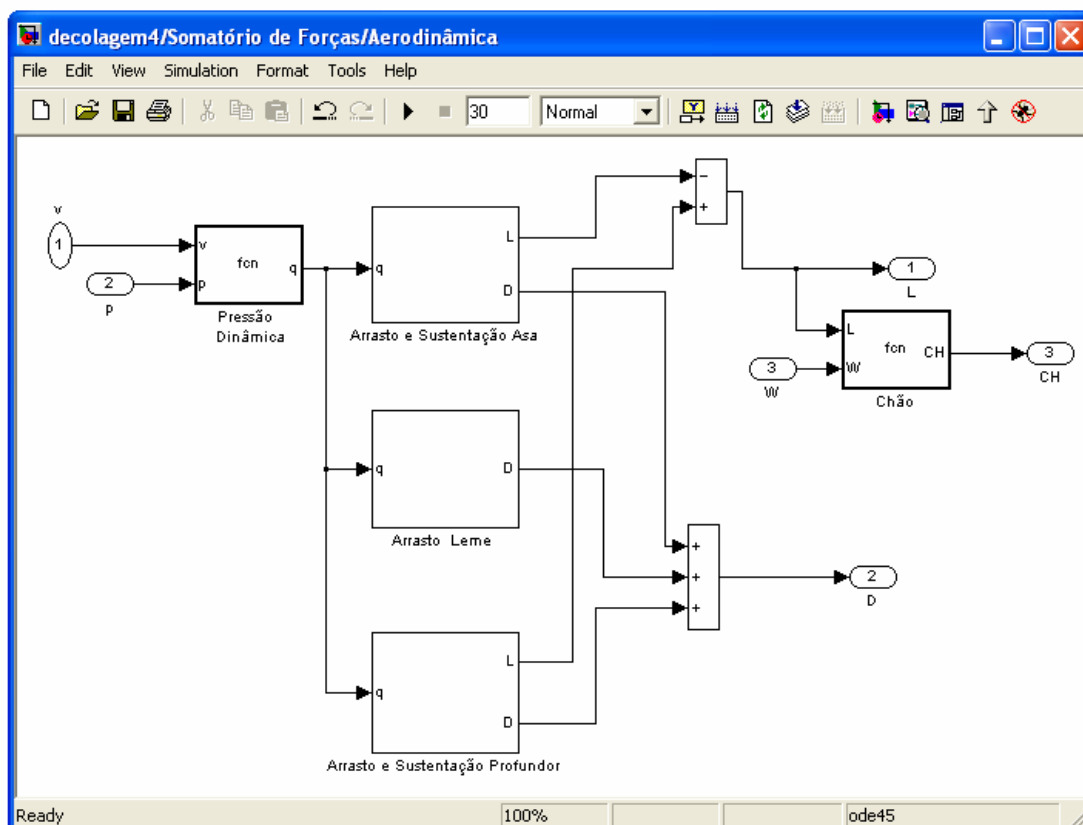


Figura 6.11: Esquema do novo Subsistema Aerodinâmica.

6.3.1 Arrasto no Leme

O efeito de sustentação não é considerado no leme, pois o leme não gera sustentação. Na maquete virtual da aeronave figura 4.1, pode-se ver claramente que o leme fica acima do profundor.

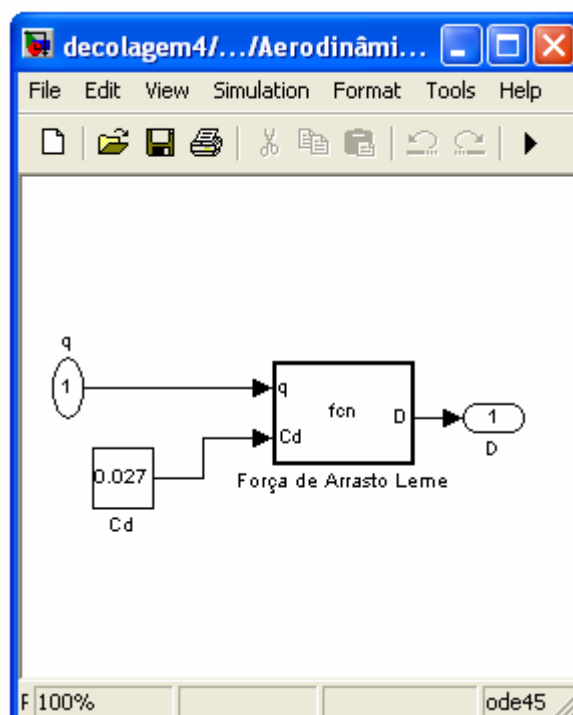


Figura 6.12: Subsistema Arrasto e Sustentação Leme.

```

1 function D = fcn(q,Cd)
2 % This block supports an embeddable subset of the MATLAB language.
3 % See the help menu for details.
4
5 s=0.16;
6 D = q*Cd*s;
7
8 return;

```

Figura 6.13: Expressão do arrasto no Leme.

6.3.1 Arrasto e Sustentação no Profundor

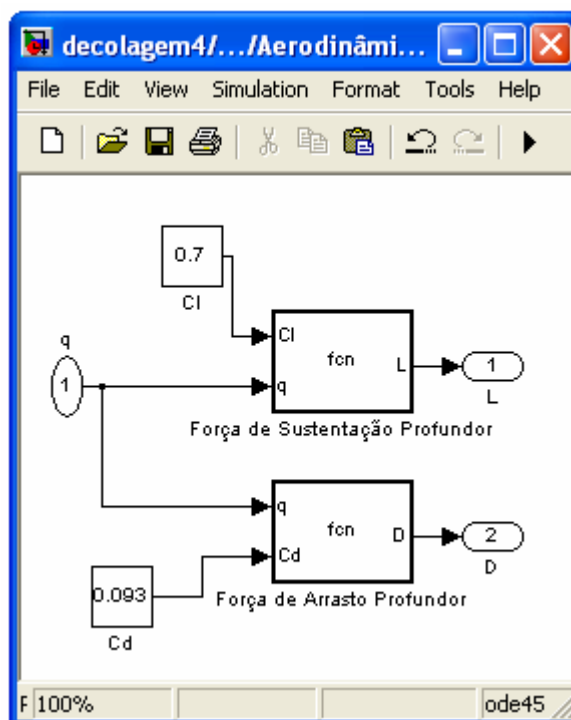


Figura 6.14: Subsistema Arrasto e Sustentação Profundor.

```

1  function L = fcn(Cl,q)
2  % This block supports an embeddable subset of the MATLAB language.
3  % See the help menu for details.
4
5  - s=0.27;
6  - L = q*Cl*s;
7
8  - return;

```

The MATLAB Editor window displays the code for the 'Força de Sustentação Profundor' block. The code defines a function `L = fcn(Cl, q)` that calculates the lift force `L` based on the lift coefficient `Cl` and dynamic pressure `q`. The code includes comments indicating that the block supports an embeddable subset of the MATLAB language. The calculation is performed as `L = q*Cl*s`, where `s` is a constant value of 0.27. The function ends with a `return` statement.

Figura 6.15: Expressão da sustentação no Profundor.

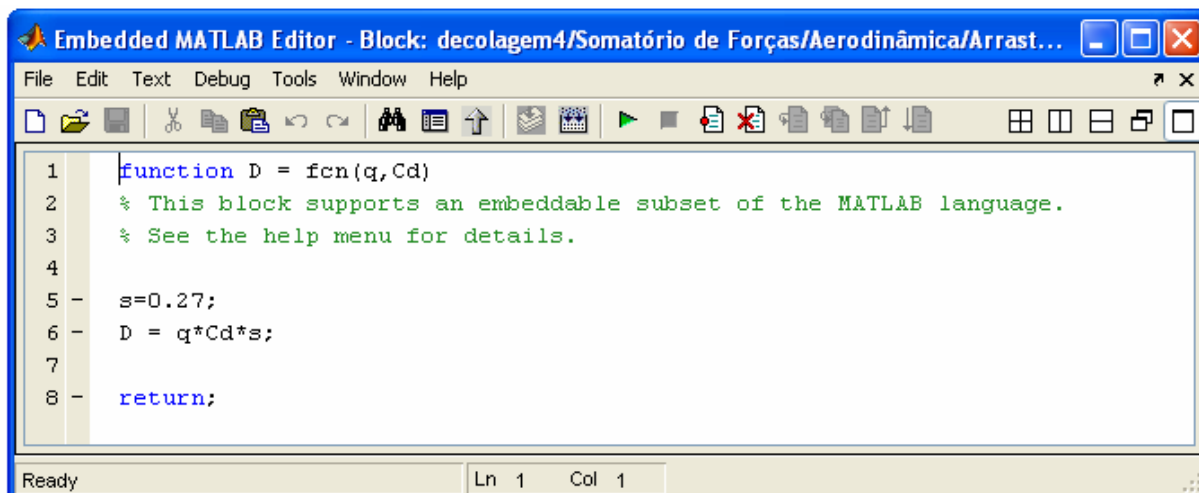


Figura 6.16: Expressão do arrasto no Profundor.

6.4 OBTENÇÃO DOS RESULTADOS NO SIMULADOR

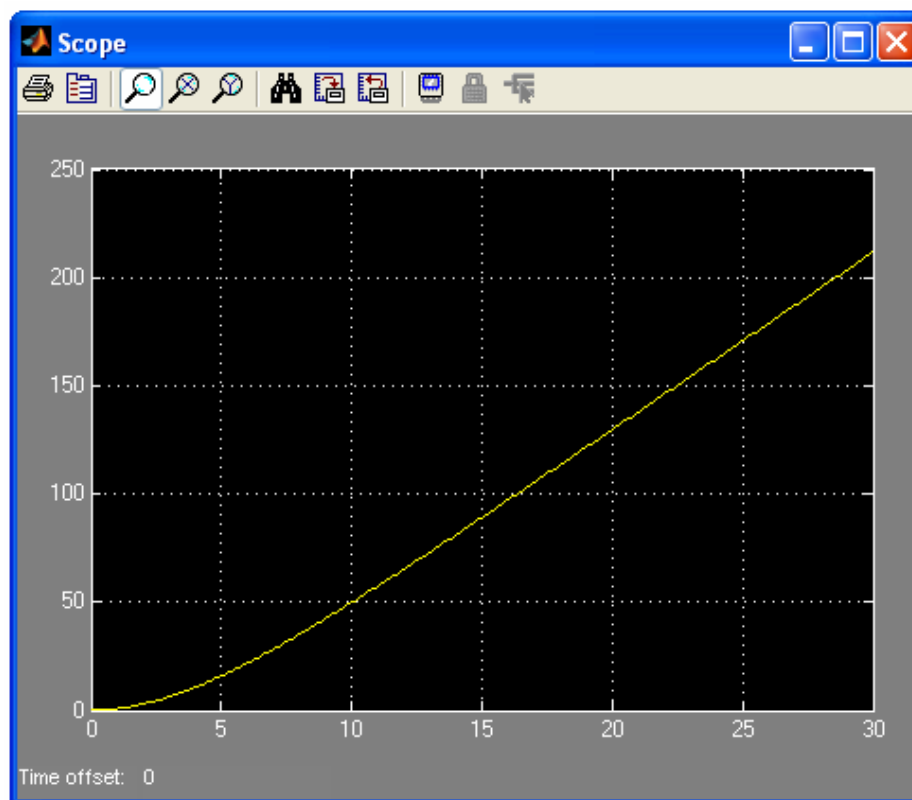


Figura 6.17: Trajetória em x da Aeronave.

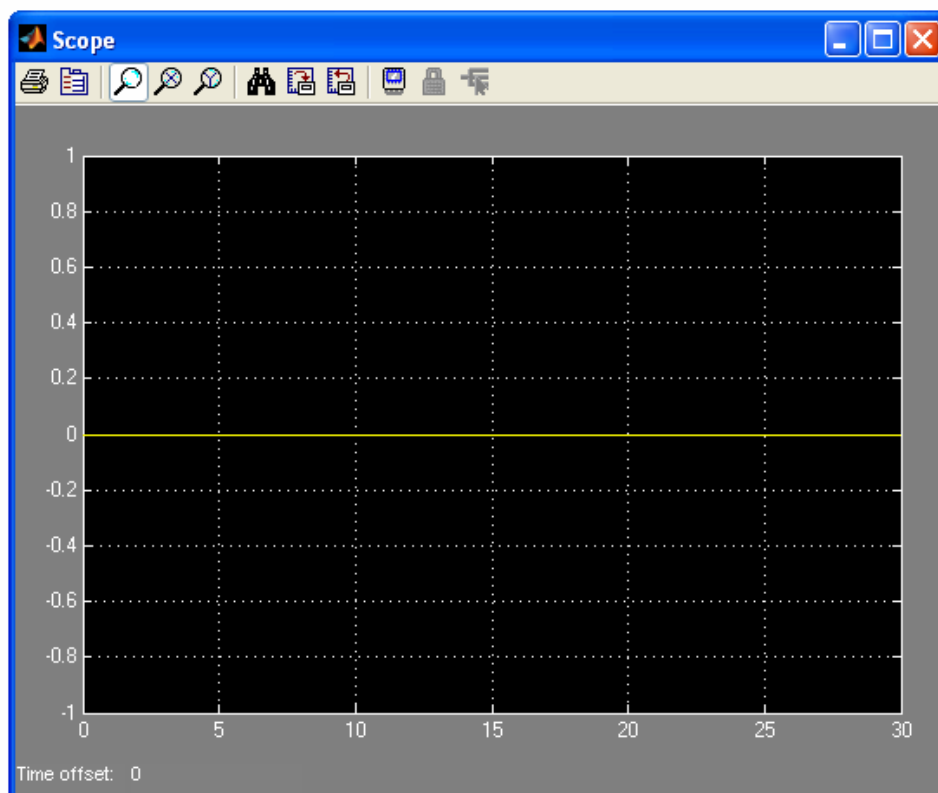


Figura 6.18: Trajetória em y da Aeronave.

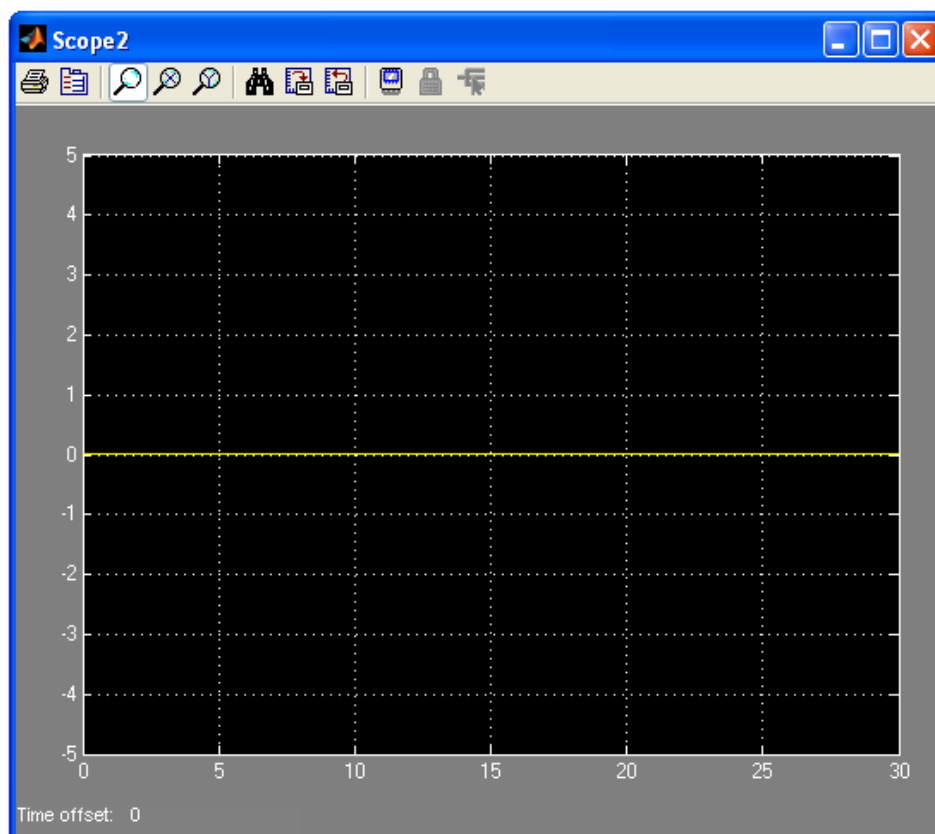


Figura 6.19: Trajetória em z da Aeronave.

Considerando os efeitos aerodinâmicos do profundor e do leme, o avião não consegue levantar voo.

6.5 DECOLAGEM COM 16.5 KG

Para que o avião consiga decolar retiramos 3.5 kg de carga pra que fosse analisado o comportamento do modelo. O Bloco 6Dof, teve o parâmetro Initial mass alterado de 20 para 16.5 kg. O Subsistema Ambiente e foi alterado o ganho conforme a figura 6:21.

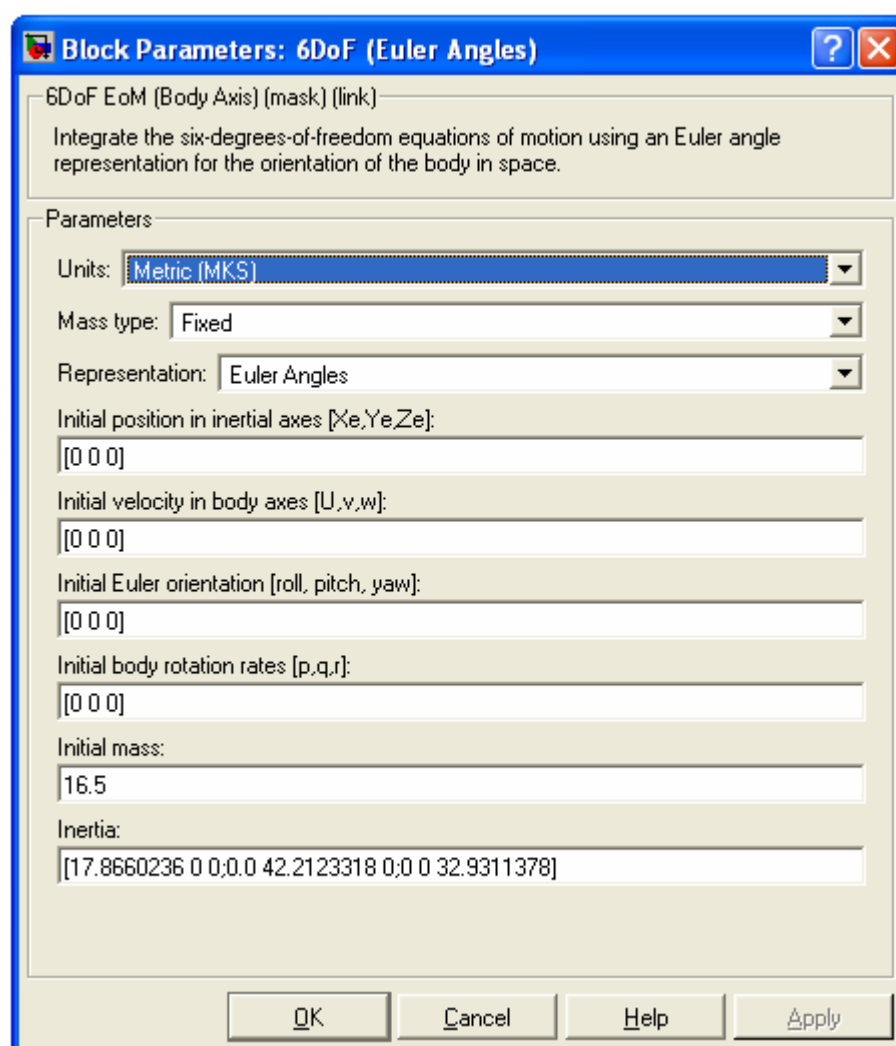


Figura 6.20: Parâmetro do Bloco 6Dof com massa de 16.5 kg.

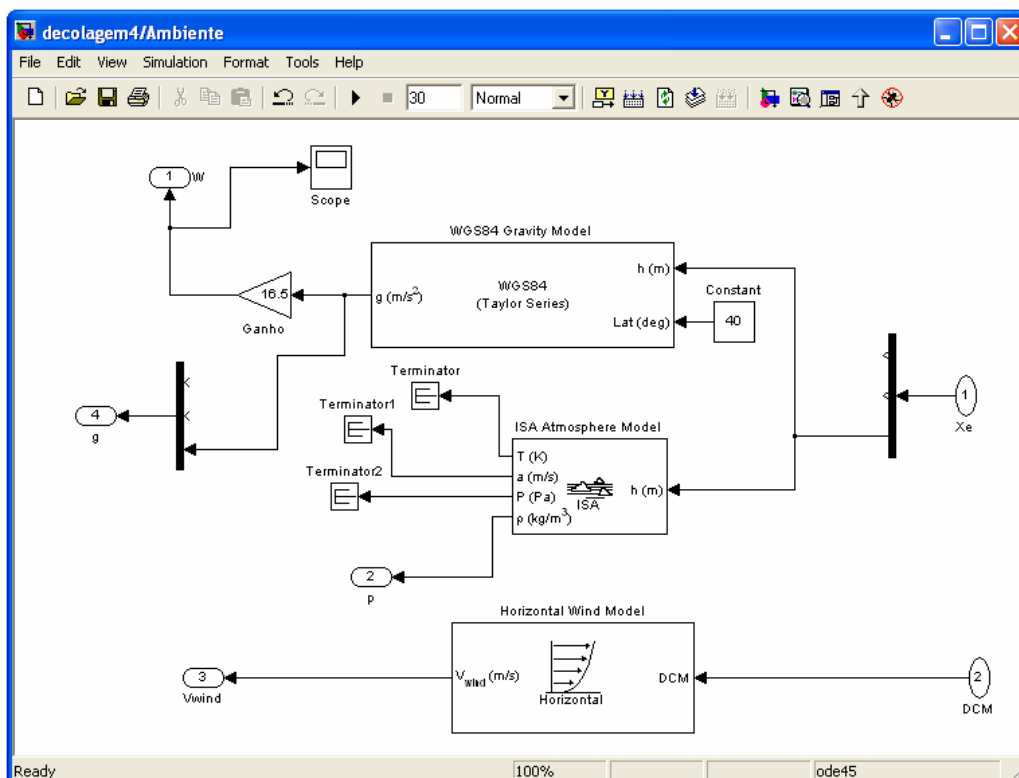


Figura 6.21: Modificação feita no Subsistema Ambiente.

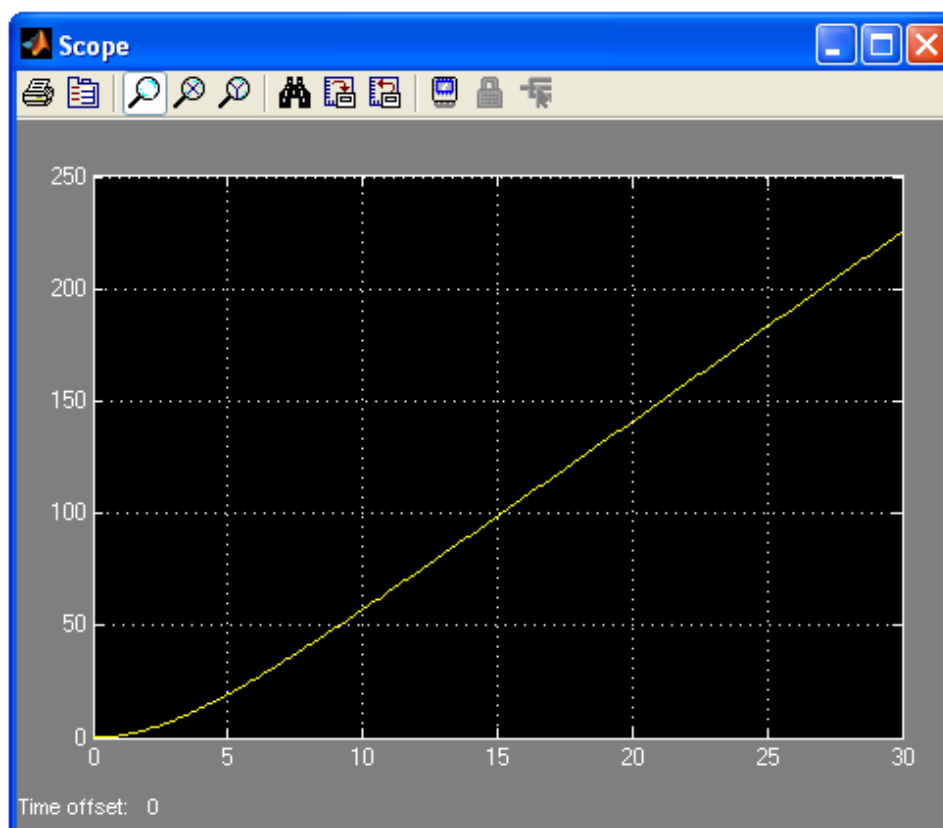


Figura 6.22: Trajetória em x da Aeronave.

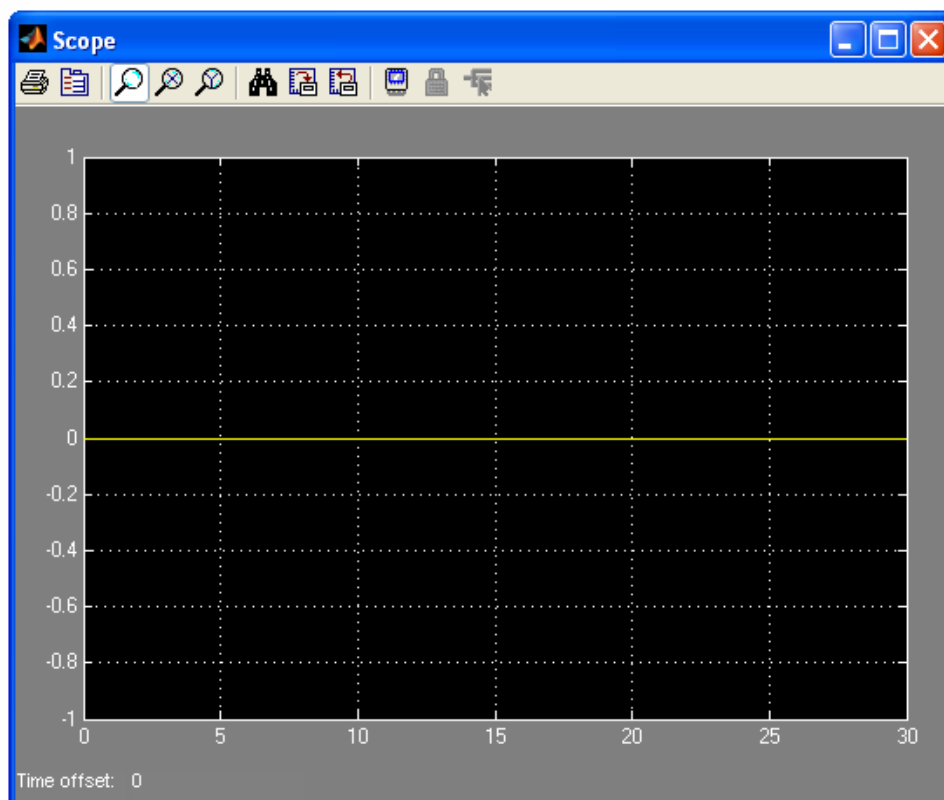


Figura 6.23: Trajetória em y da Aeronave.

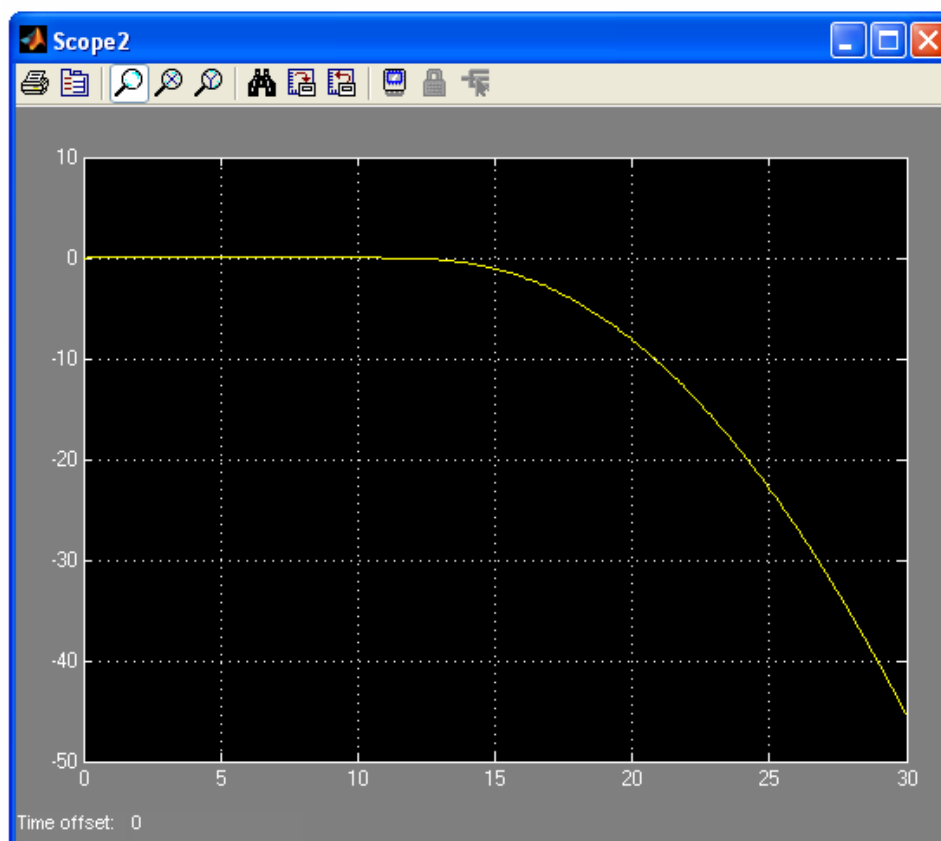


Figura 6.24: Trajetória em z da Aeronave.

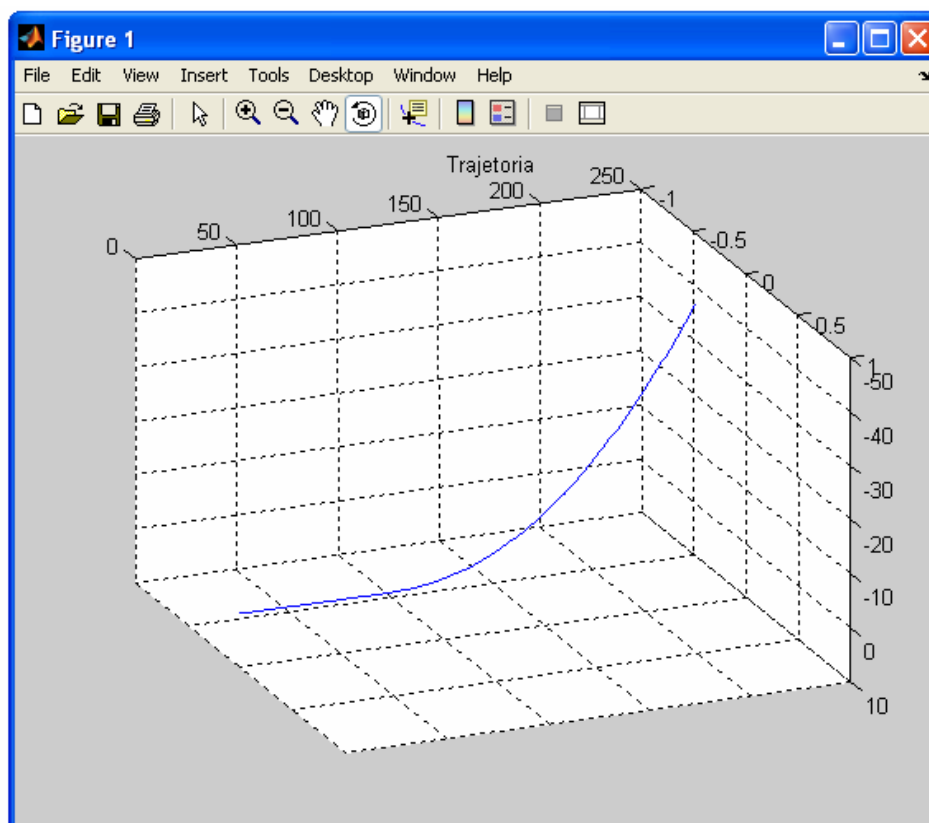


Figura 6.25: trajetória tridimensional da Aeronave

Como visto na figura 6:25, o avião consegue levantar voo com 16.5 kg de carga mais seu peso.

CAPÍTULO 7 – RESULTADOS E DISCUSSÕES

7.1 ANÁLISE DO SOFTWARE

O Simulink é um software poderoso e extremamente fácil de usar, com um bom tempo de resposta e resultados gráficos bastante esclarecedores. O programa possui uma lógica parecida com o Diagrama de Blocos, que se aprende em sala de aula o que torna seu uso bastante intuitivo. O software possui várias ferramentas de controle, o que possibilita a implementação futuramente do controle da aeronave, de uma maneira mais fácil do que começar a escrever programas inteiros do zero.

Para realizar as simulações presentes neste trabalho, foi utilizado um computador Intel (R) Core (TM)2 Duo CPU T5450 @ 2,13 GHz com 1,99GB de RAM, com sistema operacional Microsoft Windows XP Versão 2002 Service Pack 2.

7.2 ANÁLISE DOS GRÁFICOS

Os gráficos mostram claramente o espaço percorrido pela aeronave nos três eixos coordenados e possibilita visualizar claramente se o aeromodelo decola ou não, nas condições simuladas.

Como visto na seção 6.4 o avião não decola dentro das condições impostas pela simulação, o que faz rever características de projeto, memorial de calculo, aplicação da teoria por trás do modelo ou tomar medidas emergenciais caso o aeromodelo já esteja construído. Podendo a equipe com essas simulações se precaver e elaborar estratégias para a competição do AeroDesign.

CAPÍTULO 8 – COMENTÁRIOS, CONCLUSÕES E SUGESTÕES

Para o desenvolvimento de qualquer trabalho científico, algumas dificuldades sempre se fazem presentes. Quando a pesquisa desenvolvida é multidisciplinar, envolvendo nesse trabalho Sistemas Mecânicos e Aerodinâmica, faz necessário vários orientadores, cada um orientando em sua área e dando foco ao trabalho. O projeto conta com a utilização de uma Livraria do MatLab, pouco conhecida na UFES, o que remete parte do projeto para o caminho autodidatismo, somam-se a estas, a falta de bibliografia especializada na área em português e a dificuldade de acesso a artigos em revistas especializadas. Por isso, para o desenvolvimento de um bom trabalho nesta área, deve-se contar com livros em língua inglesa ou português, bem como dissertações de mestrado, teses de doutorado e artigos científicos publicados por universidades nacionais e internacionais com reconhecida qualidade de produção científica.

As simulações de sistemas de Sistemas Mecânicos que interagem com o meio, ganham cada vez mais espaço diante da necessidade de se aprimorar a qualidade dos projetos de máquinas, bem como analisar sua resposta a coisas que a cercam. Diante disto, este trabalho torna-se relevante, pois utiliza um simulador comercial, o Simulink, para análise do voo de uma aeronave.

Através dos resultados foi possível também compreender melhor como o avião se comporta dinamicamente, dando a idéia antecipada do que pode acontecer na competição. As análises estáticas utilizadas pela equipe, não proporcionavam a equipe esta visualização.

Os resultados obtidos com esta pesquisa são promissores o suficiente para justificar a continuidade destes estudos. Sendo assim, sugere-se a extensão das análises realizadas a ação dos ailerons e como eles desequilibram o avião, tanto na decolagem, quanto voo. Uma simulação da aerodinâmica mais detalhada do sistema, com vários tipos de vento e sua interação com a estrutura do avião. É possível ainda, a construção de um controle onde a aeronave possa ser controlada na simulação.

CAPÍTULO 9 – REFERÊNCIAS

[1] ANDERSON, John David. **Fundamentals of Aerodynamics**. 3. ed. Boston: McGraw-Hill, 2001.

[2] Raymer, Daniel, P. **Aircraft Design: A Conceptual Approach**. 3. Ed. California, USA: AIAA, 2004.

[3] Fox & Mcdonald. **Introdução à Mecânica dos Fluidos**. 5. ed. Indiana, USA: School of Mechanical Engineering Purdue University, 2001.

[4] PROPELLER Selector. Disponível em:

<http://www.gylesaero.com/_frames/f_propcalc.shtml>. Acessado em: 19 de junho de 2008.

[5] DA ROSA, Edison. **Introdução ao Projeto Aeronáutico**: Uma contribuição à competição SAE Aerodesign. Florianópolis: UFSC, 2006.

NASCIMENTO, J. M. A., 2005, **Simulador computacional para poços de petróleo com método de elevação artificial por bombeio mecânico**, Dissertação de mestrado, UFRN, Natal.

JALURIA, Y., 1998, **Design and Optimization of thermal systems**, McGraw-Hill, New York, EUA.

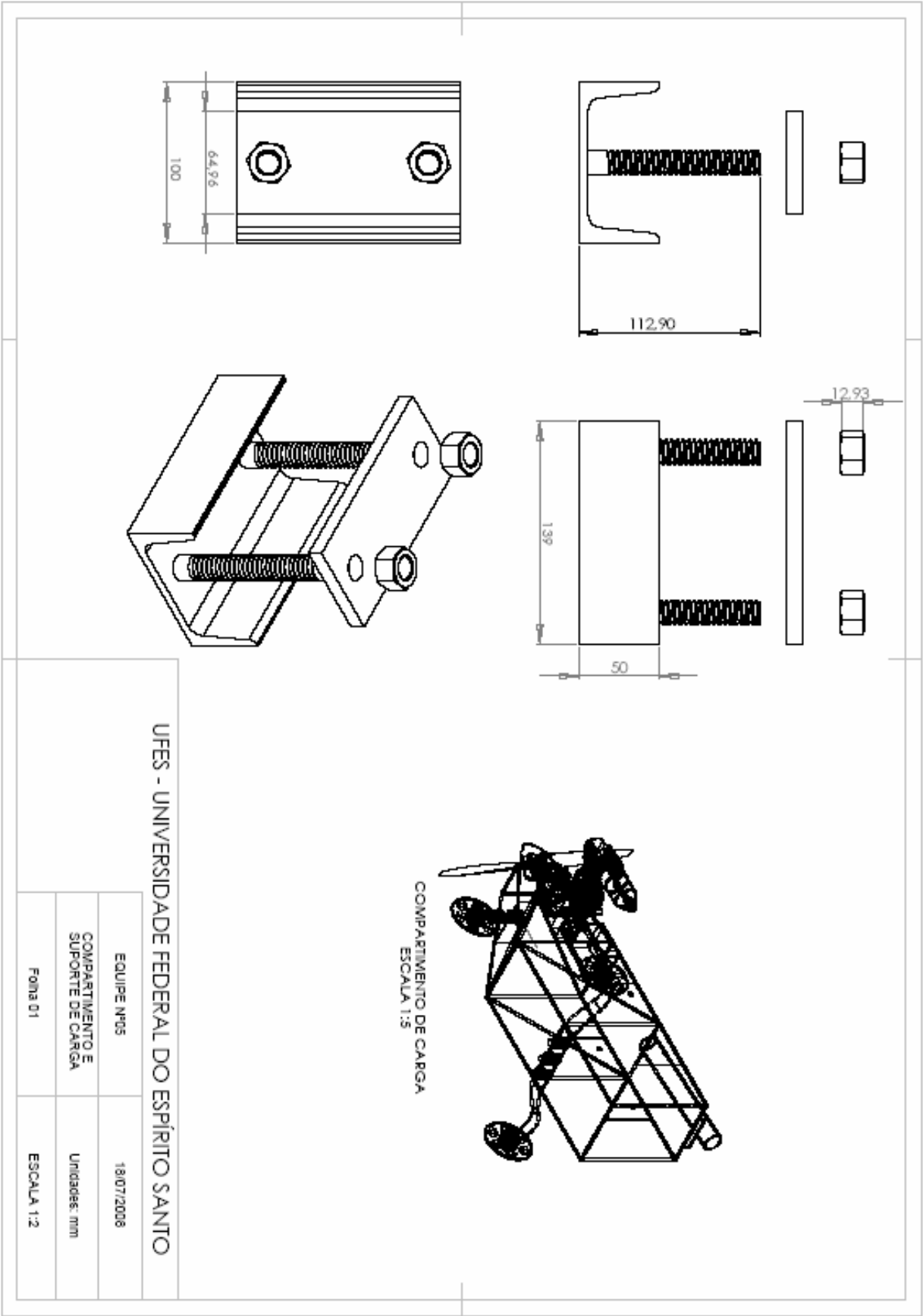
SURYANARAYANA, N. V., ARICI, Ö., 2003, **Design and simulation of thermal systems**, McGraw-Hill, Boston, EUA.

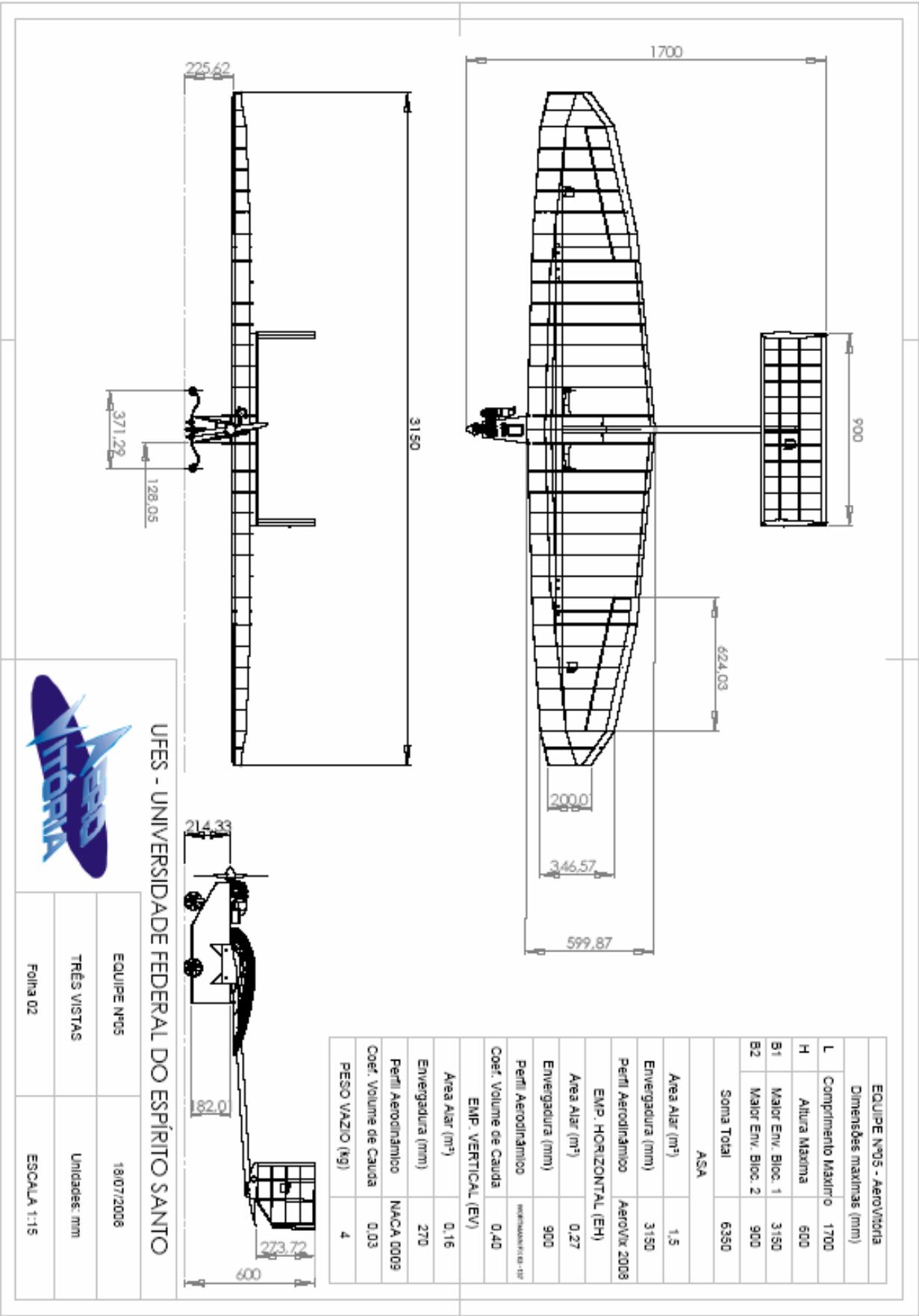
<http://pt.wikipedia.org/wiki/WGS84>, acessado em 18/09/2008

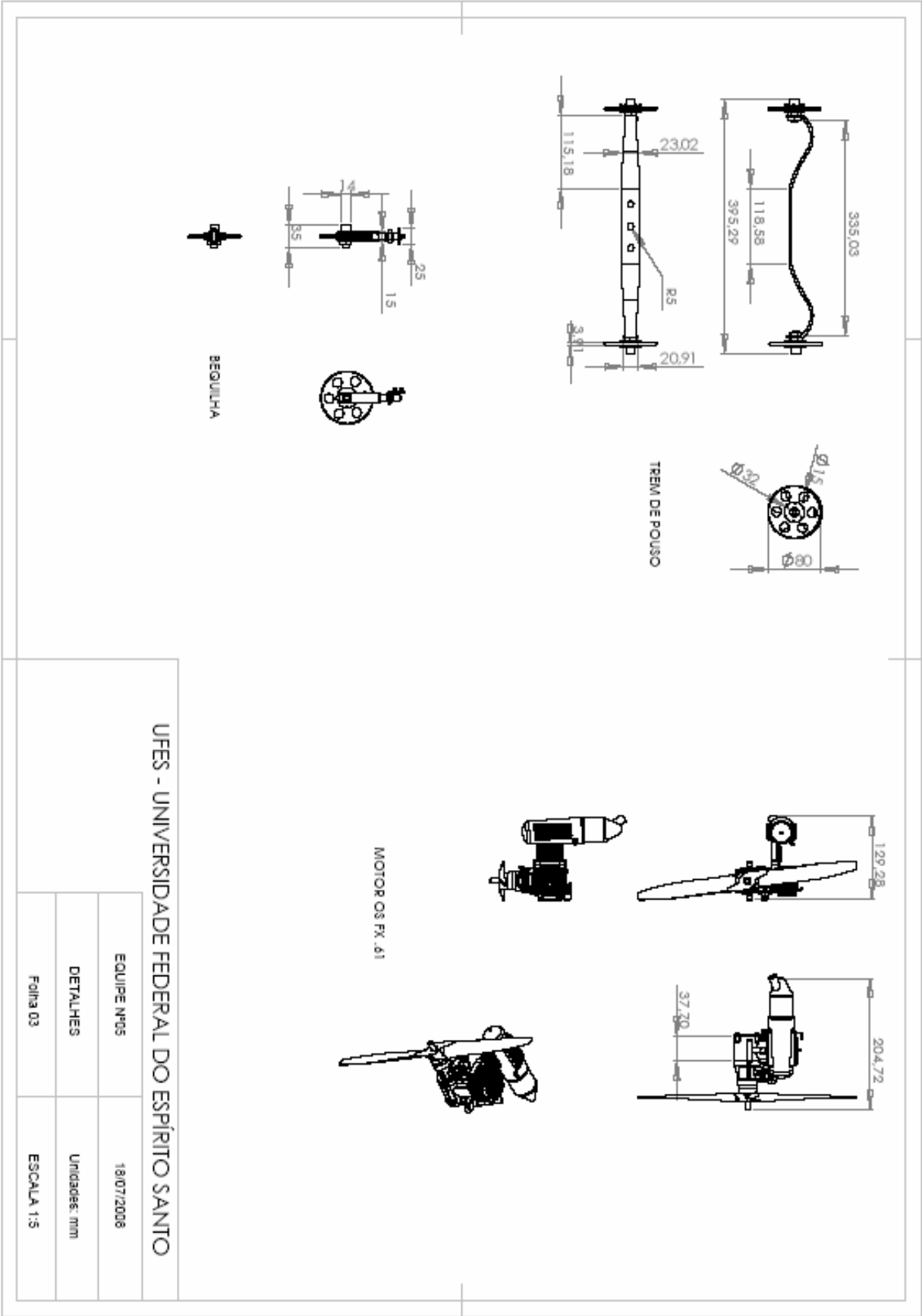
http://pt.wikipedia.org/wiki/Elips%C3%B3ide_de_refer%C3%A2ncia, acessado em 19/09/2008

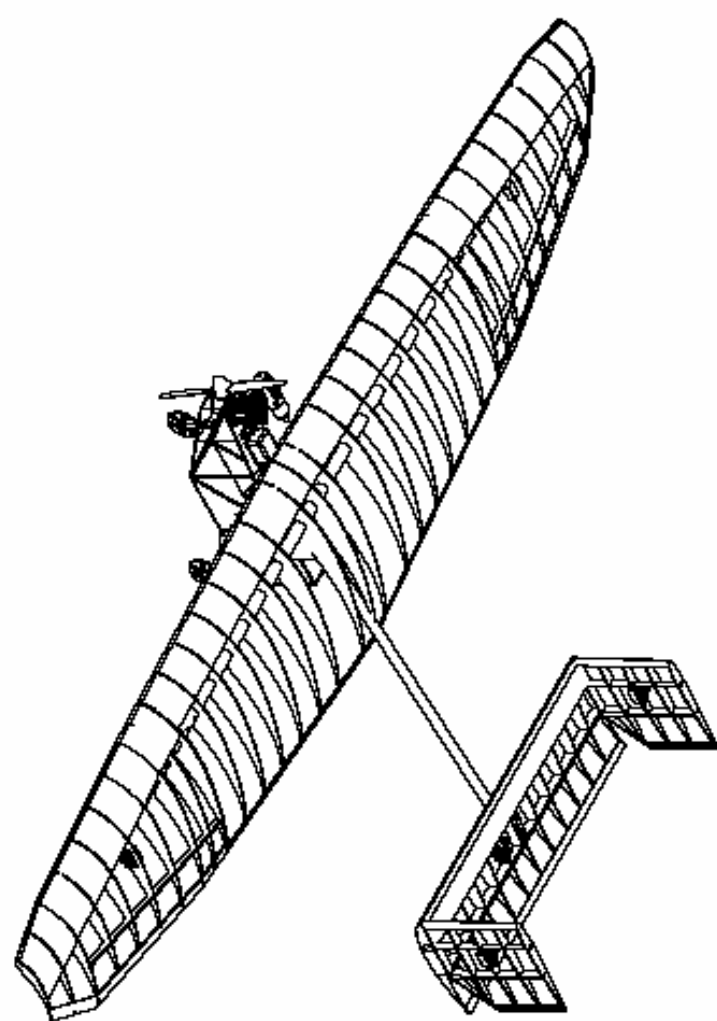
<http://geodesia.ufsc.br/wikidesia/index.php/GNSS>, acessado em 20/09/2008

APÊNDICE



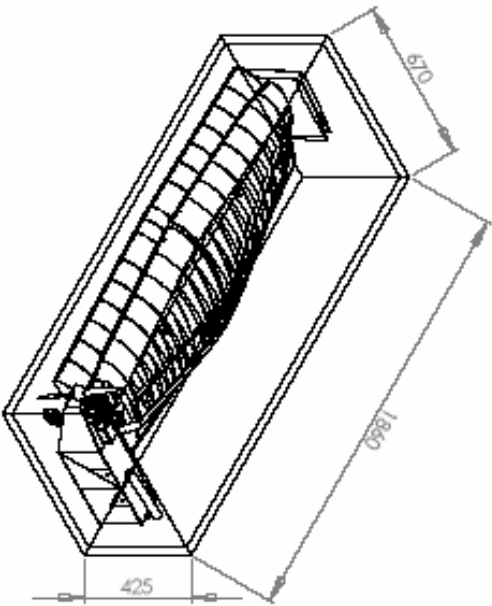
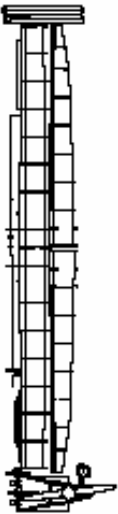
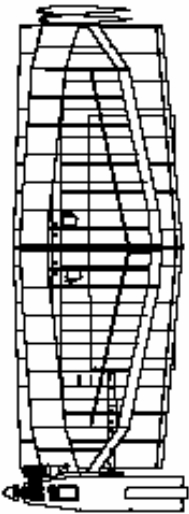






UFES - UNIVERSIDADE FEDERAL DO ESPÍRITO SANTO

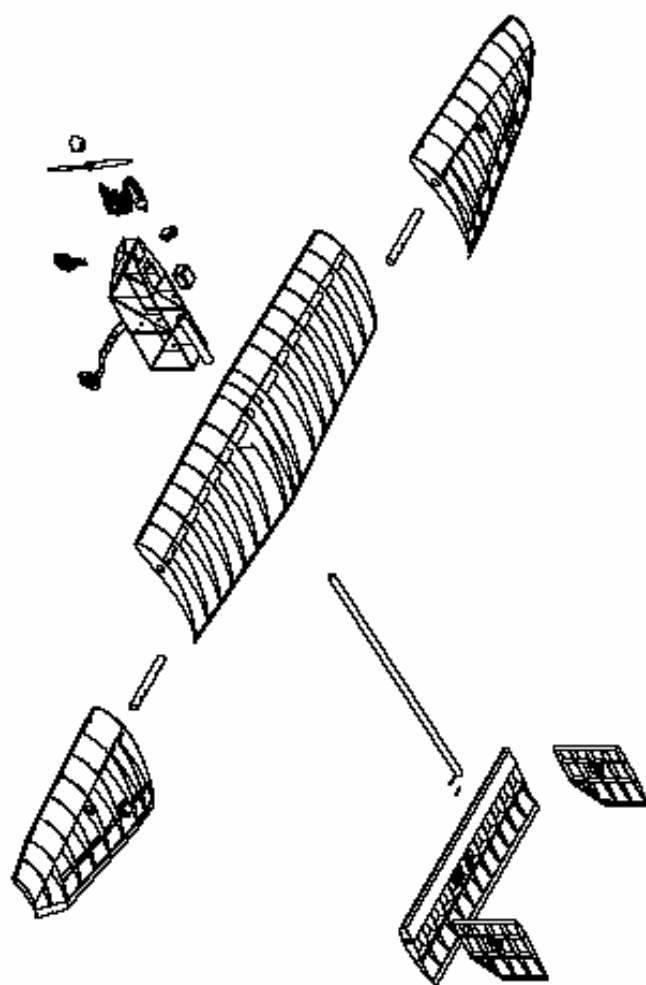
EQUIPE Nº05	18/07/2008
ISOMETRICA	Unidades: mm
Folha 04	ESCALA 1:10



EQUIPE Nº05 - Aerovionica	
Dimensões internas da Caixa	
Comprimento (cm)	425
Largeza (cm)	670
Altura (cm)	1850
Volume (m³)	0,53
Quantidade de Subconjuntos	
7	
Lista de Itens ou Subconjuntos	
Fuselagem + Motor	
Painéis da Asa + servos	
Empenagem Horizontal	
Empenagem Vertical Bipartida	
Estrutura do Tail	
Treim de Pouso	
Bequilha	

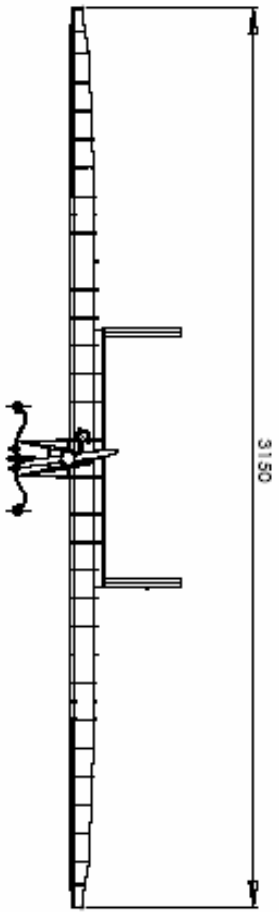
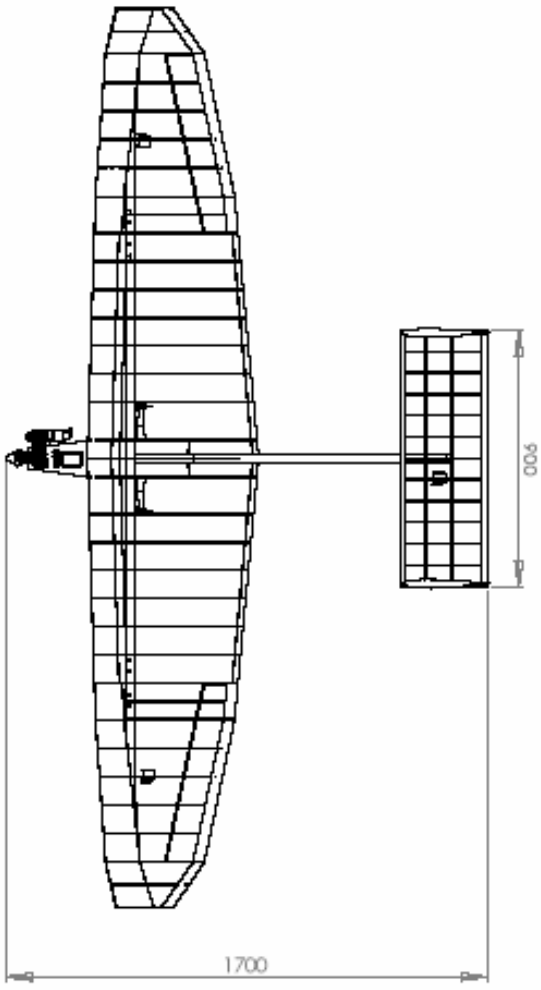
UFES - UNIVERSIDADE FEDERAL DO ESPÍRITO SANTO

EQUIPE Nº05	18/07/2006
Volume Mínimo	Unidades: mm
Folha 05	ESCALA 1:15

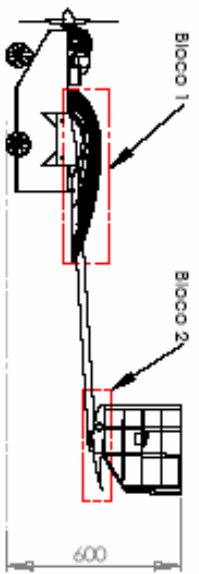


UFES - UNIVERSIDADE FEDERAL DO ESPÍRITO SANTO

EQUIPE Nº05	18/07/2008
VISTA EXPLODIDA	Unidades: mm
Folha 06	ESCALA 1:15



EQUIPE Nº05 - AeroVitória	
Dimensões máximas (mm)	
L	Comprimento Máximo 1700
H	Altura Máxima 600
B1	Maior Env. Bloc. 1 3150
B2	Maior Env. Bloc. 2 900
Soma Total 6350	
ITENS	
Área Alar (m²)	1,5
Área da Emp. Hor. (m²)	0,27
Área da Emp. Ver. (m²)	0,16
PARÂMETROS ADICIONAIS	
Envergadura - Asa (mm)	3150
Coef. Vol. de Cauda EH	0,40
Coef. Vol. de Cauda EV	0,03
ITEM	
PESO VAZIO (kg)	4



UFES - UNIVERSIDADE FEDERAL DO ESPÍRITO SANTO



EQUIPE Nº05

18/07/2008

INSPEÇÃO DIMENSIONAL

Unidade: mm

Folha 07

ESCALA 1:15