

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

**RENATO MATOS DE OLIVEIRA**

**Desenvolvimento de um simulador de voo em 6 graus de liberdade para aeronaves rígidas :**

São João da Boa Vista

2022

**Renato Matos de Oliveira**

**Desenvolvimento de um simulador de voo em 6 graus de liberdade para aeronaves rígidas :**

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

Orientador: Prof<sup>a</sup> Dr.<sup>a</sup> Leandra Isabel de Abreu

São João da Boa Vista

2022

O48d Oliveira, Renato Matos de  
Desenvolvimento de um simulador de voo em 6 graus de liberdade para aeronaves rígidas / Renato Matos de Oliveira. -- São João da Boa Vista, 2022  
56 p. : il., tabs., fotos

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

1. Aeronáutica. 2. Dinâmica. 3. Simuladores de voo. 4. MATLAB (Programa de computador). I. Título.

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

Essa ficha não pode ser modificada.

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

**TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO**

**DESENVOLVIMENTO DE UM SIMULADOR DE VOO EM 6 GRAUS DE  
LIBERDADE PARA AERONAVES RÍGIDAS**

Aluno: Renato Matos de Oliveira  
Orientadora: Prof.<sup>a</sup> Dr.<sup>a</sup> Leandra Isabel de Abreu

Banca Examinadora:

- Leandra Isabel de Abreu (Orientadora)
- Vagner Candido de Sousa (Examinador)
- Wilian Miranda dos Santos (Examinador)

A ata da defesa com as respectivas assinaturas dos membros encontra-se no prontuário do aluno (Expediente nº 062/2021)

São João da Boa Vista, 07 de março de 2022

Ao meu pai, mãe e irmão que sempre acreditaram em mim.

## **AGRADECIMENTOS**

A todos que de alguma forma me ajudaram e enconrajaram durante a minha trajetória, os meus reconhecidos agradecimentos.

A todos os professores que me ajudaram ao longo desse curso por todo apoio e conhecimento transmitido.

A minha orientadora Professora Dr<sup>a</sup>. Leandra Isabel de Abreu, que contribuiu para o desenvolvimento desse trabalho com todo seu apoio e dedicação.

A toda minha família pelo apoio dado durante todo o curso para conseguir ultrapassar os momentos mais difíceis.

A todos os meus amigos que me ajudaram em todos os momentos mais difíceis durante todo o período do curso.

Enfim, à toda equipe Adelphi Aerodesign que me possibilitou anos de trabalho em grupo e conquistas.

*“Foi o tempo que dedicastes à tua rosa que a fez tão importante”  
(Antoine de Saint-Exupéry)*

## RESUMO

Simuladores de voo tem sido uma ferramenta cada vez mais importante para treinamento de pilotos, e também para projetos, sendo capaz de prever como será o comportamento de uma aeronave sem ser necessário gastar uma grande quantidade de dinheiro para a construção de um protótipo do projeto, e desta forma também, evitando assim acidentes por possíveis falhas que podem vir a ocorrer durante o desenvolvimento de um projeto. Por esses motivos, a demanda por simuladores de voo tem aumentado cada vez mais, tanto nas indústrias quanto na área acadêmica. Neste trabalho foi desenvolvido um simulador de voo para desktop, utilizando o programa *Simulink* conjuntamente com o *Flight Gear* 2018.2.2 para transmissão da imagem gráfica da aeronave. Para sua implementação foram resolvidas as equações do movimento de uma aeronave de corpo rígido de 6 graus de liberdade. Para resolução das equações diferenciais foi utilizado o próprio *Simulink*, utilizando o método de integração numérica de Runge-Kutta de 4<sup>a</sup>. Ao iniciar a simulação é possível visualizar e controlar a aeronave a partir de entradas de comando das superfícies de controle e da potência do motor.

**PALAVRAS-CHAVE:** Simulador de voo; Dinâmica de voo; Simulação; *Simulink*.



## ABSTRACT

Flight simulators has been a increasingly important tool for pilots training and also for aircrafts design, being able to predict aircraft's response without have to spend too much money building a prototype, and avoiding possibles accidents in case of a failure that may happen during project development. For this reason, flight simulators' demand has being increasing, both in academic area for research and the industry. In this work was developed a desktop flight simulator, using the computer program *Simulink* jointly with *Flight Gear 2018.2.2* to transmit the grafic image of the aircraft. For the implementation the equation of motion of a rigid body with 6 deegres of freedom was solved. To solve the differential equations was used the *Simulink*, using Runge-Kutta 4<sup>th</sup> order method. When starting the simulation the pilot can visualize and control the aircraft using the command of control surfaces and engine power.

**KEYWORDS:** Flight Simulator; Flight Dynamic; Simulation; *Simulink*.

## LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1	Modelo esquemático do simulador de voo . . . . .	19
Figura 2	Sistema de Coordenadas: Eixo da terra e Eixo de corpo. . . . .	21
Figura 3	Ângulos de Euler. . . . .	26
Figura 4	Variação da temperatura com a altitude baseado no modelo ISA. . . . .	31
Figura 5	Oscilação estável do modo período-curto. . . . .	32
Figura 6	Desenvolvimento estável do modo fugóide. . . . .	32
Figura 7	Representação do modo de rolamento puro. . . . .	33
Figura 8	Modo espiral visto por um referencial externo. . . . .	33
Figura 9	Vista frontal do modo espiral instável. . . . .	34
Figura 10	Representação do modo Dutch Roll. . . . .	34
Figura 11	Bloco do modelo atmosférico. . . . .	35
Figura 12	Interior do bloco do modelo atmosférico. . . . .	36
Figura 13	Bloco do modelo Geodésico. . . . .	36
Figura 14	Bloco do modelo propulsivo. . . . .	37
Figura 15	Interior do bloco do modelo propulsivo. . . . .	37
Figura 16	Bloco do carregamento aerodinâmico. . . . .	38
Figura 17	Bloco da Equação de Movimento. . . . .	38
Figura 18	Bloco da resultante das forças e momentos. . . . .	39
Figura 19	Interior do bloco da resultante das forças e momentos. . . . .	39
Figura 20	Bloco da cinemática de rotação. . . . .	39
Figura 21	Interior do bloco da cinemática de rotação. . . . .	40
Figura 22	Bloco da cinemática translacional. . . . .	40
Figura 23	Interior do bloco da cinemática translacional. . . . .	41
Figura 24	Bloco dos ângulos de Euler. . . . .	41
Figura 25	Interior do bloco dos ângulos de Euler. . . . .	41
Figura 26	Bloco Inercial. . . . .	42
Figura 27	Interior do bloco Inercial. . . . .	42
Figura 28	Bloco de integração do <i>Flight Gear</i> com o <i>Simulink</i> . . . . .	43
Figura 29	Resposta Longitudinal do Cessna 182 para entrada doublet do profundor. . . . .	44
Figura 30	Resposta Latero-direcional do Cessna 182 para entrada doublet do Leme. . . . .	44
Figura 31	Esquema do modelo iterativo para melhorias do simulador. . . . .	45
Figura 32	Aeronave Cessna 182 no simulador de voo. . . . .	46
Figura 33	Aeronave Sirius no simulador de voo. . . . .	46
Figura 34	Referencial North East Down. . . . .	51

## LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Comparação entre os modos naturais da aeronave Cessna 182. . . . .	43
Tabela 2 – Dados geométricos para a aeronave Cessna 182. . . . .	51
Tabela 3 – Dados geométricos para a aeronave Cessna 182. . . . .	52
Tabela 4 – Dados de condições de voo para a aeronave Cessna 182 para voo de cruzeiro. . .	52
Tabela 5 – Dados de massa e inércia para a aeronave Cessna 182 para condição de voo de cruzeiro. . . . .	52
Tabela 6 – Derivadas adimensionais de estabilidade e controle longitudinal para a aeronave Cessna 182 no eixo de estabilidade e condição de voo de cruzeiro. . . . .	53
Tabela 7 – Derivadas adimensionais de estabilidade e controle látero-direcional para a aeronave Cessna 182, no eixo de estabilidade e condição de voo de cruzeiro. . . . .	54

## LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

TCC	Trabalho de Conclusão de Curso
UNESP	Universidade Estadual Paulista
C.G.	Centro de Gravidade
C.M.	Centro de Massa
MAC	Corda média aerodinâmica
NED	North East Down
SAE Brasil	Sociedade Automotiva de Engenharia do Brasil
Adelphi	Equipe de aerodesign da Faculdade UNESP - Campus São João da Boa Vista
ICAO	Organização da Aviação Civil Internacional
ISA	Atmosfera Padrão Internacional (do inglês <i>International Standard Atmosphere</i> )

## LISTA DE SÍMBOLOS

$F$	Força
$m$	Massa
$CG$	Centro de gravidade
$u$	Componente da velocidade de translação na direção $C_{X_B}$
$v$	Componente da velocidade de translação na direção $C_{Y_B}$
$w$	Componente da velocidade de translação na direção $C_{Z_B}$
$X$	Componente da Força na direção $C_{X_B}$
$Y$	Componente da Força na direção $C_{Y_B}$
$Z$	Componente da Força na direção $C_{Z_B}$
$p$	Componente da velocidade de rotação na direção $C_{X_B}$
$q$	Componente da velocidade de rotação na direção $C_{Y_B}$
$r$	Componente da velocidade de rotação na direção $C_{Z_B}$
$L$	Momento de rolagem na direção $C_{X_B}$
$M$	Momento de arfagem na direção $C_{Y_B}$
$N$	Momento de guinada na direção $C_{Z_B}$
$V$	Velocidade total da aeronave
$\psi$	Ângulo de Azimute
$\theta$	Ângulo de arfagem
$\phi$	Ângulo de rolagem
$g$	Aceleração da gravidade
$\alpha$	Ângulo de ataque
$\beta$	Ângulo de glissada
$i_h$	Ângulo induzido
$\gamma$	Ângulo de subida
$\rho$	Densidade do ar

$L$	Força de Sustentação
$D$	Força de Arrasto
$S$	Área de referência
$C_L$	Coefficiente de sustentação
$C_{L0}$	Coefficiente de sustentação para ângulo de ataque zero
$C_{L\alpha}$	Coefficiente de sustentação com relação a $\alpha$
$C_{L\dot{\alpha}}$	Coefficiente de sustentação com relação a $\dot{\alpha}$
$C_{Lq}$	Coefficiente de sustentação com relação a $q$
$C_{L\delta_e}$	Coefficiente de sustentação com relação a $\delta_e$
$C_D$	Coefficiente de arrasto
$C_{D0}$	Coefficiente de arrasto para ângulo de ataque nulo
$C_{D\delta_e}$	Coefficiente de arrasto com relação a $\delta_e$
$\delta_a$	Ângulo de deflexão dos ailerons
$\delta_e$	Ângulo de deflexão do profundor
$\delta_r$	Ângulo de deflexão do leme
$\bar{c}$	Corda média aerodinâmica
$C_l$	Coefficiente de rolagem
$C_{l\beta}$	Coefficiente de rolagem com relação a $\beta$
$C_{lp}$	Coefficiente de rolagem com relação a $p$
$C_{lr}$	Coefficiente de rolagem com relação a $r$
$C_n$	Coefficiente de guinada
$C_{n\beta}$	Variação do coeficiente de guinada com $\beta$
$C_{np}$	Variação do coeficiente de guinada com $p$
$C_{nr}$	Variação do coeficiente de guinada com $r$
$I_{xx}$	Momento de inércia em relação ao eixo X
$I_{yy}$	Momento de inércia em relação ao eixo Y
$I_{zz}$	Momento de inércia em relação ao eixo Z

$I_{xy}$	Produto de inércia XY
$I_{xz}$	Produto de inércia XZ
$I_{yz}$	Produto de inércia YZ
T	Temperatura
$T_r$	Força de Tração
$T_0$	Temperatura a nível do mar
h	Altitude

## SUMÁRIO

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO</b>	<b>16</b>
1.1	Contextualização	16
1.2	Objetivo	17
1.3	Estruturação do trabalho	17
<b>2</b>	<b>REVISÃO BIBLIOGRÁFICA</b>	<b>18</b>
2.1	Necessidade dos simuladores de voo	18
2.2	Simulador de Voo	18
2.3	Modelo matemático	18
2.4	Vantagens e utilização dos simuladores de voo	19
<b>2.4.1</b>	<b>Vantagens dos simuladores</b>	<b>19</b>
<b>2.4.2</b>	<b>Utilização dos simuladores de voo</b>	<b>20</b>
<b>3</b>	<b>EQUAÇÕES DA DINÂMICA DE VOO DAS AERONAVES</b>	<b>21</b>
3.1	Sistema de Coordenadas	21
3.2	Considerações para o modelo matemático	22
3.3	Conservação do Momento Linear	22
3.4	Conservação do Momento angular	24
3.5	Orientação e posição da aeronave	26
3.6	Cinemática da aeronave	26
3.7	As 12 equações de movimento da aeronave	27
3.8	Forças e momentos na aeronave	28
<b>3.8.1</b>	<b>Força gravitacional</b>	<b>28</b>
<b>3.8.2</b>	<b>Modelo propulsivo</b>	<b>28</b>
<b>3.8.3</b>	<b>Modelagem das forças e momentos aerodinâmicos</b>	<b>28</b>
3.8.3.1	Força Axial, $C_D$	28
3.8.3.2	Força Vertical, $C_L$	29
3.8.3.3	Momento de arfagem, $C_m$	29
3.8.3.4	Forças Laterais, $C_Y$	29
3.8.3.5	Momento de rolagem, $C_l$	29
3.8.3.6	Momento de guinada, $C_n$	30
<b>3.8.4</b>	<b>Modelo Atmosférico</b>	<b>30</b>
3.9	Modos naturais da aeronave	31
<b>3.9.1</b>	<b>Período-Curto</b>	<b>31</b>
<b>3.9.2</b>	<b>Fugóide</b>	<b>31</b>
<b>3.9.3</b>	<b>Rolamento puro</b>	<b>32</b>
<b>3.9.4</b>	<b>Espiral</b>	<b>33</b>



3.9.5	<b>Dutch Roll</b> . . . . .	<b>34</b>
<b>4</b>	<b>RESULTADOS E DISCUÇÕES</b> . . . . .	<b>35</b>
4.1	Modelo numérico . . . . .	35
<b>4.1.1</b>	<b>Modelo atmosférico</b> . . . . .	<b>35</b>
<b>4.1.2</b>	<b>Modelo Geodésico</b> . . . . .	<b>35</b>
<b>4.1.3</b>	<b>Modelo Propulsivo</b> . . . . .	<b>36</b>
<b>4.1.4</b>	<b>Carregamento Aerodinâmico</b> . . . . .	<b>37</b>
<b>4.1.5</b>	<b>Bloco da equação de movimento</b> . . . . .	<b>38</b>
4.1.5.1	Bloco das forças e momentos externos . . . . .	38
4.1.5.2	Bloco das velocidades angulares da aeronave . . . . .	39
4.1.5.3	Bloco das velocidades da aeronave . . . . .	40
4.1.5.4	Bloco dos ângulos de Euler . . . . .	41
4.1.5.5	Bloco Inercial . . . . .	42
4.1.5.6	Integração entre <i>Simulink</i> e <i>Flight Gear</i> . . . . .	42
4.2	Validação do modelo . . . . .	43
<b>5</b>	<b>CONCLUSÃO</b> . . . . .	<b>47</b>
5.1	Sugestões para trabalhos futuros . . . . .	47
	<b>REFERÊNCIAS</b> . . . . .	<b>49</b>
	<b>APÊNDICE A – CÁLCULO DOS MOMENTOS DE INÉRCIA E PRODUTO VETORIAL</b> . . . . .	<b>50</b>
A.1	Cálculo dos momentos de inércia . . . . .	50
A.2	Produto Vetorial e Produto escalar . . . . .	50
	<b>APÊNDICE B – SISTEMA NED E MODELO WGS84</b> . . . . .	<b>51</b>
B.1	Sistema North East Down . . . . .	51
B.2	Sistema WGS84 . . . . .	51
	<b>APÊNDICE C – DADOS DA AERONAVE CESSNA 182</b> . . . . .	<b>52</b>

# 1 INTRODUÇÃO

## 1.1 CONTEXTUALIZAÇÃO

O estudo da dinâmica da aeronave e o anseio por querer descobrir como se dá seu comportamento em relação ao meio começou a ser desenvolvido no início do século XX. Após o homem vislumbrar-se com os primeiros voos de uma aeronave, vindo primeiramente os irmãos Wright, voando com uma aeronave por meio de uma catapulta em primeiro momento, provando desta forma que o homem poderia alçar voos com um objeto sendo mais pesado que o ar. Poucos anos depois, em setembro de 1906, na França, Alberto Santos Dumont conseguiu sobrevoar os céus de Paris com seu icônico avião, 14-Bis, sendo uma aeronave autopropulsada, reconhecida oficialmente pelo público e por jornalistas (BARROS, 2006).

Com o estopim dado por tais famigeradas figuras históricas, provando que é possível fazer o homem voar, iniciou-se uma série de estudos para entender o funcionamento e o comportamento de uma aeronave. Entre uma das áreas que foi amplamente explorada foi a mecânica de voo. Para que fosse possível compreender o comportamento de uma aeronave com relação às diversas condições de voo foram desenvolvidos trabalhos tentando modelar matematicamente tais comportamentos (COOK, 2012).

O primeiro trabalho desenvolvido sobre tal assunto foi desenvolvido por Lanchestes em 1908, e posteriormente Bryan em 1911 em suas famosas obras (LANCHESTER, 1908) e (BRYAN, 1911). Notavelmente, o trabalho desenvolvido por Bryan nos fornece hoje a equação de movimento para uma aeronave de corpo rígido de seis graus de liberdade, sendo o modelo matemático amplamente utilizado para modelagem de uma aeronave até os dias de hoje.

Atualmente, o modelo matemático desenvolvido por BRYAN tem sido cada vez mais aperfeiçoado, fazendo com que seja possível realizar simulações cada vez mais precisas de uma aeronave real. Prescrever a dinâmica completa de uma aeronave utilizando métodos numéricos tem sido cada vez mais frequente para a indústria aeronáutica. Com o avanço tecnológico houve uma grande ascensão no poder computacional em computadores pessoais, isso tem incentivado a construção de programas que sejam aptos a simular corretamente diversos fenômenos.

Simular computacionalmente o modelo matemático da dinâmica de voo de uma aeronave tem sido de grande importância para a aeronáutica, e está sendo cada vez mais empregado em empresas do ramo e em linhas de pesquisa, podendo ser utilizado para treinamento de pilotos e análise de voo sem que seja necessário uma prévia construção da aeronave. Devido a tais fatores, com o passar dos anos tem se aumentado a demanda por simuladores tanto na área industrial quanto na área acadêmica (ROLFE; STAPLES, 1986).

O simulador de voo é um projeto da Universidade Estadual Paulista (UNESP), campus São João da Boa Vista, sugerido como trabalho de conclusão de curso para o curso de engenharia aeronáutica.

## 1.2 OBJETIVO

O presente trabalho tem por objetivo implementar a equação de movimento geral de uma aeronave de corpo rígido de 6 graus de liberdade e realizar simulações da aeronave em tempo real possuindo um piloto para controlar a aeronave.

Foi escolhido implementar o programa em MATLAB em conjunto com *Simulink*, pois o mesmo possibilita a interação com o programa *FlightGear*, e assim ser possível visualizar a aeronave durante sua trajetória.

O programa consiste em resolver o sistema de 12 equações que compõem o movimento de uma aeronave completa havendo acoplamento entre o movimento longitudinal e latero-direcional, e resposta em tempo real da aeronave, sendo capaz de observar sua resposta e comportamento. Em seguida, os resultados serão comparados com dados da literatura para validação do modelo.

## 1.3 ESTRUTURAÇÃO DO TRABALHO

O presente trabalho está estruturado da seguinte maneira:

O Capítulo 2 descreve brevemente uma revisão bibliográfica sobre o tema desenvolvido.

O Capítulo 3 aborda o desenvolvimento das equações de movimento da aeronave, sendo apresentado os referenciais da terra, do corpo e de estabilidade. A seguir, são apresentadas as deduções das equações de movimento para uma aeronave de corpo rígido de 6 graus de liberdade baseando-se nas leis de Newton de conservação de momento linear e angular, e as relações de cinemática linear e angulares. Também são abordados as forças e os momentos aerodinâmicos utilizados e por fim o modelo geral da equação de movimento e os modos naturais da aeronave.

O Capítulo 4 onde serão mostrados os resultados e discussões, demonstra a construção o modelo matemático implementado no *Simulink*, explicitando bloco por bloco, seu funcionamento e a relação entre cada bloco do modelo. Por fim, possui uma seção de validação do modelo, no qual resultados dos polos da aeronave Cessna 182 são comparados com resultados da literatura,grando as respostas para a aeronave no tempo e verificndo seu comportamento.

Por fim, o Capítulo 5 serão apresentadas as conclusões deste trabalho e algumas sugestões para trabalhos futuros.

## 2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

### 2.1 NECESSIDADE DOS SIMULADORES DE VOO

Após a criação do avião com Santos Dumont, com o passar dos anos e melhoramento das aeronaves, ocorreram diversos tipos de acidentes relacionados a aviação o devido á algum tipo de falha, ou em grande parte a falta de habilidade dos pilotos. Dessa forma, surgiu a necessidade de proporcionar aos pilotos iniciantes uma boa ideia do comportamento dos controles e das condições de voo existentes, sem nenhum risco material ou a vida das pessoas (ROLFE; STAPLES, 1986). Portanto, os simuladores tem como característica comum imitar operacionalmente as atividades enfrentadas durante um voo real, possuindo como propósito o de simular o comportamento da aeronave com um modelo dinâmico, permitindo uma interação entre piloto e aparelho.

### 2.2 SIMULADOR DE VOO

O simulador tem sido uma importante ferramenta para estudar o comportamento de uma aeronave atrelado a um baixo custo operacional. A construção de simuladores de modelos de dinâmica de voo tem ganhado enorme destaque devido ao alto desempenho, disponibilidade e o baixo custo computacional necessário. Desta forma, é possível visualizar características com relação as respostas dinâmica de uma aeronave antes de se construir o projeto, podendo assim de maneira prematura realizar ajustes e melhorias no projeto se necessário. Além disso, os simuladores também são bastante importantes na parte de controle, podendo ser utilizados para testes de sistemas de controle de voo, desta forma, possibilitando visualizar características de voo e respostas em tempo real semelhantes ao que ocorreria em uma situação real (HORN et al., 2005).

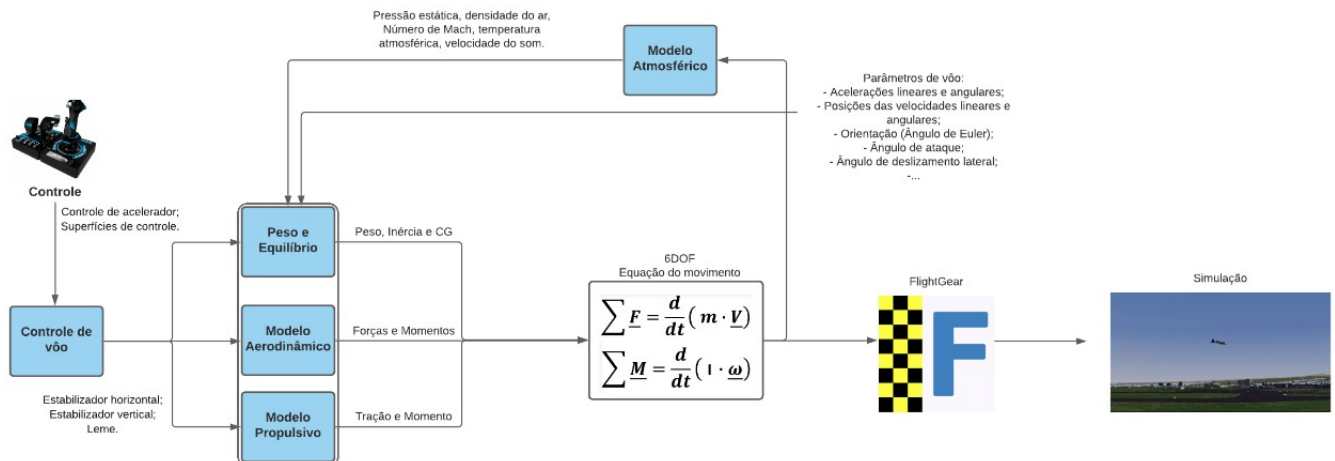
A modelagem matemática aplicada a um simulador para representar o comportamento dinâmico de uma determinada aeronave deve ser definido de acordo com o cenário o qual será estudado. Desta forma, é possível definir todos os subsistemas envolvidos na situação a qual se deseja simular (KENNETH et al., 2005).

O simulador foi implementado através de subsistemas, no qual cada um destes possui um conjunto de equações implementadas separadamente e interligadas, resultando em um modelo final do simulador. Na Figura 1 é apresentado um modelo esquemático de como foi implementado o simulador de voo.

### 2.3 MODELO MATEMÁTICO

Para que seja possível prever o comportamento de uma aeronave, é necessário que seu modelo matemático esteja equivalente ao modelo real. Ou seja, estimar as forças e momentos aerodinâmicos corretamente é de extrema importância, pois assim será possível calcular as acelerações na aeronave, e

Figura 1 – Modelo esquemático do simulador de voo



Fonte: Elaborado pelo autor.

a partir de métodos de integração obter as velocidades e posições (MOODY, 2004).

## 2.4 VANTAGENS E UTILIZAÇÃO DOS SIMULADORES DE VOO

### 2.4.1 Vantagens dos simuladores

Levando em consideração as diversas áreas de aplicação e as qualidades do simulador de voo, várias são suas vantagens quando comparados com um voo real de uma aeronave (SKANS; BARNES, 1979).

**Custo benefício** - Levando em conta o custo operacional e computacional de um simulador, é extremamente mais barato realizar uma operação em um simulador do voo do que em uma aeronave real. Sendo possível realizar treinos e efetuar estudos, sendo em alguns casos mais vantajoso.

**Segurança** - O simulador permite realizar treinos nos quais em algumas ocasiões pode ser considerado perigoso em um voo real, de uma forma segura. Permite fazer com que o piloto se depare com condições adversas de voo sem que o mesmo corra qualquer tipo de perigo, sendo assim, pilotos inexperientes podem adquirir um conjunto de competências motoras e a experiência necessária, evitando o risco de confrontarem em uma situação no ar.

**Fatores ambientais** - Levando em consideração os gases poluentes provenientes da queima de combustível em uma aeronave, tendo em vista também a redução da poluição sonora, um simulador de voo tem um menor impacto ambiental.

### 2.4.2 Utilização dos simuladores de voo

Os simuladores de voo atualmente são empregados nas seguintes áreas:

**Treinamento** - Os simuladores de voo são largamente utilizados para treinamento de pilotos, sendo até mesmo utilizado para treinamento de tripulações inteiras.

**Entretenimento** - Com o avanço da eletrônica e da computação houve o surgimento dos primeiros simuladores para entretenimento, no qual atualmente é possível encontrar simuladores com total liberdade nos três eixos, controle de propulsão, radar e muitas outras características de uma aeronave real.

**Engenharia** - Na engenharia um simulador pode ser utilizado em diversas fases de aplicação: Concepção, projeto, ensaio e produção. Na fase de concepção a ênfase está na avaliação do desempenho e da operacionalidade. Verifica-se todos os possíveis benefícios, se ocorrerão mudanças em seu desempenho e se irá afetar outras funções da aeronave, necessitando assim de melhorias ou para avaliação de possíveis novos problemas (ROLFE; STAPLES, 1986).

Na fase de projeto, modelos matemáticos são requeridos, assim é possível prever se o projeto da aeronave está em um bom andamento e se o mesmo seria viável.

Na fase do protótipo é avaliado as capacidades operacionais versus os requisitos da aeronave, aprimorando as capacidades aerodinâmicas e estruturais.

Durante a fase da produção o simulador é utilizado para desenvolvimento e aprimoração do software, integração e desenvolvimento de novos sistemas, assim como desenvolvimento de táticas e treinamento.

### 3 EQUAÇÕES DA DINÂMICA DE VOO DAS AERONAVES

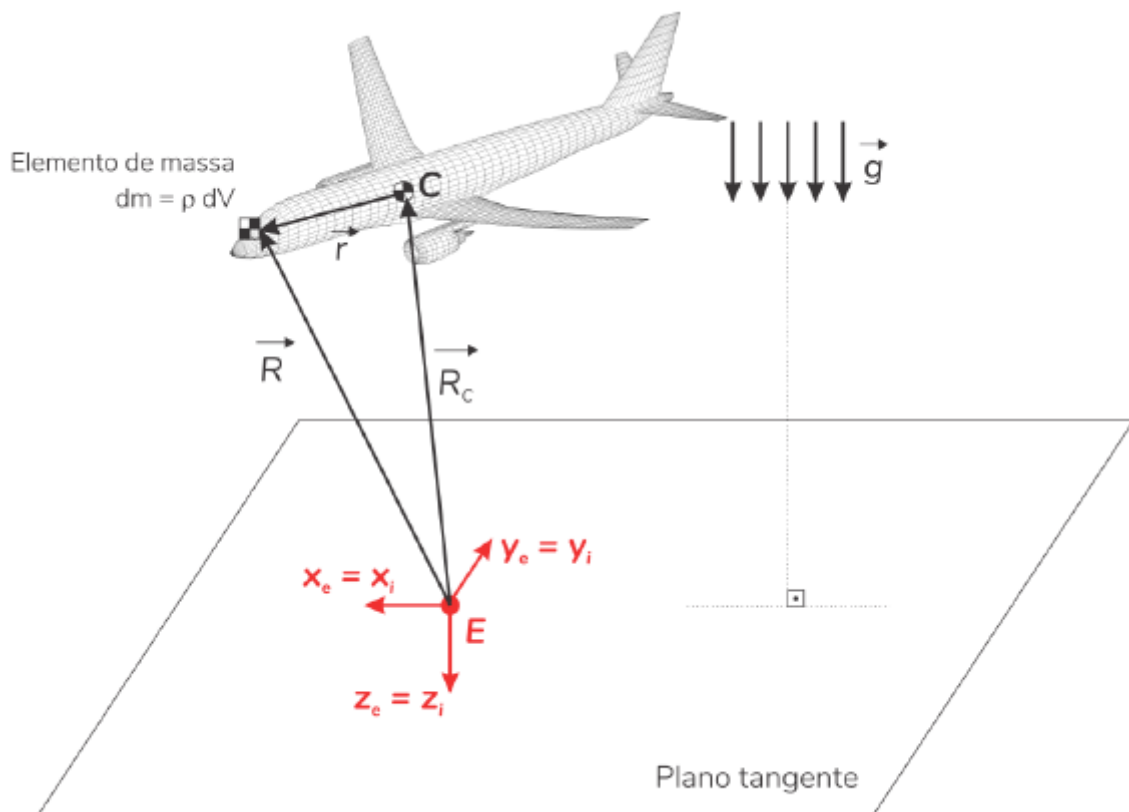
#### 3.1 SISTEMA DE COORDENADAS

Antes de desenvolver as equações de movimento é importante definir um sistema de coordenadas que será utilizado. Para isso a terra é considerada plana e estacionária, ou seja, são validas as leis de Newton. Assim, existem dois sistemas de coordenadas que podem ser utilizadas para uma aeronave: eixo da terra e eixo de corpo. Uma representação de ambos os eixos é dada na Figura 2.

**Eixo da terra** - O sistema de Eixos de referência fixo na terra será denotado por  $F_E(O_E, x_E, y_E, z_E)$ . A origem do sistema está localizada no ponto fixo na Terra, no qual a aeronave da início ao voo. Outro detalhe importante é que o eixo  $O_E z_E$ , aponta verticalmente em direção à aceleração da gravidade, e o eixo  $O_E x_E$ , aponta horizontalmente no sentido do eixo x da aeronave no instante inicial do voo (ETKIN; REID, 1996).

**Eixo de corpo** - O Sistema de Referência Fixo no Corpo, denotado por  $F_B$ , possui sua origem no C.G. da aeronave, sendo  $O_{xz}$  o plano de simetria da aeronave.

Figura 2 – Sistema de Coordenadas: Eixo da terra e Eixo de corpo.



### 3.2 CONSIDERAÇÕES PARA O MODELO MATEMÁTICO

Para que seja possível prever o comportamento de uma aeronave é necessário que seu modelo matemático seja equivalente ao modelo real. Ou seja, estimar as forças e momentos aerodinâmicos corretamente é de extrema importância, pois assim será possível calcular as acelerações na aeronave, e a partir de métodos de integração obter as velocidades e posições (MOODY, 2004).

Antes de equacionar o modelo matemático, serão consideradas algumas simplificações do modelo. Essas simplificações são:

**Terra plana e estacionária no espaço inercial** - Assumindo a terra sendo plana e estacionária em qualquer sistema de coordenada e eixos de referência, a terra se torna um referencial inercial, desta forma sendo válidas as leis de Newton (ETKIN; REID, 1996). Com essa consideração, será possível prever o movimento da aeronave com bastante precisão para pequenos intervalos de tempo.

**A aeronave é um corpo rígido** - Em um corpo rígido, a distância entre quaisquer dois pontos fixos em um corpo é sempre constante, por consequência, cada elemento de massa do corpo não atuará sobre o outro, e a força de individual sobre cada elemento de massa entre si pode ser desconsiderada. Devido a isso, o movimento desse corpo pode ser descrito através da translação do C.M. e da rotação sobre esse ponto (MCRUER DUNSTAN GRAHAM, 1973).

**Gravidade constante** - A força de gravidade pode ser considerada constante e uniforme, não variando com relação a posição no eixo inercial.

**Massa constante** - Nas aeronaves, as forças geradas são provenientes do consumo de combustível, o que acaba por fazer com que a aeronave possua variação de massa, que por consequência irá causar uma variação no vetor quantidade de movimento linear. Porém, para o trabalho em questão, será considerado a massa constante, e não irá ocorrer variação do C.M., e conseqüentemente, do C.G.

Considerando tais simplificações é possível criar um modelo da equação de movimento bastante realista levando em consideração as forças de inércia, aerodinâmicas e propulsivas. Essas 3 contribuições de forças e momentos são utilizadas para resolver a equação de movimento de 6 graus de liberdade de um corpo rígido, sendo realimentado para cada passo de tempo para o sistema em questão. Para efeitos visuais de como será o comportamento da aeronave utilizou-se o *FlightGear* no qual foi integrado ao *Simulink*.

### 3.3 CONSERVAÇÃO DO MOMENTO LINEAR

Considerando a terra como um referencial inercial, aplicando a segunda lei de Newton para a aeronave, temos que as derivadas no tempo do momento linear são iguais as forças externas aplicadas



ao corpo.

$$\frac{d}{dt} \int_v \rho \frac{d\vec{R}}{dt} dV = \int_v \rho \vec{g} dV + \int_S \vec{F} dS \quad (1)$$

O lado direito da equação 1 pode ser reescrito da seguinte forma:

$$\int_v \rho \vec{g} dV + \int_S \vec{F} dS = m \vec{g} + \vec{F}_{aero} + \vec{F}_{prop} \quad (2)$$

Sendo que as integrais  $\int_v$  e  $\int_S$  representam o volume e a superfície da aeronave completa. Para que seja possível resolver essas integrais devemos conhecer a geometria externa da aeronave. Com a hipótese de uma aeronave rígida não será preciso considerar os equilíbrios aeroelásticos (ROSKAM, 1998). Dessa forma a massa é dada por:

$$m = \int_v \rho dV \quad (3)$$

Considerando que a variação de massa da aeronave é suficientemente pequena com o tempo, podemos assumir que a massa permanece constante durante todo o tempo se for considerado um período limitado (ETKIN; REID, 1959), em equações temos:

$$\frac{dm}{dt} = 0 \quad (4)$$

Agora considerando que os elementos de massa da aeronave sejam todos em relação ao seu eixo, como demonstrado na Figura 2. Os vetores de posição podem ser relacionados da seguinte forma:

$$\vec{R} = \vec{R}_C + \vec{r} \quad (5)$$

Substituindo a equação 5 na equação 1, podemos recalculer a quantidade de movimento linear:

$$\frac{d}{dt} \int_v \rho \frac{d\vec{R}}{dt} dV = \frac{d}{dt} \int_v \rho \frac{d\vec{R}_C}{dt} dV + \frac{d}{dt} \int_v \rho \frac{d\vec{r}}{dt} dV \quad (6)$$

Sendo  $\vec{r}$  o vetor posição em relação ao centro de massa, temos:

$$\int_v \rho \vec{r} dV = 0 \quad (7)$$

Desta forma a equação 1 pode ser expressa como:

$$m \frac{d\vec{V}}{dt} = m \vec{g} + \vec{F}_{aero} + \vec{F}_{prop} \quad (8)$$

Porém a equação 8 foi desenvolvida com base no referencial da terra, para termos a equação no

referencial do eixo de corpo da aeronave devemos utilizar a seguinte relação vetorial:

$$\frac{\vec{X}_E}{dt} = \frac{\partial \vec{X}_B}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{X}_B \quad (9)$$

Utilizando a expressão anterior é possível encontrar a seguinte relação.

$$m \frac{d\vec{V}_E}{dt} = m \left( \frac{\partial \vec{V}_B}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{V} \right) \quad (10)$$

Desta forma a equação 8 pode ser reescrita da seguinte forma:

$$m \left( \frac{\partial \vec{V}_B}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{V} \right) = m \vec{g} + \vec{F}_{aero} + \vec{F}_{prop} \quad (11)$$

Expandindo o produto vetorial é possível encontrar a equação da aeronave que resulta da conservação do momento angular em sua forma escalar.

$$m (\dot{U} + QW - VR) = mg_x + F_{x_{aero}} + F_{x_{prop}} \quad (12a)$$

$$m (\dot{V} + UR - PW) = mg_y + F_{y_{aero}} + F_{y_{prop}} \quad (12b)$$

$$m (\dot{W} + PV - QU) = mg_z + F_{z_{aero}} + F_{z_{prop}} \quad (12c)$$

### 3.4 CONSERVAÇÃO DO MOMENTO ANGULAR

Agora aplicando a segunda lei de Newton para movimentos rotacionais, considerando a terra como um referencial inercial, temos que a derivada no tempo do momento angular é igual a soma dos momentos externos aplicado ao corpo, deste modo:

$$\frac{d}{dt} \int_V \vec{r} \times \rho \frac{d\vec{r}}{dt} dV = \int_V \vec{r} \times \rho \vec{g} dV + \int_S \vec{r} \times \vec{F} dS \quad (13)$$

Considerando o braço de momento  $\vec{r} = \vec{r}_p + \vec{r}$  sendo como a distância entre o referencial baseado na Terra e um ponto genérico na aeronave.

Mais uma vez, utilizando as equações 5 e 7, podemos simplificar a expressão do movimento angular. Assim a equação 13, pode ser escrita da seguinte forma:

$$\frac{d}{dt} \int_V \vec{r} \times \rho \frac{d\vec{r}}{dt} dV = \int_V \vec{r} \times \vec{F} dS = \vec{M}_{aero} + \vec{M}_{prop} \quad (14)$$

Sendo  $\vec{M}_{aero}$  e  $\vec{M}_{prop}$  os vetores de momento totais aerodinâmicos e propulsivos.

Temos então uma equação vetorial no qual é dependente do tempo em seu argumento da integral. Adicionalmente temos as equações em relação ao referencial da Terra, oque torna mais complexa a resolução das equações. Para expressar a dinâmica de rotação em relação ao centro de gravidade,

primeiramente o "tempo" da diferenciação é reformulado na integral volumétrica:

$$\frac{d}{dt} \int_V \vec{r} \times \rho \frac{d\vec{r}}{dt} dV = \int_V \frac{d\vec{r}}{dt} \times \frac{d\vec{r}}{dt} dV + \int_V \vec{r} \times \rho \frac{d}{dt} \frac{d\vec{r}}{dt} dV = \int_V \vec{r} \times \rho \frac{d}{dt} \frac{d\vec{r}}{dt} dV \quad (15)$$

A para a primeira diferenciação temos  $\frac{d\vec{r}}{dt} = \dot{\vec{r}} + \vec{\omega} \times \vec{r}$ , resultando:

$$\int_V \vec{r} \times \rho \frac{d}{dt} \frac{d\vec{r}}{dt} dV = \int_V \vec{r} \times \rho \frac{d}{dt} (\dot{\vec{r}} + \vec{\omega} \times \vec{r}) dV \quad (16)$$

Dessa forma resolvendo a equação 16:

$$\int_V \vec{r} \times \rho \frac{d}{dt} (\dot{\vec{r}} + \vec{\omega} \times \vec{r}) dV = \int_V \vec{r} \times [\dot{\vec{r}} + \vec{\omega} \times \vec{r} + \vec{\omega} \times \dot{\vec{r}} + 2\vec{\omega} \times \vec{r} + \vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{r})] \rho dV \quad (17)$$

Considerando a aeronave como um corpo rígido, por definição temos  $\dot{\vec{r}} = 0$  e  $\ddot{\vec{r}} = \vec{0}$ , que simplificando teremos:

$$\int_V \vec{r} \times \rho \frac{d}{dt} (\dot{\vec{r}} + \vec{\omega} \times \vec{r}) dV = \int_V \vec{r} \times [\vec{\omega} \times \vec{r} + \vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{r})] \rho dV = \vec{M}_{aero} + \vec{M}_{prop} \quad (18)$$

Resolvendo o produto vetorial:

$$\int_V \left[ \vec{\omega} (\vec{r} \cdot \vec{r}) - \vec{r} (\vec{r} \cdot \vec{\omega}) + \vec{r} \times \vec{\omega} (\vec{\omega} \cdot \vec{r}) \right] \rho dV = \vec{M}_{aero} + \vec{M}_{prop} \quad (19)$$

As componentes podem ser convertidas para a forma escalar utilizando as expressões apropriadas para os vetores  $\vec{r}$ ,  $\vec{\omega}$  e  $\dot{\vec{\omega}}$ .

$$\vec{r} = X \vec{i} + Y \vec{j} + Z \vec{k} \quad (20a)$$

$$\vec{\omega} = P \vec{i} + Q \vec{j} + R \vec{k} \quad (20b)$$

$$\dot{\vec{\omega}} = \dot{P} \vec{i} + \dot{Q} \vec{j} + \dot{R} \vec{k} \quad (20c)$$

Resolvendo os produtos vetoriais e substituindo as expressões relacionadas com as inércia (verificar apêndice A), e considerando a aeronave simétrica para o plano XZ, podemos resolver a equação 19.

$$\dot{P} I_{xx} - \dot{R} I_{zz} - PQ I_{XZ} + RQ (I_{zz} - I_{yy}) = L_{aero} + L_{prop} \quad (21a)$$

$$\dot{Q} I_{yy} + PR (I_{xx} - I_{zz}) + (P^2 - R^2) I_{xz} = M_{aero} + M_{prop} \quad (21b)$$

$$\dot{R} I_{zz} - \dot{P} I_{xz} + PQ (I_{yy} - I_{xx}) + QR I_{xz} = N_{aero} + N_{prop} \quad (21c)$$

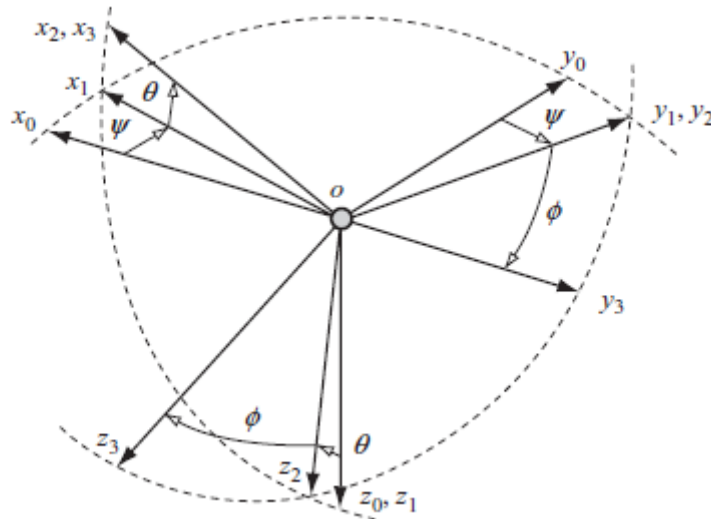
### 3.5 ORIENTAÇÃO E POSIÇÃO DA AERONAVE

A equação de movimento de foi desenvolvida para um sistema de eixo fixo na aeronave, também denominado de eixo de corpo. Porém, a orientação e posição da aeronave também pode ser descrita em termos de um eixo de referência fixa. Para que seja possível realizar essa relação entre o eixo da aeronave e um outro eixo qualquer, devemos definir os ângulos de Euler demonstrados na Figura 3.

Os ângulos de Euler podem definir a orientação da aeronave através de três rotações consecutivas, obedecendo a seguinte ordem de rotação:  $\psi$ ,  $\theta$  e  $\phi$ , o qual resulta na seguinte matriz de transformação  $L_{EB}$  (ETKIN; REID, 1996):

$$L_{EB} = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \sin \phi \sin \theta \cos \psi - \sin \psi \cos \phi & \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi \\ \cos \theta \sin \psi & \sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \theta \cos \phi & \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi \\ -\sin \theta & \sin \phi \cos \theta & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (22)$$

Figura 3 – Ângulos de Euler.



Fonte: Flight Dynamics Principles, COOK

### 3.6 CINEMÁTICA DA AERONAVE

Através dos ângulos de Euler é possível relacionar a velocidade da aeronave com relação à terra e as componentes de velocidade em relação ao eixo de corpo:

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = L_{EB} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (23)$$

Também é de grande importância relacionar as velocidades angulares no eixo de corpo (P,Q,R) e a taxa de variação dos ângulos de Euler ( $\dot{\psi}$ ,  $\dot{\theta}$ ,  $\dot{\phi}$ ). Tais relações são expressas utilizando os ângulos de

Euler através da seguinte relação:

$$\begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \cos \theta \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (24)$$

Invertendo a expressão anterior, obtemos:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \frac{\sin \phi}{\cos \theta} & \frac{\cos \phi}{\cos \theta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \quad (25)$$

Ou então, reescrevendo na forma de um sistema de equações:

$$\dot{\phi} = P + \tan \theta (Q \sin \phi + R \cos \phi) \quad (26a)$$

$$\dot{\theta} = Q \cos \phi - R \sin \phi \quad (26b)$$

$$\dot{\psi} = \frac{Q \sin \phi + R \cos \phi}{\cos \theta} \quad (26c)$$

### 3.7 AS 12 EQUAÇÕES DE MOVIMENTO DA AERONAVE

Dessa forma, foi possível deduzir as 12 equações diferenciais ordinárias que definem o movimento completo de uma aeronave, que são dadas pelo seguinte sistema de equações:

$$\dot{x} = u \cos \theta \cos \psi + v (\sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi) + w (\cos \phi \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) \quad (27a)$$

$$\dot{y} = u \cos \theta \sin \psi + v (\sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi) + w (\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) \quad (27b)$$

$$\dot{h} = u \sin \theta - v \sin \phi \cos \theta - w \cos \phi \cos \theta \quad (27c)$$

$$\dot{u} = Rv - Qw + \frac{F_{ext,x}}{m} \quad (27d)$$

$$\dot{v} = Pw - Ru + \frac{F_{ext,y}}{m} \quad (27e)$$

$$\dot{w} = Qu - Pv + \frac{F_{ext,z}}{m} \quad (27f)$$

$$\dot{\phi} = P + \tan \theta (Q \sin \phi + R \cos \phi) \quad (27g)$$

$$\dot{\theta} = Q \cos \phi - R \sin \phi \quad (27h)$$

$$\dot{\psi} = \frac{Q \sin \phi + R \cos \phi}{\cos \theta} \quad (27i)$$

$$\dot{P} = \frac{I_{xz} M_{ext,z} + I_{zz} M_{ext,x} + I_{xz} (I_{xx} - I_{yy} + I_{zz}) PQ - (I_{xz}^2 - I_{yy} I_{zz} + I_{zz}^2) QR}{I_{xx} I_{zz} - I_{xz}^2} \quad (27j)$$

$$\dot{Q} = \frac{M_{ext,y} - (I_{xx} - I_{zz}) RP - I_{xz} (P^2 - R^2)}{I_{yy}} \quad (27k)$$

$$\dot{R} = \frac{I_{xx} M_{ext,z} + I_{xz} M_{ext,x} - I_{xz} (I_{xx} - I_{yy} + I_{zz}) QR + (I_{xz}^2 - I_{yy} I_{xx} + I_{xx}^2) PQ}{I_{xx} I_{zz} - I_{xz}^2} \quad (27l)$$

### 3.8 FORÇAS E MOMENTOS NA AERONAVE

#### 3.8.1 Força gravitacional

A componente da aceleração gravitacional pode ser escrita como a seguir:

$$\vec{g} = \vec{i} g_x + \vec{j} g_y + \vec{k} g_z \quad (28)$$

Essas componentes podem ser escritas em função dos ângulos de Euler:

$$\vec{i}(-g \sin \theta) + \vec{j}(g \sin \phi \cos \theta) + \vec{k}(g \cos \phi \cos \theta) = \vec{i} g_x + \vec{j} g_y + \vec{k} g_z \quad (29)$$

Reescrevendo a expressão acima, resulta:

$$g_x = -g \sin \theta \quad (30a)$$

$$g_y = g \sin \phi \cos \theta \quad (30b)$$

$$g_z = g \cos \phi \cos \theta \quad (30c)$$

#### 3.8.2 Modelo propulsivo

O modelo propulsivo utilizado foi um modelo genérico dado pela seguinte expressão:

$$T_r = \delta_T T_{r_{max}} \left( \frac{V}{V_{ref}} \right)^{n_v} \left( \frac{\rho}{\rho_{ref}} \right)^{n_p} \quad (31)$$

Onde os parâmetros  $n_v$  e  $n_p$  dependem do tipo de motor utilizado.  $n_v = 0$  para motor turbofan e  $n_v = -1$  para turboprop.

$$n_p = 0.7 - 1.0$$

$\delta_T$  sendo o controlador do motor.

#### 3.8.3 Modelagem das forças e momentos aerodinâmicos

As forças e momentos atuando na aeronave por completa são definidas em termos de coeficientes aerodinâmicos adimensionais. Os coeficientes aerodinâmicos são, na prática, função dos ângulos aerodinâmicos, do número de Mach e da altitude, das deflexões das superfícies de controle e do sistema propulsivo.

Porém para simplificar o problema é utilizado a expansão de Taylor em torno de condições iniciais nulas adotado em (NAPOLITANO, 2011), dessa forma temos um modelo aerodinâmico linearizado.

##### 3.8.3.1 Força Axial, $C_D$

Através do equilíbrio de forças, na direção X temos:

$$F_{x_{aero}} = -D = -C_D q S \quad (32)$$

onde  $C_D$  é dado por:

$$C_D = C_{D0} + C_{D\alpha} \alpha + C_{D\delta_e} \delta_e + C_{D_{i_H}} i_H \quad (33)$$

### 3.8.3.2 Força Vertical, $C_L$

Através do equilíbrio de forças, na direção Z, temos:

$$F_{z_{aero}} = -L = C_L q S \quad (34)$$

onde  $C_L$  é dado por:

$$C_L = C_{L0} + C_{L\alpha} \alpha + C_{L\delta_e} \delta_e + C_{L_{i_H}} i_H + C_{L\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + C_{L_q} \left( \frac{q\bar{c}}{2V} \right) \quad (35)$$

### 3.8.3.3 Momento de arfagem, $C_m$

De acordo com o modelo de forças longitudinal, o momento aerodinâmico agindo em estado estacionário em torno do eixo Y no eixo de estabilidade é dado por:

$$M_{A1} = M_1 \quad (36)$$

Uma expressão para o momento de arfagem total é dado por:

$$M_1 = C_{m_1} \bar{q} \bar{c} S \quad (37)$$

$$C_m = C_{m_0} + C_{m\alpha} \alpha + C_{m\delta_e} \delta_e + C_{m_{i_H}} i_H + C_{m\dot{\alpha}} \left( \frac{\dot{\alpha}\bar{c}}{2V} \right) + C_{m_q} \left( \frac{q\bar{c}}{2V} \right) \quad (38)$$

### 3.8.3.4 Forças Laterais, $C_Y$

No caso de uma aeronave simétrica, as forças laterais são causadas pelo movimento de deslizamento lateral e pela deflexão do leme. A força lateral para uma aeronave completa é dada pela seguinte expressão:

$$Y = C_Y q S \quad (39)$$

$$C_Y = C_{Y\beta} \beta + C_{Y\delta_r} \delta_r + C_{Y\delta_a} \delta_a + C_{Y_p} \left( \frac{b}{2V} \right) P + C_{Y_r} \left( \frac{b}{2V} \right) R \quad (40)$$

### 3.8.3.5 Momento de rolagem, $C_l$

Momentos de rolagem são causados devido ao ângulo de rolagem da aeronave, o qual ocorre devido a ação dos ailerons e do leme. O momento de rolagem de uma aeronave completa é dado pela seguinte equação:

$$l = C_l q S b \quad (41)$$

$$C_l = C_{l_\beta}\beta + C_{l_{\delta_r}}\delta_r + C_{l_{\delta_a}}\delta_a + C_{l_p}\left(\frac{b}{2V}\right)P + C_{l_r}\left(\frac{b}{2V}\right)R \quad (42)$$

### 3.8.3.6 Momento de guinada, $C_n$

Momentos de guinada são causados devido ao ângulo de glissada da aeronave, pela ação do leme ou pela força propulsiva desbalanceada que pode ser causada pelas aeronaves bi-motoras. O momento de guinada para uma aeronave completa é dado pela seguinte expressão:

$$N = C_n q S b \quad (43)$$

$$C_n = C_{n_\beta}\beta + C_{n_{\delta_r}}\delta_r + C_{n_{\delta_a}}\delta_a + C_{n_p}\left(\frac{b}{2V}\right)P + C_{n_r}\left(\frac{b}{2V}\right)R \quad (44)$$

## 3.8.4 Modelo Atmosférico

O modelo atmosférico utilizado foi o modelo ISA. Sendo a atmosfera terrestre um ambiente mutável, dessa forma, suas propriedades variam com a altitude. Sendo assim, dentro das variações periódicas, foi desenvolvido um modelo, o qual foi proposto pela ICAO, denominado de atmosfera padrão (ISA). Assim, foi adotado para a utilização padronizada os valores médios relacionados à: pressão, temperatura e densidade do ar para cada altitude (SADRAEY, 2017).

Para o nível do mar a atmosfera padrão possui as seguintes propriedades:

- **Pressão** -  $P_o = 101.325 \text{ Pa}$ ;
- **Temperatura** -  $T_o = 15^\circ\text{C}$ ;
- **Densidade** -  $\rho_o = 1.225 \text{ kg/m}^3$

A Figura 4 relaciona a distribuição de temperatura para diferentes altitudes baseadas no modelo ISA.

Para a camada da troposfera (camada onde se encontra a altitude de voo das aeronaves, uma altitude de até 11.000 metros), a distribuição de temperatura baseada no modelo ISA é dada por:

$$T_{ISA} = T_0 - Lh \quad (45)$$

no qual  $L$  é a constante que define a variação de temperatura por altitude sendo dada por  $L = 0.0065^\circ\text{C}/\text{m}$ . A pressão no modelo ISA é:

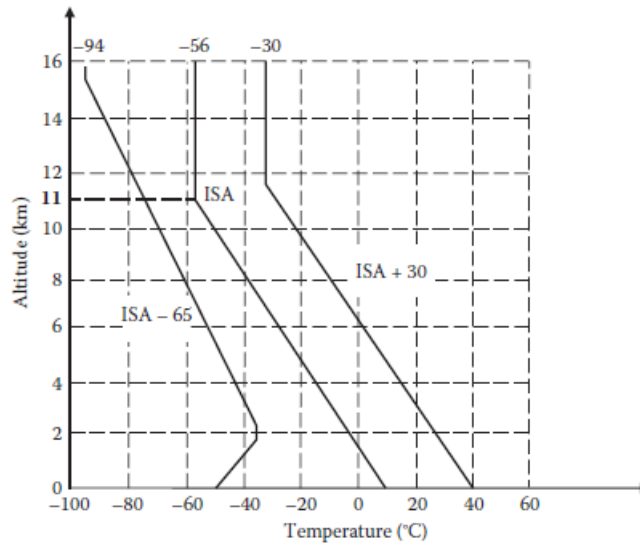
$$P_{ISA} = 0.2234P_0 \frac{11000 - h}{6342} \quad (46)$$

e a densidade pode ser obtida considerando o gás um gás ideal, assim a equação dos gases ideais é válida, resultando em:

$$\rho = \frac{P}{RT} \quad (47)$$



Figura 4 – Variação da temperatura com a altitude baseado no modelo ISA.



Fonte: Aircraft Performance: An Engineering Approach.

sendo  $R$  a constante universal dos gases, sendo para o ar  $R = 289.053 \text{ J/kgK}$ .

### 3.9 MODOS NATURAIS DA AERONAVE

Os modos naturais da aeronave são excitados quando o avião é perturbado de sua condição de equilíbrio. Essa perturbação pode ocorrer devido a entrada nas superfícies de comando do piloto, uma mudança na potência do motor e por influências externas devido a atmosfera, como por exemplo rajadas e turbulência (COOK, 2012).

A aeronave possui ao todo 5 modos naturais, sendo 2 deles modos devido a perturbações longitudinais (curto-período e fugóide), e os outros 3 devido a perturbações latero-direcionais (dutch-roll, rolamento puro e espiral).

#### 3.9.1 Período-Curto

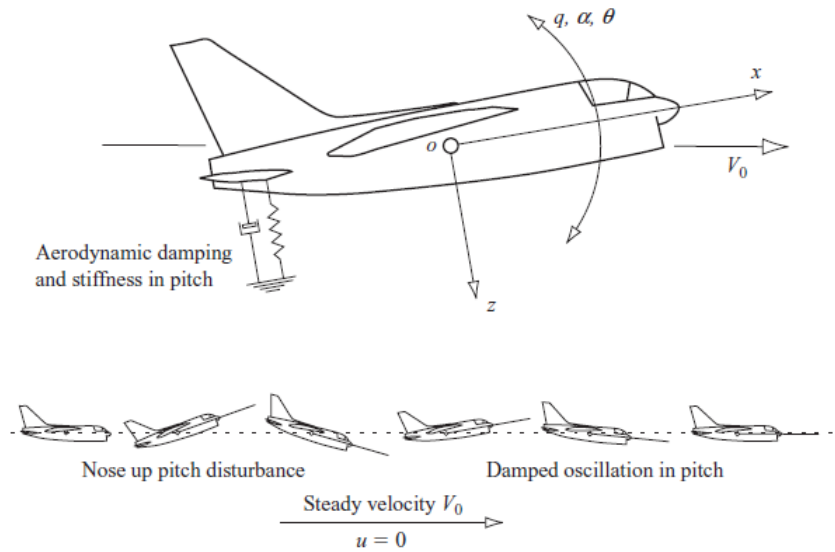
O período-curto é uma oscilação amortecida longitudinal sob o eixo  $Oy$ . Quando a aeronave é perturbada de seu estado de equilíbrio o modo é excitado e se manifesta como uma clássica oscilação de segunda ordem, no qual as principais variáveis são  $\alpha$ , a velocidade de arfagem  $q$  e o ângulo de atitude  $\theta$ . O período-curto é um modo bastante amortecido no qual seu período é pequeno, e temos que a variação da velocidade no tempo do modo é negligenciável (COOK, 2012). A Figura 5 está demonstrando de forma ilustrativa o comportamento do modo curto-período com o tempo.

#### 3.9.2 Fugóide

O modo fugóide é um modo longitudinal da aeronave pouco amortecido, com uma baixa frequência de oscilação na velocidade  $u$ , o qual possui um acoplamento entre o ângulo de altitude  $\theta$  e a altitude  $h$ .

Uma importante característica desse modo é que a incidência  $\alpha(w)$  permanece constante durante a perturbação. O fugóide é um movimento harmônico amortecido no qual resulta na aeronave realizar

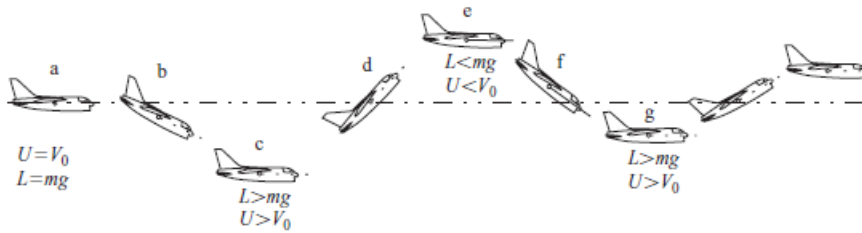
Figura 5 – Oscilação estável do modo período-curto.



Fonte: Flight Dynamics Principles, (COOK, 2012)

um caminho senoidal suave sobre uma altitude trimada nominal. Como temos um grande efeito de inércia e do momento envolvidos. O movimento é lento assim como as acelerações angulares  $\dot{q}$  e  $\dot{\alpha}(\dot{w})$  são significativamente pequenas e podem até ser desprezadas. Por consequência, possui uma frequência natural pequena e como o arrasto é pequeno, temos também um amortecimento pequeno. Devido ao baixo amortecimento, uma vez excitado ocorrem diversos ciclos do modo fugóide até o movimento se estabilizar (COOK, 2012). A Figura 6 está representando o movimento realizado pelo modo fugóide.

Figura 6 – Desenvolvimento estável do modo fugóide.

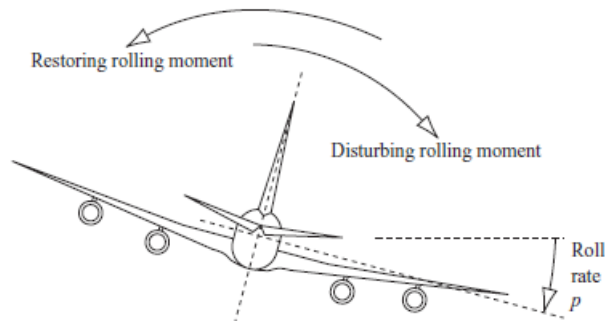


Fonte: Flight Dynamics Principles, (COOK, 2012)

### 3.9.3 Rolamento puro

O rolamento puro é um movimento não oscilatório latero-direcional da aeronave. Como o movimento é não oscilatório o é descrito por uma única raiz real da equação característica, sendo a de menor módulo, e se manifesta como uma resposta exponencial no movimento de rolagem. O rolamento puro é um movimento com uma constante de tempo bem pequena, ou seja, acontece em um curto período de tempo. A figura x reprenseta o comportamento do movimento do rolamento puro. A Figura 7 está representando o movimento de rolamento puro.

Figura 7 – Representação do modo de rolamento puro.

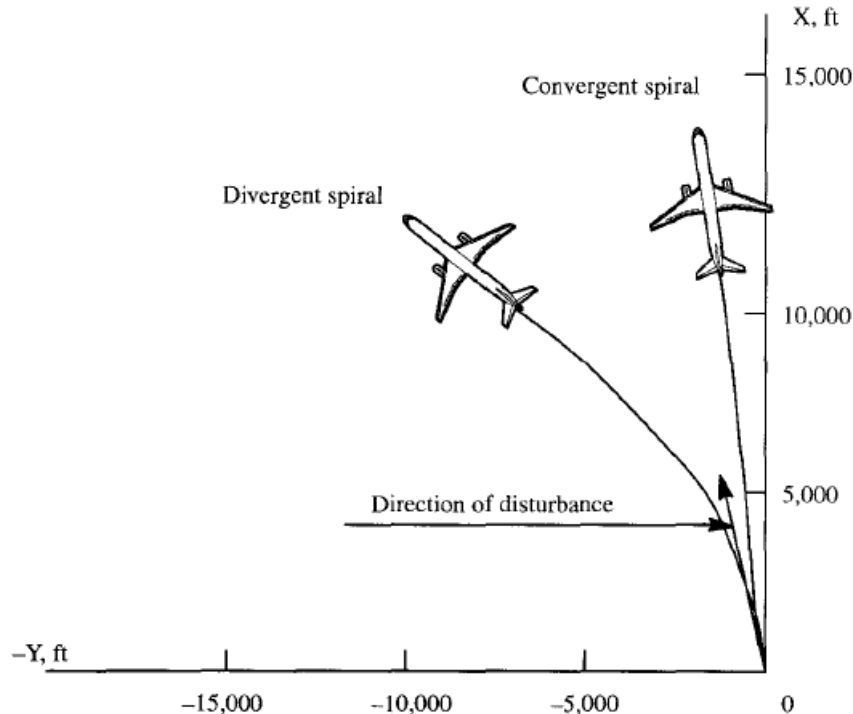


Fonte: Flight Dynamics Principles, (COOK, 2012)

### 3.9.4 Espiral

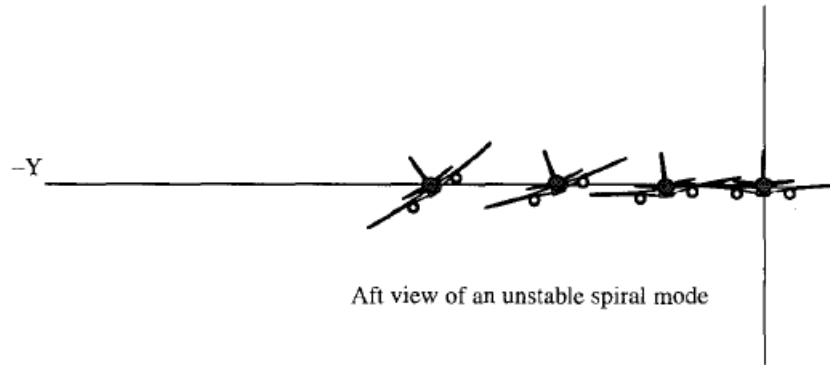
O modo espiral, assim como o rolamento puro, é um movimento não oscilatório e é determinado pela outra raiz real da equação característica, a de maior módulo. Quando excitado, o modo usualmente se desenvolve de forma lenta e envolve um acoplamento de rolagem, guinada e o ângulo de glissada. O modo é comumente excitado por uma perturbação no ângulo  $\beta$ , o qual tipicamente segue por uma perturbação de rolagem causando o abaixamento em uma das asas. A demonstração do comportamento do do comportamento de um modo espiral convergente e divergente é dado na Figura 8, e uma vista frontal do mesmo modo na Figura 9.

Figura 8 – Modo espiral visto por um referencial externo.



Fonte: Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls, (ROSKAM, 1998)

Figura 9 – Vista frontal do modo espiral instável.

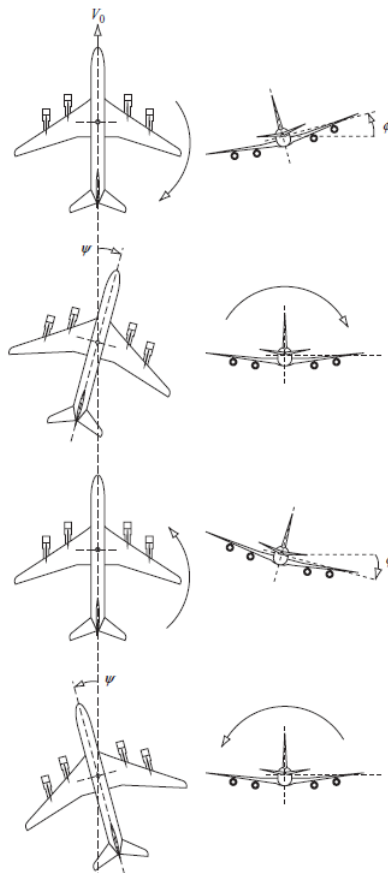


Fonte: Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls, (ROSKAM, 1998)

### 3.9.5 Dutch Roll

O modo Dutch Roll é o único modo oscilatório latero-direcional da aeronave, esse é um modo amortecido o qual possui um acoplamento entre o movimento de guinada, de rolamento e de menor grau com o ângulo de glissada, sendo dessa forma descrito como uma combinação entre os 3 graus de liberdade latero-direcional. O modo é descrito pela raiz complexa da equação característica. Uma representação de seu movimento é demonstrada na Figura 10.

Figura 10 – Representação do modo Dutch Roll.



Fonte: Flight Dynamics Principles, (COOK, 2012)

## 4 RESULTADOS E DISCUÇÕES

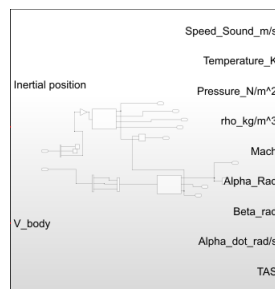
### 4.1 MODELO NUMÉRICO

Conforme o modelo matemático exemplificado no capítulo 3, o modelo numérico do simulador foi implementado através da ferramenta *Simulink*, com 5 principais conjuntos de blocos para que fosse possível resolver simultaneamente todas as equações em tempo real utilizando o método numérico de Runge Kutta de 4ª ordem para o funcionamento do simulador. Esses blocos são: modelo atmosférico, carregamento aerodinâmico, equações de movimento, bloco com o modelo propulsivo e o bloco da terra.

#### 4.1.1 Modelo atmosférico

O modelo atmosférico é responsável pela estimativa dos parâmetros do ar. O modelo necessita de 2 entradas, a posição inercial da aeronave e a velocidade de corpo da aeronave retornando 10 saídas. Utilizando o modelo atmosférico ISA com as entradas fornecidas é possível calcular as propriedades relacionadas a altitude, ângulo de ataque e de glissada, assim como a velocidade verdadeira da aeronave. O bloco do modelo atmosférico é dado na Figura 11, e seu interior na Figura 12.

Figura 11 – Bloco do modelo atmosférico.



Fonte: Elaborado pelo autor.

#### 4.1.2 Modelo Geodésico

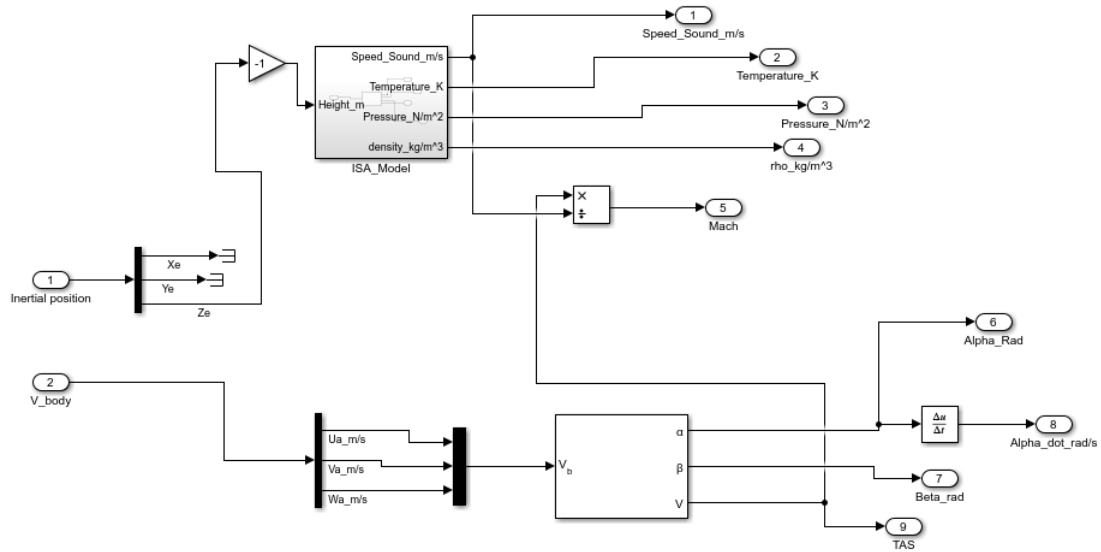
Para que seja possível a conexão entre o *Simulink* e o *FlightGear* é necessário prever as coordenadas da terra com relação a sua latitude e longitude. Este bloco usa as equações e os coeficientes do modelo da terra WGS-84 (ROGERS, 2003):

$$R_{meridiano} = \frac{r_e(1 - \epsilon^2)}{(1 - \epsilon^2(\sin \phi)^2)^{3/2}} \quad (1)$$

$$R_{normal} = \frac{r_e}{(1 - \epsilon^2(\sin \phi)^2)^{1/2}} \quad (2)$$

$$R_{equiv} = \sqrt{R_{meridiano}R_{normal}} \quad (3)$$

Figura 12 – Interior do bloco do modelo atmosférico.

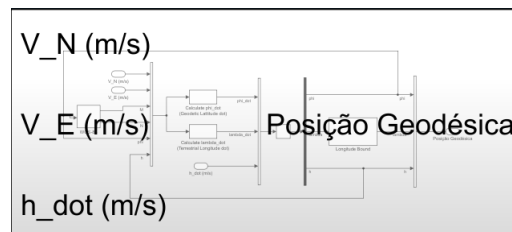


Fonte: Elaborado pelo autor.

Onde  $r_e$  é o raio da Terra no Equador e vale 6378137 m,  $\epsilon$  é a excentricidade da Terra cujo valor é de 0.081819190842622. Calculando esses valores conforme a aeronave se movimenta para cada instante de tempo, é possível calcular as coordenadas geodésicas da aeronave, ou seja, sua latitude e sua longitude para cada instante de tempo.

Para calcular as coordenadas geodésicas é necessário dar de entrada as velocidades da aeronave com relação as direções norte e leste com relação à terra (Apêndice B), no qual essas velocidades são calculadas rotacionando as velocidades do eixo de corpo com relação a essas direções. A saída para o bloco são as posições geodésicas. O bloco está representado na Figura 13.

Figura 13 – Bloco do modelo Geodésico.



Fonte: Elaborado pelo autor.

#### 4.1.3 Modelo Propulsivo

O bloco relacionado ao modelo propulsivo está descrito matematicamente no capítulo 3, esse bloco tem como entrada a porcentagem de tração do motor dada pelo piloto, a velocidade verdadeira (TAS), e a densidade na altitude no qual a aeronave se encontra. Dessa forma é possível calcular a tração resultante gerada pelo motor (sendo a força decomposta em suas 3 direções e também o braço de momento em relação a cada um de seus eixos. A representação do bloco do modelo propulsivo é dado na Figura 14.

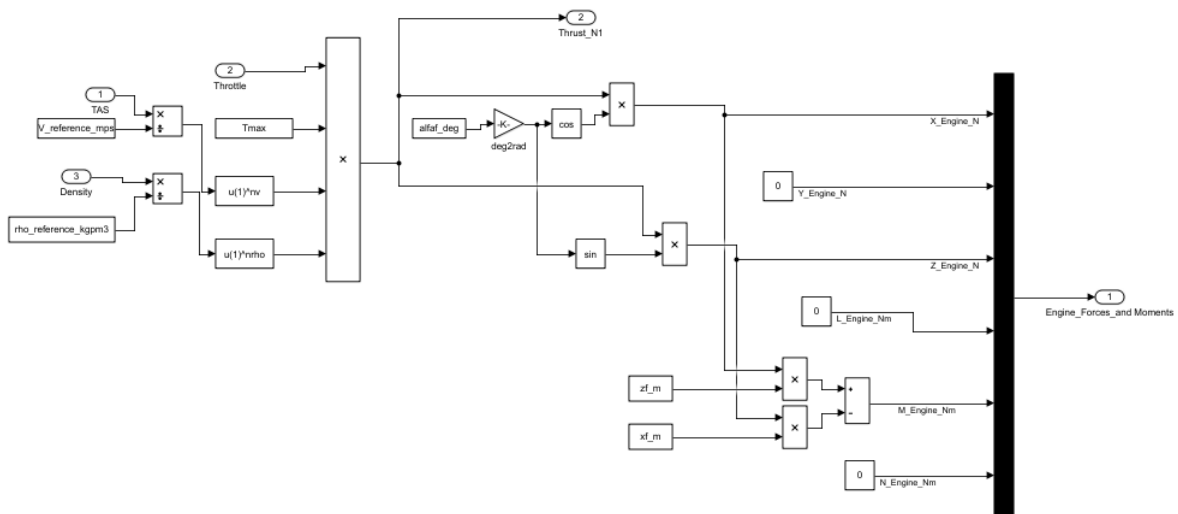
Figura 14 – Bloco do modelo propulsivo.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Dessa forma, o bloco do modelo propulsivo possui duas saídas, a primeira é um vetor 6x1 no qual possui as 3 componentes de força e de momento, a segunda a resultante da força de tração para que seja possível acompanhar seu valor. A Figura 15 está demonstrando o interior do bloco propulsivo.

Figura 15 – Interior do bloco do modelo propulsivo.



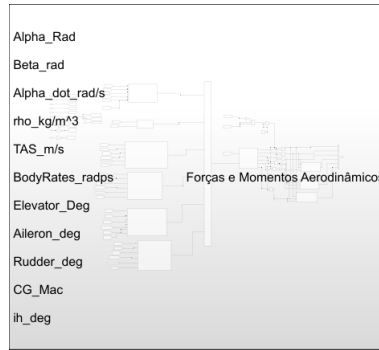
Fonte: Elaborado pelo autor.

#### 4.1.4 Carregamento Aerodinâmico

O bloco relacionado ao carregamento aerodinâmico tem como saída as forças e os momentos aerodinâmicos na aeronave, no qual o modelo matemático foi explicitado no capítulo 3. Esse bloco tem como entrada os ângulos de ataque e de glissada da aeronave, as velocidades angulares, a velocidade verdadeira (TAS), a densidade do ar proveniente das propriedades atmosféricas, e também o posicionamento do centro de gravidade e as deflexões das superfícies de comando (aileron, leme e profundor).

Além dessas entradas é necessário as derivadas da aeronave no eixo de estabilidade, que devem ser dadas como entrada no script do MATLAB antes de iniciar o programa. Porém, para que as forças possam ser utilizadas como entrada para a solução da equação de movimento, é necessário encontrar sua contribuição em relação ao centro de gravidade, e para isso o bloco de carregamento aerodinâmico é dividido em duas partes: a primeira, onde são encontradas as contribuições totais das 3 componentes de força e momento na forma adimensional e no eixo de estabilidade, e a segunda, onde as forças adimensionais são decompostas para o eixo de corpo e em seguida são dimensionalizadas e transferidas para serem aplicadas no centro de gravidade da aeronave. A representação do bloco do carregamento aerodinâmico é dado pela Figura 16.

Figura 16 – Bloco do carregamento aerodinâmico.



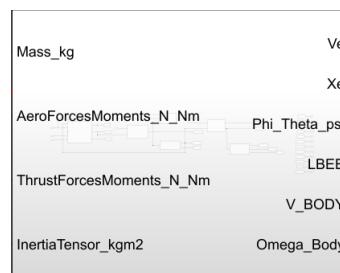
Fonte: Elaborado pelo autor.

#### 4.1.5 Bloco da equação de movimento

O bloco da equação de movimento basicamente soluciona as equações de movimento da aeronave, resolvendo as equações de cinemática, da conservação de momento angular e linear. Como para o bloco da equação do movimento temos: as 3 forças já descritas anteriormente, forças e momentos aerodinâmicos e forças e momentos propulsivos.

Além disso, será necessário dar como entrada a massa da aeronave e o tensor de inércia para inicialização do problema pelo script que deverá ser inicializado previamente no MATLAB. Como saída temos as velocidades ( $u_e, v_e, w_e$ ) e posições ( $x_e, y_e, z_e$ ) da aeronave em relação ao eixo da Terra, os ângulos de Euler ( $\phi, \theta, \psi$ ), a matriz de conversão entre o eixo de corpo e o eixo da terra, e as velocidades angulares ( $p_b, q_b, r_b$ ) e lineares ( $u_b, v_b, w_b$ ) em relação ao eixo de corpo. A representação do bloco da equação de movimento é dada na Figura 17.

Figura 17 – Bloco da Equação de Movimento.



Fonte: Elaborado pelo autor.

O interior desse bloco é subdividido em outros 5 blocos, que serão descritos a seguir.

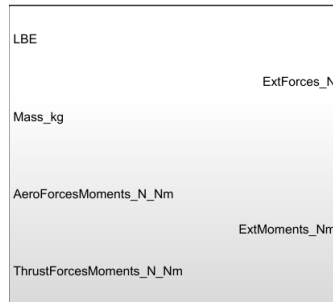
##### 4.1.5.1 Bloco das forças e momentos externos

Este bloco calcula a contribuição total de todas as forças e momentos atuantes na aeronave, no qual soma todas as contribuições das forças e momentos em relação aos eixos de corpo da aeronave. A soma total das contribuições das forças e momentos aerodinâmicos e propulsivos, além da força gravitacional que é convertida do eixo da Terra para o eixo de corpo e somada como parte das contribuições.

O bloco das forças e momentos internos é demonstrado pela Figura 18, e seu interior na Figura 19.

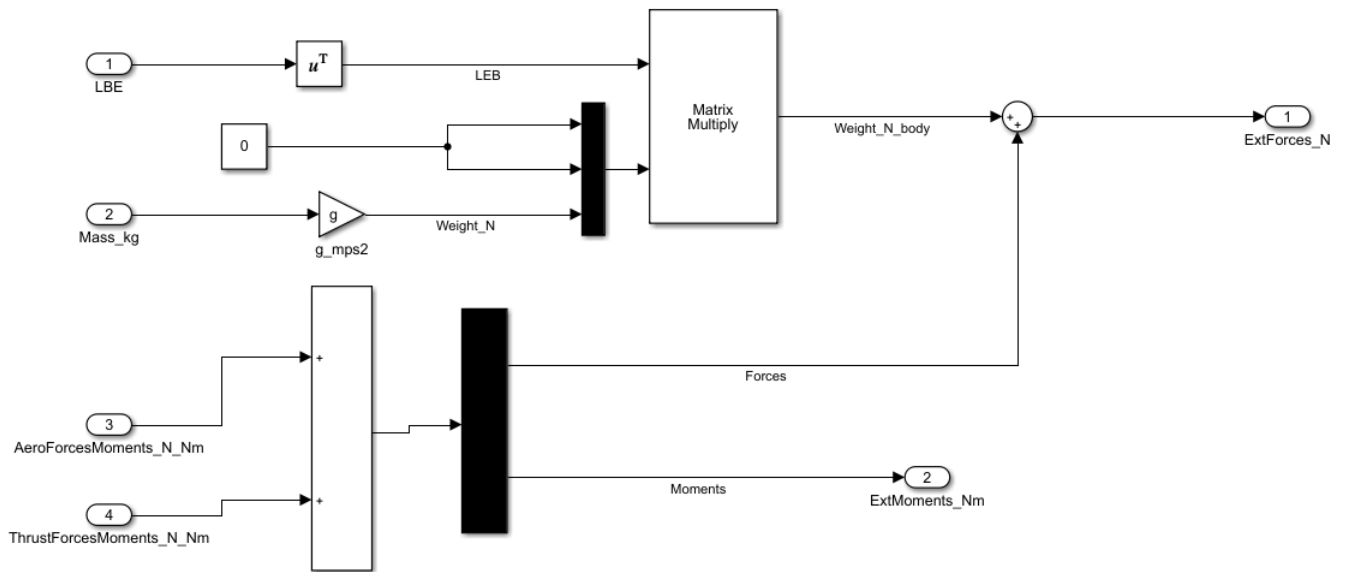


Figura 18 – Bloco da resultante das forças e momentos.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Figura 19 – Interior do bloco da resultante das forças e momentos.

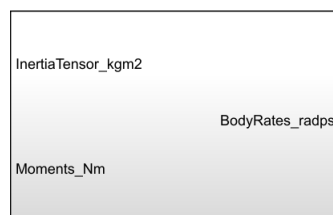


Fonte: Elaborado pelo autor.

#### 4.1.5.2 Bloco das velocidades angulares da aeronave

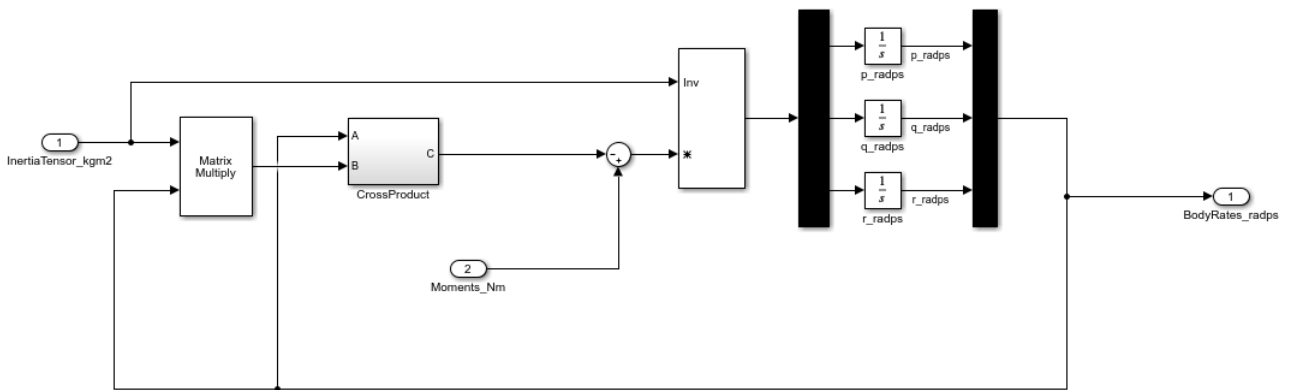
Esse bloco retorna as 3 velocidades angulares da aeronave ( $p, q, r$ ) em relação ao eixo de corpo, utilizando as equações 27.j, 27.k, 27.l do capítulo 3, e integrando as 3 saídas ( $\dot{p}, \dot{q}, \dot{r}$ ), resultando assim nas 3 velocidades angulares. As entradas para esse bloco são as resultantes dos momentos, o qual já foram calculados no bloco anterior, e o tensor de inércia, também já previamente definido. O bloco e seu interior pode ser visto nas Figura 20 e Figura 19.

Figura 20 – Bloco da cinemática de rotação.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Figura 21 – Interior do bloco da cinemática de rotação.



Fonte: Elaborado pelo autor.

#### 4.1.5.3 Bloco das velocidades da aeronave

O bloco das velocidades retorna as 3 velocidades da aeronave ( $u, v, w$ ) em relação ao eixo de corpo da aeronave. Foram utilizadas as equações 27.d, 27.e e 27.f do capítulo 3, e por fim integra-se as 3 acelerações ( $\dot{u}, \dot{v}, \dot{w}$ ) resultando assim nas 3 componentes de velocidade em relação ao eixo de corpo da aeronave.

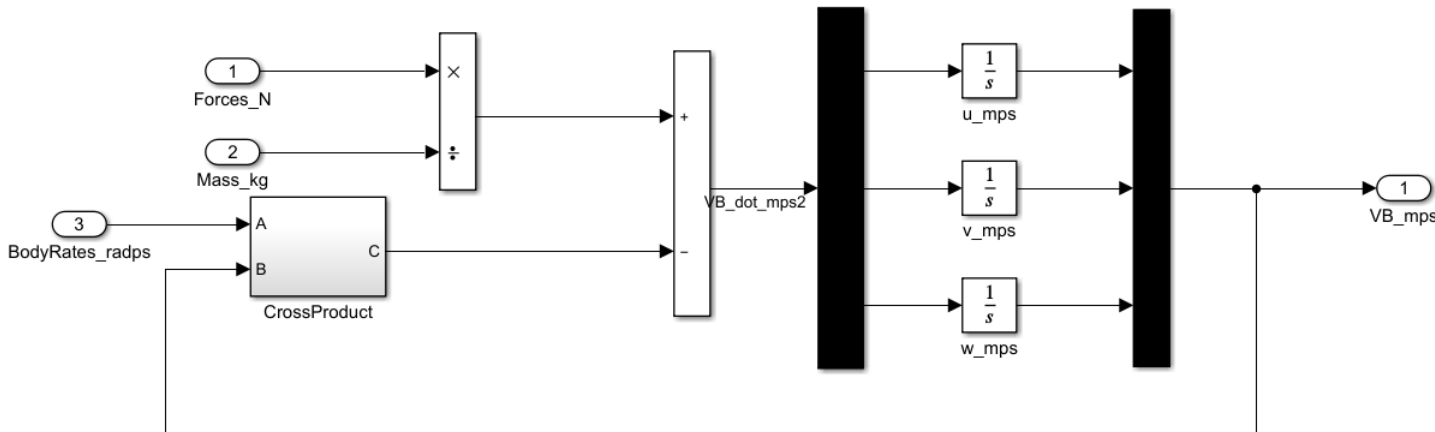
As entradas para esse bloco são as resultantes das forças, as velocidades angulares e a massa da aeronave, sendo todas as variáveis necessárias já sido calculados. O bloco em questão e seu interior podem ser vistos nas Figura 22 e Figura 23.

Figura 22 – Bloco da cinemática translacional.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Figura 23 – Interior do bloco da cinemática translacional.



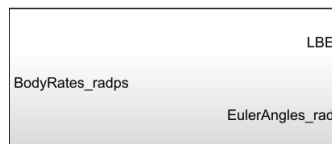
Fonte: Elaborado pelo autor.

#### 4.1.5.4 Bloco dos ângulos de Euler

O bloco dos ângulos de Euler retorna os 3 ângulos de Euler ( $\phi$ ,  $\theta$ ,  $\psi$ ). Foram utilizadas as equações 27.f, 27.g e 27.h descritas previamente no capítulo 3. Os valores encontrados pelas equações ( $\dot{\phi}$ ,  $\dot{\theta}$ ,  $\dot{\psi}$ ) são integrados, para assim obter-se os ângulos de Euler.

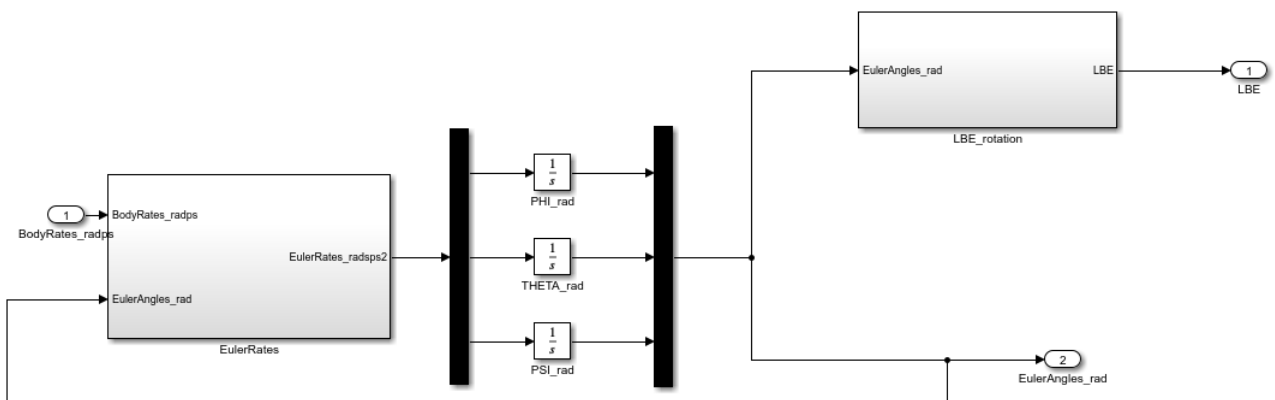
A entrada para esse bloco são apenas as 3 componentes de velocidades angulares. Além dos ângulos de Euler, aproveitou-se o bloco para também configurar a matriz de transformação entre o eixo de corpo e o eixo da Terra. O bloco e seu interior podem ser visualizados nas Figura 24 e Figura 25.

Figura 24 – Bloco dos ângulos de Euler.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Figura 25 – Interior do bloco dos ângulos de Euler.



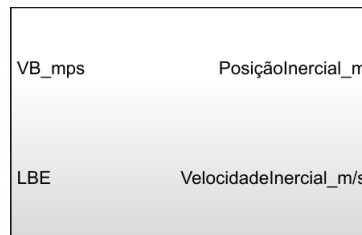
Fonte: Elaborado pelo autor.

#### 4.1.5.5 Bloco Inercial

O bloco Inercial resulta em duas saídas, a velocidade e a posição da aeronave em relação ao eixo inercial. As entradas são a velocidade em relação ao eixo de corpo que foi calculada no bloco da aeronave, e a matriz de transformação do eixo de corpo para o eixo inercial, também calculada anteriormente no bloco dos ângulos de Euler.

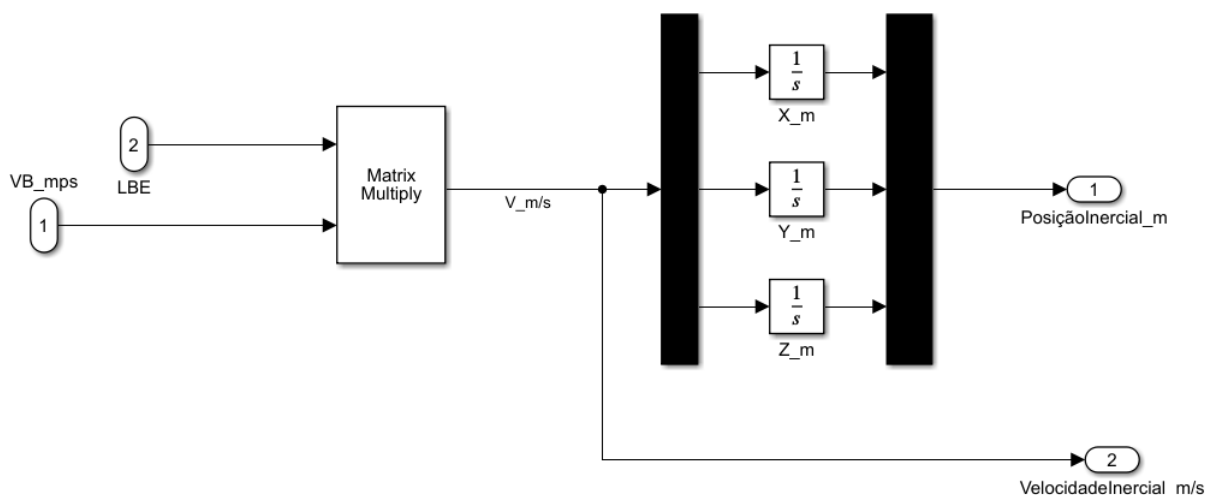
O bloco e seu interior podem ser visualizados nas Figura 26 e Figura 27

Figura 26 – Bloco Inercial.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Figura 27 – Interior do bloco Inercial.

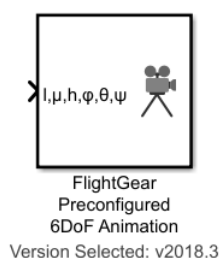


Fonte: Elaborado pelo autor.

#### 4.1.5.6 Integração entre *Simulink* e *Flight Gear*

Para realizar a integração entre o *Simulink* e o *Flight Gear* foi utilizado um bloco do próprio *Simulink* visto na Figura 28.

O bloco de animação pré-configurado do FlightGear permite que você conduza valores de posição e atitude para um veículo, tornando possível observar em tempo real um simulador de voo. Para a entrada do bloco temos as seguintes variáveis: longitude ( $l$ ), latitude ( $\mu$ ), altitude ( $h$ ), ângulo de rolagem  $\phi$ , pitch  $\theta$ , e guinada  $\psi$ .

Figura 28 – Bloco de integração do *Flight Gear* com o *Simulink*.

Fonte: Elaborado pelo autor.

## 4.2 VALIDAÇÃO DO MODELO

Como já foi descrito, o programa realiza a simulação da mecânica de voo de uma aeronave em tempo real a partir dos dados geométricos e das derivadas de estabilidade adimensionais fornecidas no eixo de estabilidade de uma aeronave. Com o intuito de testar o programa, foi realizada uma simulação para um caso da aeronave Cessna 182, em condição de voo de cruzeiro. Os dados da aeronave Cessna 182 que foram utilizados neste trabalho foram retirados da literatura (ROSKAM, 1998) e (NAPOLITANO, 2011), e convertidos para o SI, no qual os valores utilizados podem ser conferidos no Apêndice C. Esses dados são dados de entrada para se dar início a simulação, antes de iniciar a simulação em tempo real no simulador é necessário dar início a um script no MATLAB para que sejam enviados ao *Simulink*.

Para que seja validado o programa foram realizadas simulações com relação ao tempo da aeronave e verificou-se um comportamento esperado comparado com a literatura. Porém, por não possuir dados no tempo da aeronave em questão, utilizou-se a ferramenta de linearização de um sistema dinâmico do *Simulink*. Dessa forma foi possível linearizar o modelo e assim comparar os polos do problema linearizado com a literatura (ROSKAM, 1998) e (NAPOLITANO, 2011), isso pode ser visto na Tabela 1.

Tabela 1 – Comparação entre os modos naturais da aeronave Cessna 182.

Modos	Valor encontrado	(NAPOLITANO, 2011)
Curto período	$-4.1404 \pm 2.8778$	$-4.45 \pm 2.825 i$
Fugóide	$-0.0187 \pm 0.1899i$	$-0.022 \pm 0.17i$
Dutch Roll	$-0.6543 \pm 3.0898$	$-0.6703 \pm 3.1748 i$
Rolamento Puro	$-12.774$	$-13.013$
Espiral	$-0.0186$	$-0.0179$

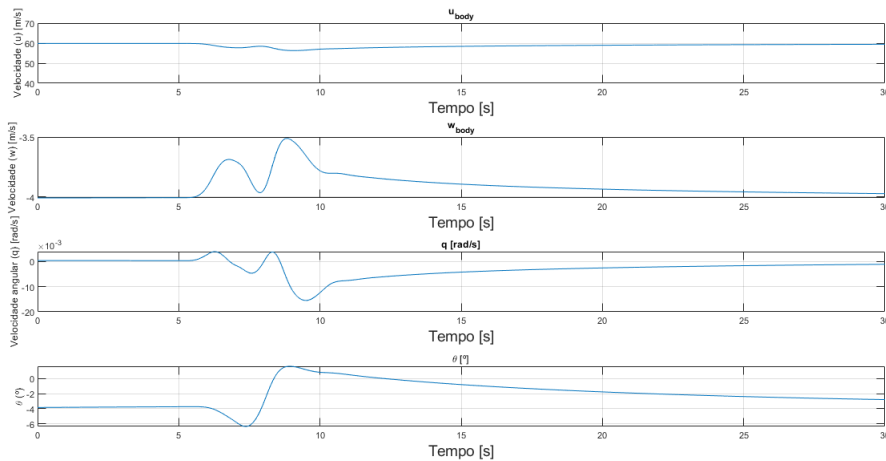
É possível perceber que os valores para cada um dos modos naturais da aeronave para o modelo linearizado foram bastante próximos se comparados com os resultados da literatura.

No gráfico da Figura 29 se encontra a resposta com relação ao tempo para entrada doublet de  $10^\circ$  para o profundor, sendo possível verificar a excitação do modo de curto período. Observando a reação das variáveis com o tempo, verifica-se que a velocidade permanece com pouca variação e tende a se estabilizar, porém as variáveis  $q$  e  $\theta$  possuem uma variação maior e tendem a se estabilizar em

um pequeno intervalo de tempo, sendo assim, um comportamento característico do modo de curto período.

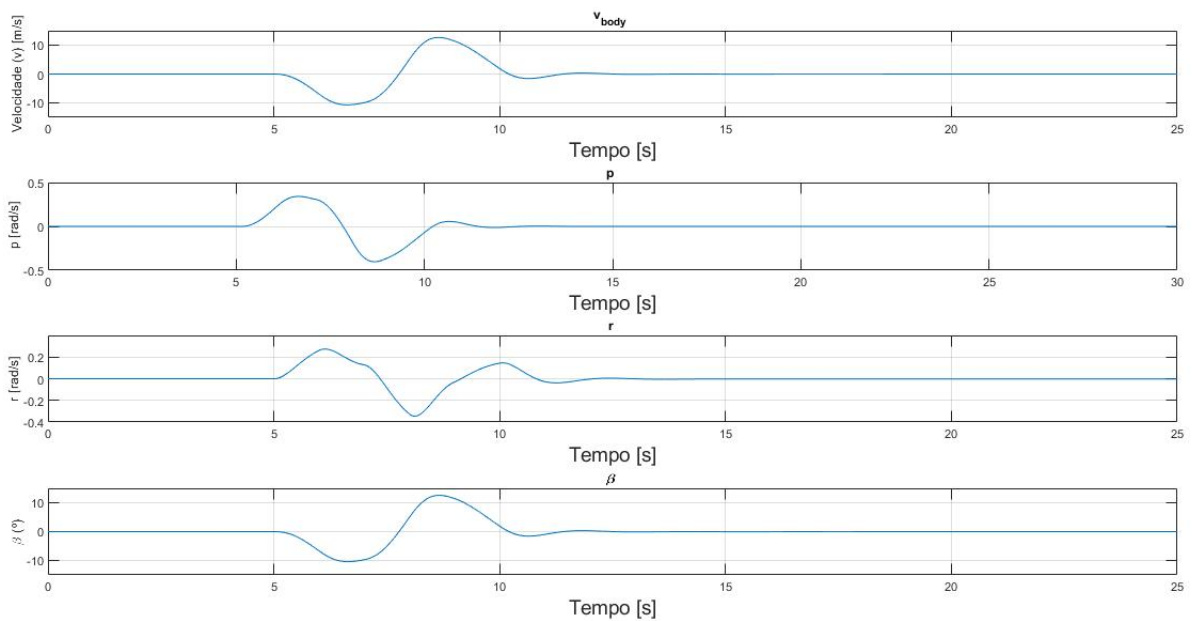
Já o gráfico da figura Figura 29 é a resposta da aeronave para uma entrada doublet de  $10^\circ$  no leme. É possível verificar que temos uma variação na velocidade  $v$ , e em suas velocidades angulares  $p$  e  $r$ , assim também como no ângulo de glissada  $\beta$ , e para ambos os movimentos os valores tendem a ser oscilatórios e a convergir para um condição de equilíbrio como esperado para uma aeronave dinamicamente estável. Esse comportamento é característico do modo de dutch roll.

Figura 29 – Resposta Longitudinal do Cessna 182 para entrada doublet do profundor.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Figura 30 – Resposta Latero-direcional do Cessna 182 para entrada doublet do Leme.



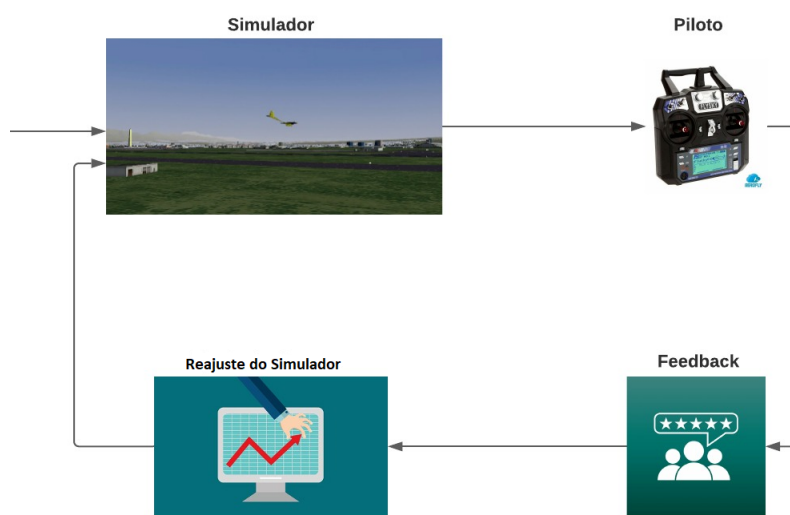
Fonte: Elaborado pelo autor.

Um outro fator bastante importante para o projeto de um simulador é o retorno do piloto. Para o presente trabalho foi de essencial ajuda para a validação o estudante da UNESP Campus São João da

Boa Vista, João Pedro Gasparini. Como o autor desse trabalho não possui experiência relacionada a pilotar uma aeronave, essa parceria com um piloto que possui uma experiência foi de extrema importância para o projeto podendo adequar melhorias, e por consequência deixando o modelo mais fidedigno.

Esse retorno foi feito de maneira iterativa, com o qual o simulador era enviado para o piloto que realizava voos com a aeronave e apontava possíveis melhorias que eram implementadas no simulador. Um modelo esquemático é mostrado na Figura 31

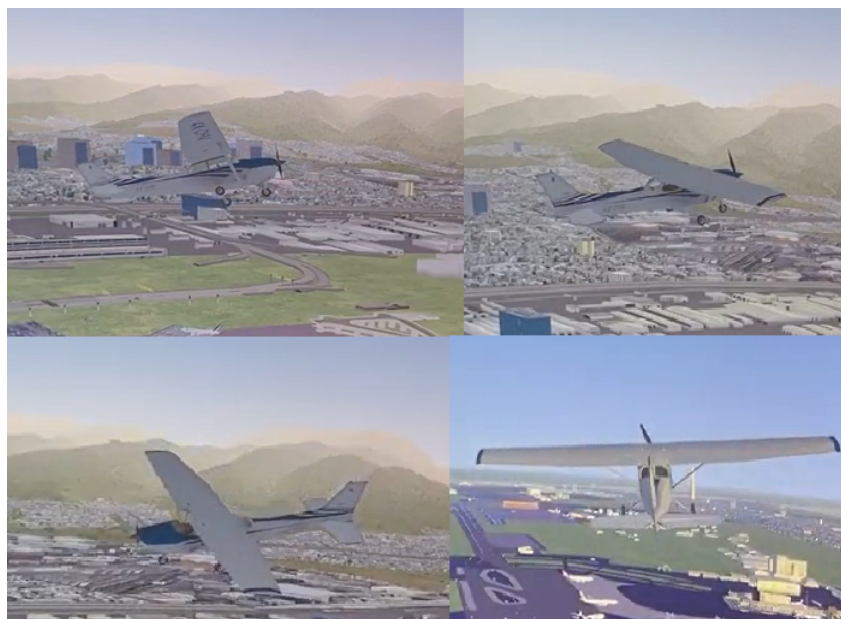
Figura 31 – Esquema do modelo iterativo para melhorias do simulador.



Fonte: Elaborado pelo autor.

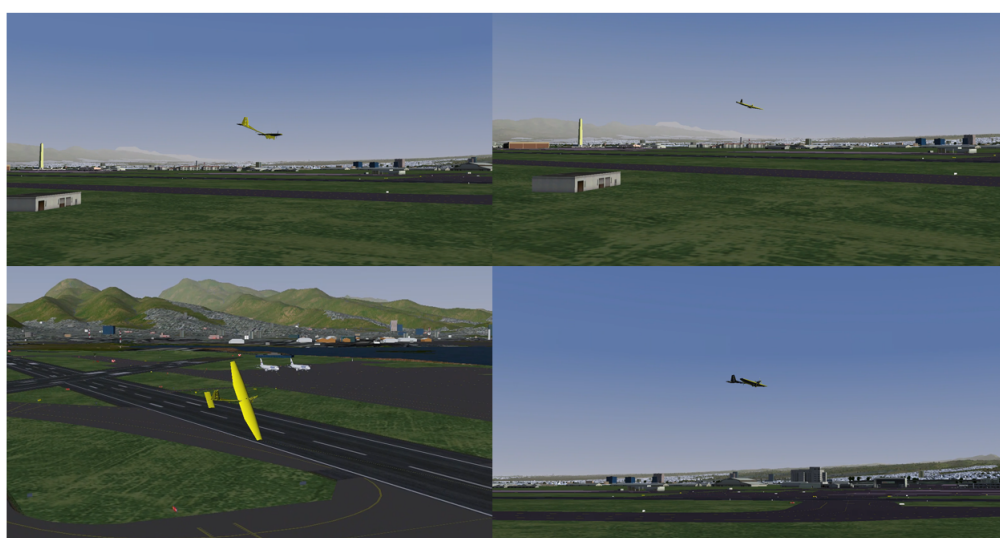
A Figura 32 está demonstrando as imagens do simulador da aeronave Cessna 182 em funcionamento. Além da aeronave Cessna 182, também é possível realizar a simulação de outras aeronaves, sendo necessário para isso possuir os dados necessário de entrada da aeronave. Dessa forma, na Figura 33 está demonstrando o voo do simulador da aeronave Sirius feita pela equipe ADELPHI AERODESIGN, o qual foi utilizada para a competição SAE Brasil no ano de 2021.

Figura 32 – Aeronave Cessna 182 no simulador de voo.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Figura 33 – Aeronave Sirius no simulador de voo.



Fonte: Elaborado pelo autor.



## 5 CONCLUSÃO

Neste trabalho foi desenvolvido um simulador de voo de 6 graus de liberdade para aeronaves de corpo rígido. O simulador foi implementado em *Simulink* e o *Flight Gear 2018.2.2* foi utilizado para visualização gráfica da aeronave, a fim de verificar se o modelo implementado está funcionando como esperado.

Com os resultados apresentados no Capítulo 4, é possível concluir que as simulações apresentaram respostas compatíveis com as respostas de uma aeronave real quando comparadas com resultados da literatura (ROSKAM, 1998) e (NAPOLITANO, 2011). Um dos motivos que faz com que os resultados não sejam ainda mais próximos da realidade é o fato de que algumas variáveis foram desconsideradas, a fim de simplificar o modelo, sem perdas significativas em seus resultados.

O simulador de voo aqui desenvolvido de fato possui algumas simplificações em seu modelo, e muitas melhorias em diversos níveis ainda precisam ser feitas. No entanto o primeiro passo está dado e o modelo encontra-se em funcionamento. Neste trabalho foi desenvolvida uma ferramenta simplificada para que no futuro ela possa ser explorada e conseqüentemente melhorada, e dessa forma podendo ser útil para estudos e pesquisas relacionadas a dinâmica de voo.

Dessa forma, pode-se concluir que apesar de ser um modelo bastante simplificado de um simulador de *desktop*, o mesmo apresenta ótimos resultados de uma aeronave com baixa capacidade computacional, cumprindo com bastante eficácia o objetivo proposto inicialmente de simular uma aeronave em tempo real.

Por fim, como mencionado no Capítulo 4, o modelo foi construído utilizando o *feedback* do piloto. É apresentado aqui as palavras do mesmo sobre o simulador de voo, o qual ele pilotou para a competição SAE Brasil:

"Com mais de 10 anos de experiência em aeromodelismo, pude perceber que as características de voo propostas no Simulador desenvolvido eram muito próximas à pilotagem real de um aeromodelo de grande porte. As respostas presentes no simulador para as diferentes manobras realizadas, como subida, descida, curva de aileron, curva de leme, voo nivelado e descida transmitiram um nível de fidelidade bastante alto em relação ao que normalmente presencia-se em termos de trajetória de voo e em termos de tempo de resposta para uma determinada ação.- João Pedro Gasparini

Ainda há muito trabalho a ser desenvolvido a todos os níveis, no entanto o primeiro passo está dado e o modelo encontra-se em funcionamento. Na seção seguinte são referidos alguns temas relevantes com interesse para futuros desenvolvimentos do modelo apresentado.

### 5.1 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

O simulador cumpriu com os objetivos propostos neste trabalho, entretanto existem diversas melhorias que podem ser realizadas a fim de aperfeiçoar o modelo, torando-o cada vez mais confiável.

Segue abaixo algumas sugestões para trabalhos futuros, tanto no contexto de melhoria do modelo, quanto para possíveis utilizações do simulador em outras áreas de estudo:

- Sugestão 1;

O modelo implementado apesar de ser bastante complexo, ainda sim é bastante simplório. Entre essas simplificações temos: Desconsideração dos efeitos de estol, desconsideração do efeito solo, a entrada para as derivadas de estabilidade serem dadas apenas para uma condição de voo, a consideração da terra plana e a posição do centro de gravidade não variar e ser constante.

Dessa forma, para trabalhos futuros seria possível implementar efeitos de estol no modelo, considerar efeitos solos, assim o modelo seria valido também para baixas altitudes, a utilização de Look-up tables no *Simulink* para considerar as derivadas de estabilidade para diversas condições de voo, tornando assim o modelo ainda mais realista. Considerar a curvatura da terra para assim a simulação ser válida para maiores períodos de tempo, considerar a perda de combustível, por consequencia, a variação do centro de gravidade na aeronave, e por fim, considerar um modelo de aeronave flexível.

- Sugestão 2;

Com o simulador é possível realizar diversos tipos de trabalhos. Entre as duas principais linhas de futuros trabalhos temos o projeto de um controlador de aeronaves, no qual seria possível projetar e estudar um controlador de um modelo de aeronave e verificar a mudança dos comportamentos com e sem o controlador. A segunda linha de futuros trabalhos seria no auxílio de um projeto de alguma aeronave, possibilitando verificar o seu comportamento de maneira bastante barata sem ser necessário a construção de seu modelo, e verificando possíveis falhas no modelo para correções em fases preliminares de projeto.

## REFERÊNCIAS

- BARROS, H. de L. **Santos Dumont e a invenção do avião**. [S.l.]: Rio de Janeiro: CBPF, 2006.
- BRYAN, G. H. **Stability in aviation**. [S.l.]: Macmillan and Co., London, 1911.
- COOK, M. V. **Flight dynamics principles: a linear systems approach to aircraft stability and control**. [S.l.]: Butterworth-Heinemann, 2012.
- ETKIN, B.; REID, L. **Dynamics of flight: stability and control**. [S.l.: s.n.], 1996.
- ETKIN, B.; REID, L. D. **Dynamics of flight**. [S.l.]: Wiley New York, 1959. v. 2.
- HORN, F. J. et al. Development of a low-cost, multi-disciplinary rotorcraft simulation facility. **Journal of Aerospace Computing, Information and Communication**, v. 2, p. 267–284, 2005.
- JORGE, J. P. S. **Desenvolvimento e integração de controle e de simulação da dinâmica de uma aeronave**. 82 p. Dissertação (Mestrado em Engenharia Aeroespacial) — Universidade Técnica de Lisboa, Lisboa, 2008.
- KENNETH, H. et al. Flight dynamics model of turboprop transport aircraft icing effects based on preliminary flight data. **43rd AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit**, 2005.
- LANCHESTER, F. W. **Aerodinetics**. [S.l.]: A. Constable and Co. Ltd, London, 1908.
- MCRUER DUNSTAN GRAHAM, I. A. D. **Aircraft dynamics and automatic control**. [S.l.]: Princeton University Press, 1973.
- MOODY, L. A. The history and future of flight control simulation. **American Institute of Aeronautics and Astronautics Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, Providence, Rhode Island.**, 2004.
- NAPOLITANO, M. R. **Aircraft Dynamics: From Modeling to Simulation**. 1. ed. [S.l.]: Wiley, 2011.
- ROGERS, J. A. S. R. M. **Applied mathematics in integrated navigation systems**. 2nd. ed. [S.l.]: AIAA (American Institute of Aeronautics Ast, 2003. (Aiaa Education Series).
- ROLFE, J. M.; STAPLES, K. J. **Flight Simulation**. [S.l.]: Cambridge, Press Syndicate of the University of Cambridge, 282p., 1986.
- ROSKAM, J. **Airplane flight dynamics and automatic flight controls**. [S.l.]: DARcorporation, 1998.
- SADRAEY, M. H. **Aircraft performance : An Engineering Approach**. [S.l.]: CRC Press, 2017.
- SKANS, N. S.; BARNES, A. G. Fifty years of success and failure in flight simulation. **In Proc. 50 Years of Flight Simulation, The Royal Aeronautical Society**, p. 1–24, 1979.

## APÊNDICE A – CÁLCULO DOS MOMENTOS DE INÉRCIA E PRODUTO VETORIAL

### A.1 CÁLCULO DOS MOMENTOS DE INÉRCIA

Os coeficientes do tensor de inércia são dados por:

$$I_{xx} = \int_v \rho (y^2 + z^2) dV \quad (1)$$

$$I_{yy} = \int_v \rho (x^2 + z^2) dV \quad (2)$$

$$I_{zz} = \int_v \rho (x^2 + y^2) dV \quad (3)$$

$$I_{xy} = I_{yx} = \int_v \rho (xy) dV \quad (4)$$

$$I_{xz} = I_{zx} = \int_v \rho (xz) dV \quad (5)$$

$$I_{yz} = I_{zy} = \int_v \rho (yz) dV \quad (6)$$

Em aeronaves simétricas em relação ao plano  $XZ$  considera-se  $I_{xy} = I_{yz} = 0$ .

### A.2 PRODUTO VETORIAL E PRODUTO ESCALAR

Dados os vetores  $\vec{a} = x_1 \vec{i} + y_1 \vec{j} + z_1 \vec{k}$  e  $\vec{b} = x_2 \vec{i} + y_2 \vec{j} + z_2 \vec{k}$ , é denominado produto vetorial entre os vetores  $\vec{a}$  e  $\vec{b}$ , e se representa por  $\vec{a} \times \vec{b}$ , ao vetor:

$$\vec{c} = \vec{a} \times \vec{b} = (y_1 z_2 - z_1 y_2) \vec{i} - (x_1 z_2 - z_1 x_2) \vec{j} + (x_1 y_2 - y_1 x_2) \vec{k} \quad (7)$$

O produto escalar é representado como  $\vec{a} \cdot \vec{b}$ , seu resultado é uma escalar dado por:

$$\vec{a} \cdot \vec{b} = x_1 x_2 + y_1 y_2 + z_1 z_2 \quad (8)$$

Também tem-se a seguinte propriedade que pode ser aplicada ao produto vetorial duplo:

$$\vec{a} \times (\vec{b} \times \vec{c}) = \vec{b} (\vec{a} \cdot \vec{c}) - \vec{c} (\vec{a} \cdot \vec{b}) \quad (9)$$

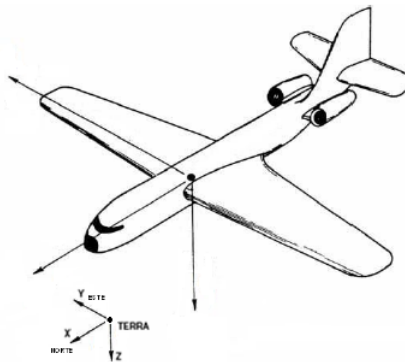
## APÊNDICE B – SISTEMA NED E MODELO WGS84

Ao longo do trabalho são utilizados principalmente duas referências. Neste anexo são abordados brevemente, em conjunto com o sistema WGS84.

### B.1 SISTEMA NORTH EAST DOWN

Um dos referenciais utilizados nesse trabalho, mencionado no capítulo 4 foi o North East Down (NED).

Figura 34 – Referencial North East Down.



Fonte: Simulador de voo de investigação, (JORGE, 2008) .

A passagem do referencial NED para o sistema de corpo é feita através da sequência de rotações  $\psi$ ,  $\theta$  e  $\phi$  em torno dos eixos respectivos. Sendo mesma direção Z em ambos os referenciais (para baixo), é necessário apenas realizar uma translação.

### B.2 SISTEMA WGS84

O sistema WGS84 define a terra como um elipsóide com o eixo maior  $a$  e o menor  $b$ , sendo seus valores dado na 2. As coordenadas de um determinado ponto  $P$  à superfície dadas pela latitude ( $\lambda$ ), longitude ( $\phi$ ), e altitude ( $h$ ) (JORGE, 2008).

Tabela 2 – Dados geométricos para a aeronave Cessna 182.

Eixo Maior (a)	6378137 m
Eixo Menor (b)	6356752.3142

Fonte: Simulador de voo de investigação, (JORGE, 2008)

## APÊNDICE C – DADOS DA AERONAVE CESSNA 182

Os dados aqui colocados relacionados a aeronave Cessna 182 foram retirados da literatura (ROSKAM, 1998) e (NAPOLITANO, 2011).

Tabela 3 – Dados geométricos para a aeronave Cessna 182.

$S$ (ft <sup>2</sup> )	174
MAC (ft)	4.9
$b$ (ft)	36

Fonte: Adaptado de ROSKAM

Tabela 4 – Dados de condições de voo para a aeronave Cessna 182 para voo de cruzeiro.

Altitude (ft)	5000
Mach	0.201
$TAS$ (m/s)	220.1
Localização do C.G. - % MAC	0.264
$\alpha$ (°)	0

Fonte: Adaptado de ROSKAM

Tabela 5 – Dados de massa e inércia para a aeronave Cessna 182 para condição de voo de cruzeiro.

Massa (lbs)	2650
$I_{xx}$ (slug ft <sup>2</sup> )	948
$I_{yy}$ (slug ft <sup>2</sup> )	1346
$I_{zz}$ (slug ft <sup>2</sup> )	1967
$I_{xz}$ (slug ft <sup>2</sup> )	0

Fonte: Adaptado de ROSKAM

Tabela 6 – Derivadas adimensionais de estabilidade e controle longitudinal para a aeronave Cessna 182 no eixo de estabilidade e condição de voo de cruzeiro.

Derivada	Voo trimado
$C_{D_o}$	0.027
$C_{D_u}$	0
$C_{D_\alpha}$	0.121
$C_{x_u}$	-0.096
$C_{l_0}$	0.307
$C_{l_u}$	0
$C_{L_\alpha}$	4.41
$C_{l_{\dot{\alpha}}}$	1.7
$C_{L_q}$	3.9
$C_{m_0}$	0.04
$C_{m_u}$	0
$C_{m_\alpha}$	-0.613
$C_{m_{\dot{\alpha}}}$	-7.27
$C_{m_q}$	-12.4
$C_{m_{\delta_e}}$	-1.122
$C_{D_{\delta_e}}$	0
$C_{L_{\delta_e}}$	0.43

Fonte: Adaptado de ROSKAM

Tabela 7 – Derivadas adimensionais de estabilidade e controle látero-direcional para a aeronave Cessna 182, no eixo de estabilidade e condição de voo de cruzeiro.

Derivada Descida	Voo trimado	Subida
$C_{l_{\beta}}$	-0.0923	
$C_{l_p}$	-0.484	
$C_{l_r}$	0.0798	
$C_{y_{\beta}}$	-0.393	
$C_{y_p}$	-0.075	
$C_{y_r}$	0.214	
$C_{n_{\beta}}$	0.0587	
$C_{n_p}$	-0.0278	
$C_{n_r}$	-0.0937	
$C_{l_{\delta a}}$	0.229	
$C_{l_{\delta r}}$	0.0147	
$C_{y_{\delta a}}$	0	
$C_{y_{\delta r}}$	0.187	
$C_{\delta a}$	-0.0216	
$C_{n_{\delta r}}$	-0.0645	

Fonte: Adaptado de ROSKAM