



Universidade de Brasília - UnB
Faculdade UnB Gama - FGA
Curso de Engenharia Aeroespacial

**Análise de Estabilidade e Qualidade de Voo de uma
Aeronave Anfíbia Monomotor**

Autor: Lucas Soares Guimarães
Orientador: Prof. Dr. Sergio Henrique da Silva Carneiro

Brasília, DF
2018



Lucas Soares Guimarães

Análise de Estabilidade e Qualidade de Voo de uma Aeronave Anfíbia Monomotor

Monografia submetida ao curso de graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial.

Universidade de Brasília – UnB
Faculdade UnB Gama – FGA

Orientador: Prof. Dr. Sergio Henrique da Silva Carneiro

Brasília, DF
2018

CIP – Catalogação Internacional da Publicação*

Guimarães, Lucas S.

Análise de Estabilidade e Qualidade de Voo de uma
Aeronave Anfíbia Monomotor / Lucas Soares Guimarães
Brasília: UnB, 2018. 103 p. : il. ; 29,5 cm.

Monografia (Graduação) – Universidade de Brasília
Faculdade do Gama, Brasília, 2018. Prof. Dr. Sérgio Henrique
Carneiro

1. Estabilidade estática. 2. Estabilidade dinâmica. 3. Solid
Works. 4. XFLR5. 5. Qualidade de Voo
I. Carneiro, Sérgio H S.

CDU Classificação

Lucas Soares Guimarães

Análise de Estabilidade e Qualidade de Voo de uma Aeronave Anfíbia Monomotor

Monografia submetida ao curso de graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial.

Trabalho aprovado. Brasília, DF, 06 de Dezembro de 2018:

Prof. Dr. : Sergio Henrique da Silva Carneiro, UnB/ FGA
Orientador

Prof. Dr. : Mateus Rodrigues Miranda
Membro Convidado

Prof. Dr. : Manuel N. D. B. Júnior, UnB/ FGA
Membro Convidado

Brasília, DF
2018

Pain, you made me a believer

Agradecimentos

Eu, Lucas S. Guimarães sou grato por ter pessoas que acreditam em mim. Meus cumprimentos a todos amigos e familiares que tornaram essa aparentemente impossível jornada, em algo possível. Agradeço aos meus pais por sacrificarem tanto pela minha educação e verem em mim potencial, quando eu mesmo não via. Aos meus irmãos por não me deixarem desistir, me ensinando, pelo exemplo, a batalhar mesmo quando os ventos não são favoráveis. Sou grato pelo meu avô Geraldo, pelas virtudes e valores a mim passados. Pela minha avó Rita por se orgulhar e acreditar em mim. Pela minha já falecida avó Lázara por me ensinar o valor do estudos.

Meus agradecimentos ao meu amigo de infância, Filipe Valença por estar ao meu lado nos melhores e piores momentos. Sou grato pela ajuda do meu grande amigo Dr. Levi Soares, que me aconselhou durante a construção desse TCC. Meus agradecimentos ao meu professor orientador Dr. Sergio Carneiro, por me manter nos trilhos e ser fonte de inspiração, sendo exemplo de bom profissional. Agradeço muito ao projetista do Tuiuiú: Rubens B. Borges, por investir seu tempo em me passar seus conhecimentos sobre a aviação. Sou grato à empresa PLA por me fornecer a estrutura necessária para a realização desse estudo e me oferecer acesso à aeronave. Finalmente, meu agradecimento aos professores do campus FGA, que acreditaram na capacidade de seus alunos e que lutam pelo nosso ensino, mesmo nas condições precárias.

“O homem há de voar.”
(Santos Dummont)

RESUMO

Para a realização do Trabalho de Conclusão de Curso, foi realizada uma análise das estabilidades estática e dinâmica e classificação quanto a qualidade de voo do Tuiuiú, uma aeronave experimental anfíbia, de asa baixa, monomotor, para quatro lugares que vem sendo projetada e construída em Anápolis- GO. É esperado que ela entre em operação no ano de 2019. Aviões experimentais são geralmente projetados e modificados sem os devidos cálculos e análises no âmbito da estabilidade, e portanto este trabalho se propõe a averiguar a segurança e qualidade de voo desta aeronave em velocidade e altitude de cruzeiro. O presente trabalho apresenta uma metodologia de construção de modelos CAD, através de medições diretas e obtenção das vistas laterais e seções transversais. Com o auxílio do *software* SolidWorks, foi estimada a massa e centro de gravidade dos componentes. Foi obtida uma matriz de momento de inércia, que foi inserida no *software* XFLR5, para cálculo e análise da estabilidade estática e das dinâmicas longitudinais e laterais. Fontes de incertezas do modelo, foram analisadas. Concluiu-se com o estudo, que o Tuiuiú apresenta uma pequena tendência as superestabilidades longitudinal e de rolagem, que poderia ser diminuída com a redução do diedro da asa de 7° para 3°, sem prejuízo à segurança ou qualidade de voo. Porém, somente o modelo CAD não foi suficiente para uma estimativa precisa do centro de gravidade e o estudo deveria ser complementado com uma pesagem da aeronave e uma atualização das massas.

Palavras-chave: Estabilidade estática, estabilidade dinâmica, XFLR5, SolidWorks, qualidade de voo.

ABSTRACT

This work's objective is to analyze the static and dynamic stability of an experimental amphibious aircraft, with low-wing, single engine and four seats which has been constructed in Anápolis – GO. A flight quality classification was also executed. It is expected that the airplane, named Tuiuiú, will begin its operations on the year of 2019. Experimental aircrafts are usually designed and modified without the necessary attention for stability. Therefore, this study has the objective of evaluating the security and quality of this airplane's flight in cruise speed and altitude. This work presents a methodology for CAD modeling, through direct measurements and sections drawings. Using the software SolidWorks, mass and center of gravity of components were estimated. A moment of inertia matrix was obtained and inserted in the software XFLR5 for analysis of static and dynamic stability behavior, both for longitudinal and lateral. Sources of uncertainties were evaluated. It was concluded that Tuiuiú has a slight tendency to superstability on longitudinal and rolling motion. This could be minimized with a reduction of wing dihedral angle from 7° to 3° , with no major effects on the flying qualities and safety. Nevertheless, the CAD model alone was not enough for a precise estimative of center of gravity. This study should be complemented by the aircraft weighing and the update of the model.

Keywords: Static stability, dynamic stability, SolidWorks, XFLR5, flight quality.

Lista de Ilustrações

Figura 1: Tuiuiú em fase de construção	12
Figura 2 – Voo do Aerodromo de Langley.....	16
Figura 3 - Model A dos Wright Brothers	17
Figura 4 - Demoseille de Santos Dummont em voo	17
Figura 5 - Coordenadas body-fixed.....	19
Figura 6 - Componentes das forças e momentos em aeronave em coordenada <i>body-fixed</i>	19
Figura 7 - (a) Equilíbrio estático, (b) Instável estaticamente, (c) Estaticamente neutro	21
Figura 8 – Movimento da dinâmica short-period	24
Figura 9 - Movimento da dinâmica Phugoid.....	25
Figura 10 - Diagrama <i>root-locus</i> dos modos longitudinais	25
Figura 11 - Representação da dinâmica <i>spiral</i>	26
Figura 12 - Representação do movimento de <i>roll</i>	26
Figura 13: Representação do movimento de <i>dutch roll</i>	26
Figura 14 - Diagrama <i>root-locus</i> dos modos laterais	27
Figura 15 - Indexação dos painéis do método 3D Panel	32
Figura 16 – Representação da discretização dos vórtices do método LLM	32
Figura 17 – Representação da discretização dos painéis do VLM	33
Figura 18 – Barras posicionadas para o desenho da seção transversal da 4ª estação	35
Figura 19 - Seções lateral e transversais posicionadas no SolidWorks.....	36
Figura 20 - Modelo CAD completo do Tuiuiú, com corte longitudinal da fuselagem	37
Figura 21 - Perfis do Tuiuiú gerados no <i>foil direct design</i> do XFLR5.....	38
Figura 22 – Coordenadas, geometria e parâmetros da aeronave no XFLR5.....	39
Figura 23 - Modelo CAD completo e obtenção do CM da aeronave em SolidWorks.....	43
Figura 24 - Gráfico $C_{m\alpha}$ para diferentes modelos de massa.....	44
Figura 25 - Gráfico CL/CD em relação a α	46
Figura 26 - Diagrama <i>root-locus</i> dos modos longitudinais do Tuiuiú	48
Figura 27 - Gráficos de resposta no tempo do <i>short-period</i>	49
Figura 28 - Gráficos de resposta do modo <i>phugoid</i>	50
Figura 29 - Diagrama <i>root-locus</i> dos modos laterais do Tuiuiú.....	51
Figura 30 - Gráficos da resposta no tempo para o modo de <i>roll</i> do Tuiuiú.....	52
Figura 31- Gráficos da resposta no tempo para o modo de <i>dutch roll</i> do Tuiuiú.....	53
Figura 32 -Gráficos da resposta no tempo para o modo <i>spiral</i> do Tuiuiú.....	53

Figura 33 – Sensibilidade do ângulo de <i>trim</i> às variações da massa do charuto superior.....	56
Figura 34 – Sensibilidade da razão de amortecimento às variações de massa do charuto	57
Figura 35 - Sensibilidade do ângulo de <i>trim</i> às variações da massa do motor	58
Figura 36 - Sensibilidade da razão de amortecimento às variações de massa do motor	59
Figura 37 - Equações para estimativa dos coeficientes de estabilidade longitudinais	66
Figura 38 - Resumo derivadas longitudinais importantes	66
Figura 39 – Eq. para estimativa dos coeficientes de estabilidade lateral	67
Figura 40 – Resumo de derivadas laterais importantes.....	66

Lista de tabelas

Tabela 1 – Parâmetros de qualidade de voo para os modos longitudinais	24
Tabela 2 – Parâmetros de qualidade de voo para os modos <i>spiral</i> e <i>roll</i>	25
Tabela 3 – Parâmetros de qualidade de voo para o modo <i>dutch roll</i>	30
Tabela 4 – Número de painéis para o cálculo do VLM e 3D Method no XFLR5	39
Tabela 5 – Momentos de inércia do Tuiuiú obtidos via SolidWorks	40
Tabela 6 – Alterações da massa da parte superior do charuto	42
Tabela 7 – Alterações da massa do motor	42
Tabela 8 – Massa e CG para diferentes modelos de massa	43
Tabela 9 – Margem estática (SM) obtida pelo modelo CAD somado às massas estimadas	45
Tabela 10 – Parâmetros de estabilidade lateral calculados para o Tuiuiú	46
Tabela 11 – Consequências da redução do ângulo de diedro	46
Tabela 12 – Parâmetros de qualidade de voo longitudinais do Tuiuiú.....	53
Tabela 13 – Parâmetros de qualidade de voo laterais do Tuiuiú	53
Tabela 14 – Parâmetros de estabilidade calculados para o Tuiuiú	68
Tabela 15 – Massa dos componentes estimados	72

Lista de abreviaturas e siglas

CAD	Computer Aided Design
CG	Centro de gravidade
CFD	Computer Flight Dynamics
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
NASA	National Aeronautics and Space Administration
USAF	United States Airframe
N-S	Navier-Stokes solvers
AFSC	Automatic Flight Control System
MIT	Massachusetts Institute of Technology
S&C	Stability and control
NPL	National Physics Laboratory
RAeS	Royal Aeronautical Society of Great Britain
JSASS	Japan Society for Aeronautical and Space Sciences
SS	Space-State
AAA	Aircraft Advanced Aeronautics
LLM	Lifting Line Method
VLM	Vortex Line Method
SI	Sistema Internacional de Unidades

Lista de Símbolos

x	Eixo x da coordenada
y	Eixo y da coordenada
z	Eixo z da coordenada
p	Velocidade angular de rolagem
q	Velocidade angular de arfagem
r	Velocidade angular de guinada
u	Componente da velocidade na direção x
v	Componente da velocidade na direção y
w	Componente da velocidade na direção z
X	Somatório das forças aerodinâmicas na direção x
Y	Somatório das forças aerodinâmicas na direção y
Z	Somatório das forças aerodinâmicas na direção z
L	Componentes do momento aerodinâmico sobre o eixo x
M	Componentes do momento aerodinâmico sobre o eixo y
N	Componentes do momento aerodinâmico sobre o eixo z
I_x	Momento de inércia sobre o eixo x
I_y	Momento de inércia sobre o eixo y
I_z	Momento de inércia sobre o eixo z
I_{yz}	Produto de inércia yz
I_{xy}	Produto de inércia xy
I_{xz}	Produto de inércia xz
α	Ângulo de ataque
β	ângulo de derrapagem
V_b	Vetor velocidade resultante na coordenada <i>body-fixed</i>
X_{np}	Posição do ponto neutro
X_{cg}	Posição do CG no eixo x
Y_{cg}	Posição do CG no eixo y
Z_{cg}	Posição do CG no eixo z
Re	Número de Reynolds
C_{m_α}	Taxa de variação do momento M sobre α
CL_α	Taxa de variação da sustentação sobre α
MAC	Corda aerodinâmica média
SM	Margem estática
c	Corda da asa
AR	Razão de aspecto da asa
AR_h	Razão de aspecto do cauda horizontal
V_h	Coefficiente de volume da cauda horizontal
S_h	Área da cauda horizontal
l_h	Braço de alavanca da cauda horizontal
S	Área da asa
V_v	Coefficiente de volume da cauda vertical

B	Parâmetro de estabilidade espiral
S_v	Área da cauda vertical
l_v	Braço de alavanca da cauda vertical
b	Envergadura da asa
γ	Ângulo de diedro da asa
C_L	Coefficiente de sustentação
C_D	Coefficiente de arrasto
C_{X_u}	Taxa de variação das forças aerodinâmicas X em relação a velocidade u
C_{Z_α}	Taxa de variação das forças aerodinâmicas Z em relação ao ângulo α
C_{m_q}	Taxa de variação do momento M em relação ao ângulo de arfagem, q
η	Fator de eficiência da cauda horizontal
θ	Ângulo entre a trajetória e o eixo x
ψ	Ângulo entre a trajetória e o eixo y
ϕ	Ângulo entre a trajetória e o eixo z
h	Altitude
$\tilde{L}(y)$	Distribuição de sustentação ao longo da asa, na direção da envergadura
ρ	Densidade do ar em uma dada altitude
$\Gamma(y)$	Distribuição de circulação ao longo da asa
$\Gamma(i)$	Circulação no nó i
ω_n	Frequência natural em rad/s
f_d	Frequência natural em Hz
ζ	Razão de amortecimento
ω_d	Frequência amortecida em rad/s
f_d	Frequência amortecida em Hz
t_2	Tempo de redução ou aumento da amplitude em duas vezes
C_{D0}	Coefficiente de arrasto de referência
C_{L_α}	Coefficiente de sustentação de referência
$C_{L_{\dot{\alpha}}}$	Inclinação da curva de sustentação da aeronave
$C_{L_{aw}}$	Inclinação da curva de sustentação da asa
$C_{L_{at}}$	Inclinação da curva de sustentação da cauda
e	Fator de eficiência de envergadura de Oswald
M	Número de Mach do voo
$d\varepsilon/d\alpha$	Variação do <i>downwash</i> devido a alterações no ângulo de ataque
K	Fator empírico
z_c	Distância entre o centro de pressão do leme e a <i>centerline</i> da fuselagem
Γ	Ângulo de diedro da asa
Λ	Ângulo de <i>sweep</i> da asa
η_v	Fator de eficiência da cauda vertical
λ	Razão de conicidade (corda da ponta / corda da raiz)
$d\sigma/d\beta$	Variação no ângulo de <i>sidewash</i> com o ângulo de derrapagem

Sumário

1	Introdução.....	11
1.1	Contextualização	11
1.2	Objetivos	12
1.2.1	Objetivo geral	12
1.2.2	Objetivos específicos	12
1.3	Síntese da Metodologia	13
1.4	Organização do Trabalho	13
2	Revisão Bibliográfica	15
2.1	Breve Histórico e Estado da Arte	15
2.2	Conceitos Básicos	18
2.2.1	Sistemas de referência	18
2.2.2	Estabilidade estática longitudinal e de rolagem.....	20
2.2.3	Derivadas de estabilidade	22
2.2.4	Estabilidade dinâmica	23
2.2.4.1	<i>Modos longitudinais</i>	23
2.2.4.2	<i>Modos laterais</i>	25
2.2.5	Qualidade de voo	27
2.3	Métodos Computacionais para Cálculos de Estabilidade.....	30
2.3.1	Softwares mais utilizados	30
2.3.2	XFLR5	31
2.3.2.1	<i>3D Panel Method</i>	31
2.3.2.2	<i>Lift Line Method (LLM)</i>	32
2.3.2.3	<i>Vortex Lattic Method (VLM)</i>	33
3	Metodologia	35
3.1	Medições e Desenhos das Seções.....	35
3.2	XFLR5.....	37
3.2.1	Simulação dos Perfis.....	37
3.2.2	Modelo da aeronave.....	38
3.2.3	Estabilidade Estática	40

3.2.4	Simulação de Estabilidade Dinâmica.....	40
3.3	Análise do modelo de massa.....	41
4	Resultados e Discussão.....	43
4.1	Modelo CAD.....	43
4.2	Estabilidade Estática	44
4.3	Estabilidade Dinâmica	47
4.3.1	Modos longitudinais	47
4.3.2	Modos laterais	50
4.4	Qualidade de Voo	53
4.5	Estudo de Incerteza das Massas	54
4.5.1	Charuto Superior	56
4.5.2	Motor	56
	5 Conclusão	59
	Referências	63
	Anexo A	65
	Anexo B	67
	Anexo C	68
	Anexo D	71
	Anexo E	72

1. Introdução

1.1. Contextualização

O estudo da estabilidade de aeronaves está entrelaçada a história da própria aviação em si. Antes mesmo do primeiro voo tripulado em uma máquina mais pesada que o ar, pesquisadores como Langley e Lanchester já estudavam a influência de forças aerodinâmicas no movimento de planadores em seus túneis de vento (Abzug e Larrabee, 2002). A busca por um design estável era um grande desafio para os primeiros projetistas. Uma aeronave instável ou de difícil manobrabilidade pode se tornar impossível de ser controlada mesmo pelos pilotos mais habilidosos.

Graças aos pioneiros desses estudos, o cálculo de estabilidade é hoje etapa essencial no projeto de uma aeronave, sendo parte básica do dimensionamento da asa, estabilizadores vertical, horizontal e superfícies de comando. Esses estudos permitem a investigação de erros perigosos de design que podem criar situações que afetem a aeronavegabilidade e segurança do voo, como o estol.

O Brasil é o segundo maior mercado de aeronaves experimentais do mundo, ficando atrás somente dos Estados Unidos (Vasconcelos, 2015). Muitas destas, no entanto, são projetadas ou modificadas de forma empírica, e portanto carecem de estudos aprofundados no âmbito da estabilidade. De acordo com o Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aéreos (Cenipa), somente entre 2011 e 2016, ocorreram 183 acidentes com aviões experimentais no Brasil, com 20 mortes (Senado, 2016).

Nesse contexto de prioridade por segurança, que se propõe a análise de estabilidade e qualidade de voo da aeronave experimental Tuiuiú. Esta é uma aeronave anfíbia de asa baixa de quatro lugares que vem sendo projetada desde meados de 2011 e se encontra atualmente em fase final de construção. O Tuiuiú é uma aeronave experimental que busca através de sua versatilidade, varrer tanto territórios aquáticos quanto terrestres, atingindo regiões de difícil acessibilidade.

A construção do Tuiuiú vem sendo realizada, com investimentos de capital privado, no hangar da empresa PLA, que atua no setor da aviação civil e está sediada em Anápolis-GO. Ele é estruturalmente constituído basicamente de alumínio aeronáutico e fibra de vidro e foi totalmente fabricado no local. Uma imagem deste avião em fase de construção pode ser vista a seguir:



Figura 1: Tuiuiú em fase de construção

A aeronave possui cerca de 11,40m de envergadura e 9,5m de comprimento, foi equipada com um motor Continental I-O 550 modificado para atender requisitos de performance. O Tuiuiú (Fig. 1) foi projetado para operar aproximadamente a 210km/h e 3000 pés (914,4 m) de altitude de cruzeiro. Este é um projeto que possui grande importância, por fomentar o desenvolvimento da indústria aeronáutica na região centro-oeste. É previsto que a finalização e voo inaugural do Tuiuiú ocorram no ano de 2019.

1.2. Objetivos

1.2.1. Objetivo geral

Realizar a análise de estabilidade estática e dinâmica do Tuiuiú, bem como classificá-lo quanto a sua qualidade de voo.

1.2.2. Objetivos específicos

Para cumprimento dos objetivos gerais propostos, os objetivos específicos podem ser divididos da seguinte forma:

- Construção do modelo CAD;
 - Fuselagem
 - Estrutura interna
- Estimativa da distribuição de massa, centro de gravidade e incertezas do modelo;
- Identificação dos perfis da asa e estabilizadores horizontal e vertical;
- Simulação da aeronave com XFLR5;
- Análise do comportamento das estabilidades estática e dinâmica do Tuiuiú.
- Análise das qualidades de voo longitudinais e laterais

1.3. Síntese da Metodologia

Para o cumprimento dos objetivos propostos, foi abordada uma metodologia já desenvolvida anteriormente na matéria Mecânica do Voo do curso de Engenharia Aeroespacial. No entanto, para os fins específicos deste trabalho de conclusão de curso, outras etapas foram incluídas.

Os primeiros passos para a análise de estabilidade da aeronave Tuiuiú foram a obtenção da geometria das superfícies aerodinâmicas, localização do **CG** (centro de gravidade), e a criação de um modelo de distribuição de massa dos componentes. Como essa distribuição não foi documentada durante a fase de projeto, a solução encontrada foi a realização de medições na aeronave e a construção de seu CAD, através do SolidWorks.

As dimensões das superfícies aerodinâmicas e a distribuição de massa são inseridas no software livre XFLR5, de onde são extraídas as matrizes de derivadas de estabilidade. Será realizada uma análise dos diagramas *root locus* dos modos longitudinais e laterais para identificação da estabilidade. Cálculos paralelos de estabilidade estática serão realizados com o MATLAB e finalmente a aeronave será categorizada quanto sua qualidade de voo, de acordo com os métodos descritos por Nelson (1998). Além disso, foi efetuada uma análise da sensibilidade do modelo a possíveis incertezas de estimativa.

1.4. Organização do Trabalho

Este trabalho está dividido da seguinte forma: o capítulo 2 apresenta uma revisão bibliográfica, relacionada aos assuntos aqui abordados, onde expõe um breve histórico das pesquisas no campo de estabilidade e qualidade de voo, bem como o estado da arte. Além disso, explica conceitos essenciais para a compreensão da metodologia utilizada e faz uma breve discussão acerca dos *softwares* mais utilizados nesses estudos. O capítulo 3 apresenta a metodologia aplicada, que está subdividida em construção do modelo CAD e cálculos de estabilidade com o XFLR5, a classificação da qualidade de voo e análise de incertezas. O capítulo 4 expõe e discute os resultados obtidos, fazendo uma comparação entre diferentes modelos de massa, estudo de incertezas, e determinação da qualidade de voo. O capítulo 5 é uma conclusão, que reúne os resultados e analisa o sucesso da metodologia proposta, além de propor futuras possibilidades de pesquisa.

2. Revisão Bibliográfica

2.1. Breve Histórico e Estado da Arte

No fim do século XX, Lilienthal, Lanchester e Langley realizaram experimentos com aves empalhadas e planadores não-tripulados em primitivos túneis de vento. Essas pesquisas tinham caráter empírico, sendo que pouco se compreendia da influência aerodinâmica sobre a estabilidade das aeronaves e inexistia um modelo matemático que reforçasse os dados encontrados. No começo do século XX, durante a Primeira Guerra Mundial (1914-1918), as aeronaves tinham perigosas tendências de entrar em *spin* e estol. A Instabilidade direcional era tão comum nessa época, que estima-se que grande parte das mortes dos pilotos durante a guerra era causada por instabilidade das aeronaves e não por combates em si (Abzug e Larrabee, 2002).

Uma das figuras mais importantes para os pioneiros da aviação foi Samuel P. Langley, contemporâneo de Lanchester. Era tido como amigo pessoal e influenciador de Santos Dummont. Além disso, foi graças aos seus estudos, disponibilizados pelo Smithsonian Institute aos Irmãos Wright que eles se sentiram motivados a iniciar seus experimentos em relação ao tema. Em declaração póstuma a Langley, Wilbur Wright escreveu: “O fato de o grande cientista, Professor Langley acreditar em máquinas voadoras foi a única coisa que nos encorajou a começar nossos estudos” (Hoffman, 2003).

Langley foi um dos primeiros a identificar a importância da estabilidade para a conquista dos céus. Ele acreditava que “com a aplicação de potência suficiente a uma máquina aerodinamicamente estável, seria possível solucionar o problema do voo”. Para provar sua teoria, em 1897 construiu inúmeros planadores não-tripulados motorizados, que bateram recorde ao voarem por 1 minuto e 45 segundos (Abzug e Larrabee, 2002). A evolução de seus estudos levou a construção de suas máquinas tripuladas, nomeadas *Aerodromos*, do grego “corredor dos céus”. Nelas, Langley observou corretamente a influência do diedro das asas na estabilidade horizontal, porém esse modelo não voou com sucesso, devido a falhas estruturais. Na Fig. (2) está representado o *Aerodromo* em voo, com seus 10 metros de envergadura e 12kg de massa, impulsionado por um motor a vapor:

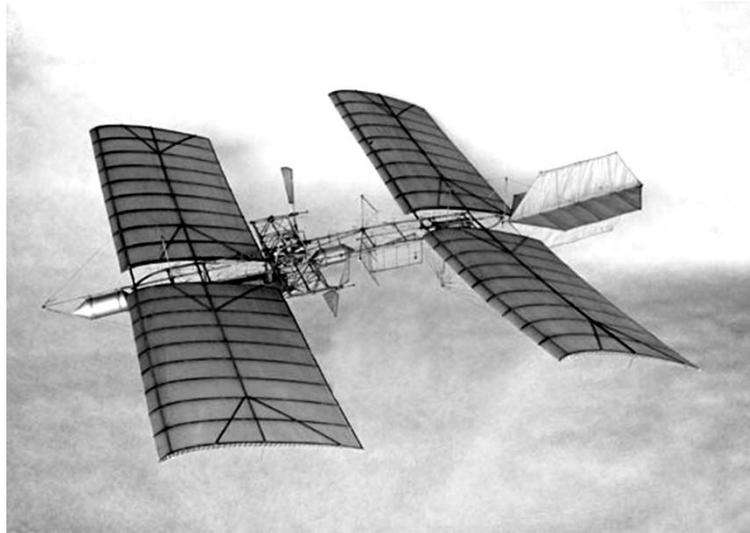


Figura 2 – Voo do Aerodromo de Langley, (EUA, 1993)

Os estudos de estabilidade e controle de aeronaves na sua forma moderna começaram com o engenheiro mecânico Frederick W. Lanchester em 1892, que realizou experimentos com planadores de voo-livre (não propelidos). Já em 1887, ele teorizava corretamente fenômenos aerodinâmicos importantes, porém nunca conseguiu traduzir suas ideias em uma linguagem matemática. Além de seus planadores serem inerentemente estáveis, foi observado corretamente por sua parte, que seus modelos realizavam movimentos oscilatórios longitudinais e que estas dinâmicas possuíam frequências naturais, as quais ele nomeou de *Phugoids* (Abzug e Larrabee, 2002).

As primeiras constatações matemáticas acerca da mecânica do voo foram realizadas por G.H. Bryan. Fundamentando-se na matemática pregressa de Sir Isaac Newton e Leonhard Euler, Bryan desenvolveu em 1911 a teoria de movimento de uma aeronave em voo, considerando-a um corpo rígido com seis graus de liberdade. As equações publicadas por ele em seu livro: *Stability in Aviation*, ainda são as mesmas aplicadas nas análises computacionais mais avançadas dos dias de hoje. Bryan obteve os modos longitudinais e laterais de movimento com sucesso. No entanto, pouco progresso prático foi feito na época devido às dificuldades e incertezas de estimar-se cargas aerodinâmicas (Abzug e Larrabee, 2002).

A ausência de estabilidade estática era um problema incompreendido por parte dos primeiros designers. Em análises modernas realizadas por E.C Cullic e Henry R. Jex (1985), constatou-se que a Flyer de 1903 dos Irmãos Wright era tão instável que era praticamente incontrollável. Os dois irmãos só foram capazes de voar suas primeiras aeronaves devido a treinos constantes (Abzug e Larrabee, 2002). No entanto, os Wright conseguiram desenvolver seus designs subsequentes com uma inerente estabilidade estática longitudinal e lateral,

perceptível na fluidez de seus voos de demonstração de 1907, com o *Wright Model A*, em Paris (Hoffman, 2003). Diferente de outros projetistas da época, os Wright entendiam a importância de se realizar manobras de rolagem para uma boa aeronavegabilidade. Abaixo, está representado na Fig. (3), o voo de 1908 do Model A, em Lemans, na França:

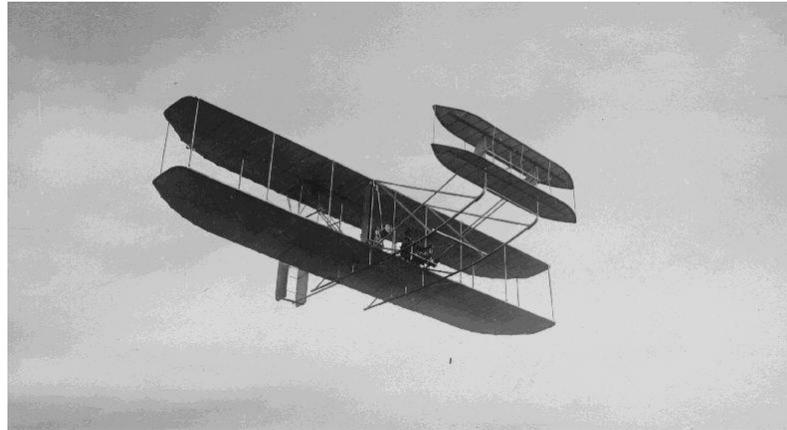


Figura 3 - Model A dos Wright Brothers (França, 1907)

Os primeiros testes com o 14-bis, projetado por Alberto Santos Dummont em 1906 também sugeriam que a aeronave era estaticamente instável. De acordo com análises em CFD (*Computer Flight Dynamics*) recentes feitas por Bitencourt et al (2011), a primeira aeronave de Santos Dummont era instável ou possuía margem estática muito próxima de zero. O sucesso do seu primeiro voo só foi alcançado certamente por sua perícia em pilotagem e sua noção de centro de gravidade, estas desenvolvidas com sua vasta experiência em dirigíveis. Foi somente com o *Demoiselle*, representado na Fig. (4), que o brasileiro obteve um design estável e de boa navegabilidade. Esta é considerada a primeira aeronave esportiva do mundo e foi também a primeira aeronave produzida em série, ainda em meados de 1909 (Hoffman, 2003).

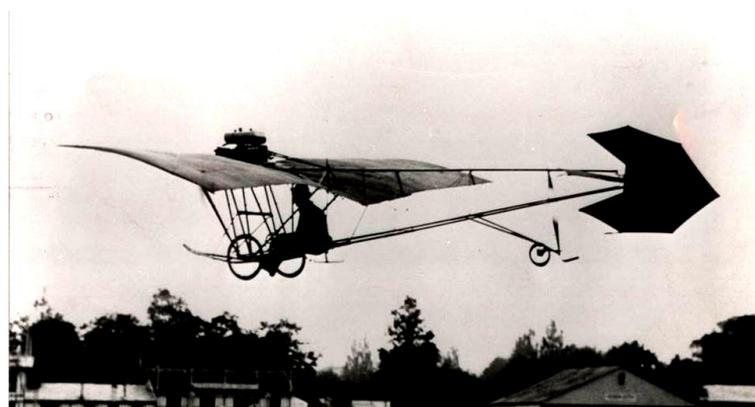


Figura 4 - *Demoiselle* de Santos Dummont em voo (França, 1909)

Nos EUA, um dos países pioneiros no estudo da mecânica do voo, as pesquisas subsequentes foram lideradas pela National Advisory Committee for Aeronautics (NACA), instituição que veio a se tornar a NASA em 1958. A NACA por sua vez, foi fundada ainda em 1915 como instituto de pesquisas aeronáuticas, financiada pelo governo, para desenvolvimento da Força Aérea Americana (USAF). Este instituto foi responsável por grandes avanços no estudo de aerodinâmica, estabilidade, controle e qualidade de voo, através de experimentos em túneis de vento. Um dos seus estudos mais importantes, usado até hoje, foi seu manual *Stability and Control Datcom* que reunia uma série de cálculos de coeficientes aerodinâmicos e derivadas de estabilidade e controle.

Hoje em dia, essa linha de pesquisa é dirigida por uma variedade internacional de institutos, agências governamentais, universidades, empresas e cooperações entre esses diferentes setores. Grandes fabricantes de aeronaves como Boeing, Airbus, Embraer e Bombardier têm seus próprios núcleos de pesquisa em estabilidade. O estado da arte encontra-se no uso de algumas metodologias analíticas e em simulações computacionais, como os algoritmos *Solvers* que importam as equações de *Navier-Stokes* e de Escoamentos Potenciais. Esses métodos são mais baratos e acessíveis do que pesquisas com túneis de vento, que vêm perdendo espaço desde o advento da computação. No entanto, métodos empíricos ainda são geralmente bastante precisos e continuam sendo bastante utilizados, quando há recursos.

2.2. Conceitos Básicos

2.2.1. Sistema de referência

Segundo Nelson (1998), aeronaves são usualmente capazes de se movimentar em três movimentos translacionais (vertical, horizontal e transversal) e três rotacionais (*yaw*, *roll* e *pitch*), além de numerosos movimentos causados por fenômenos aeroelásticos. Para modelos matemáticos de estabilidade de voo e controle, é tomado como referência inercial um sistema de coordenadas fixado à aeronave (*body-fixed*), como exemplificado Figura 5:

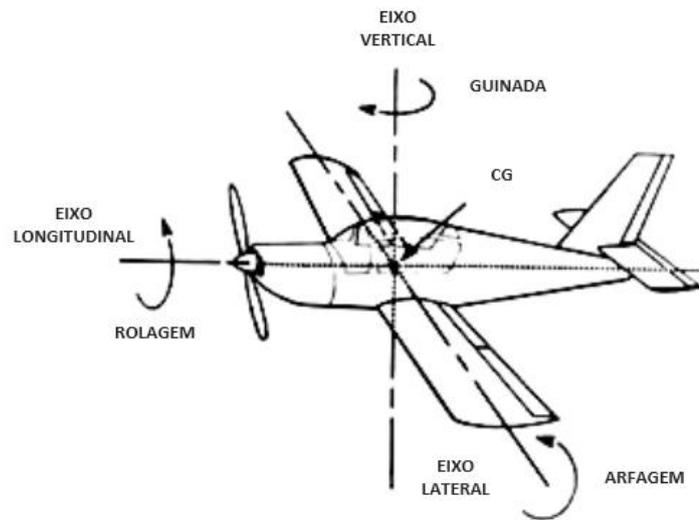
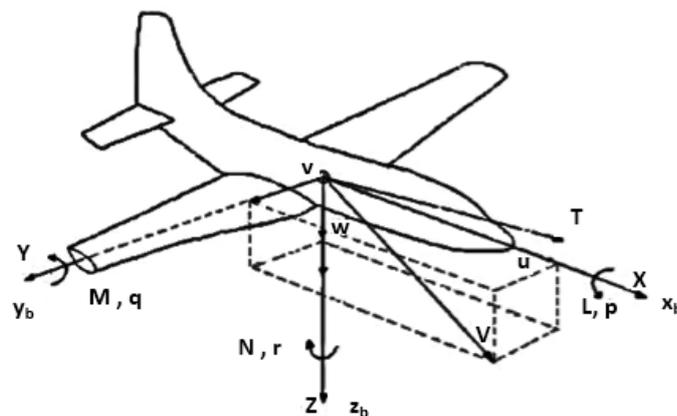


Figura 5 - Coordenadas body-fixed (Adaptada de Nelson,1998)

Tendo como base Etkin e Reid (1996), nesse sistema, assume-se que a terra é plana e estacionária no espaço inercial. O ponto de referência é usualmente assumido como o **CG** da aeronave. No sistema de coordenadas *body-fixed*, a definição de forças, momentos e aceleração é expressa da seguinte forma:



	Eixo de rolagem x_b	Eixo de arfagem y_b	Eixo de guinada z_b
Taxas angulares	p	q	r
Componentes de velocidade	u	v	w
Componentes da força aerodinâmica	X	Y	Z
Componentes do momento aerodinâmico	L	M	N
Momentos de inércia em relação a cada eixo	I_x	I_y	I_z
Produtos de inércia	I_{yz}	I_{xy}	I_{xz}

Figura 6 - Componentes das forças e momentos sobre uma aeronave em coordenada *body-fixed* (adaptada de Nelson, 1998).

Dadas as notações, também é importante definir ângulo de ataque (α), ângulo de derrapagem (β) e o vetor velocidade da aeronave (\mathbf{V}_B) relativo ao referencial inercial *body-fixed*:

$$\alpha_x = \tan^{-1}\left(\frac{w}{u}\right) \quad (2.1)$$

O ângulo de ataque pode ser definido como o ângulo formado entre o escoamento e a corda da asa da aeronave.

$$\beta = \sin^{-1}\left(\frac{v}{V}\right) \quad (2.2)$$

O ângulo de derrapagem consiste no ângulo entre a direção de deslocamento e o eixo longitudinal do avião. É utilizado para identificar movimentos de guinada. O vetor \mathbf{V}_B abaixo é o vetor velocidade resultante, nas coordenadas *body-fixed*:

$$\mathbf{V}_B = [\mathbf{u} \ \mathbf{v} \ \mathbf{w}]^T \quad (2.3)$$

2.2.2. Estabilidade Estática Longitudinal e de Rolagem

Para Nelson(1998), uma aeronave que satisfaça a condição de estabilidade estática deverá ser capaz de retornar à sua condição de equilíbrio através de um momento restaurador, uma vez que o sistema seja perturbado. Em outras palavras, Etkin e Reid(1996) afirmam que se o somatório de forças e momentos for igual a zero na aeronave, ela não estará sujeita a acelerações translacionais ou rotacionais e estará voando em condição de *trim*.

Existem duas classes de estabilidade: inerentes e sintéticas. As inerentes são relativas às propriedades intrínsecas da aeronave, como as superfícies aerodinâmicas. Já as sintéticas são providas pelo auxílio de sistemas de controle de voo automático (AFCS). Se um sistema é controlado por pilotos humanos, certa instabilidade inerente é aceitável, porém isso afeta a qualidade do voo, podendo ser desconfortável para o piloto e passageiros. Uma representação de diferentes condições de estabilidades longitudinais pode ser observada na Fig. (7):

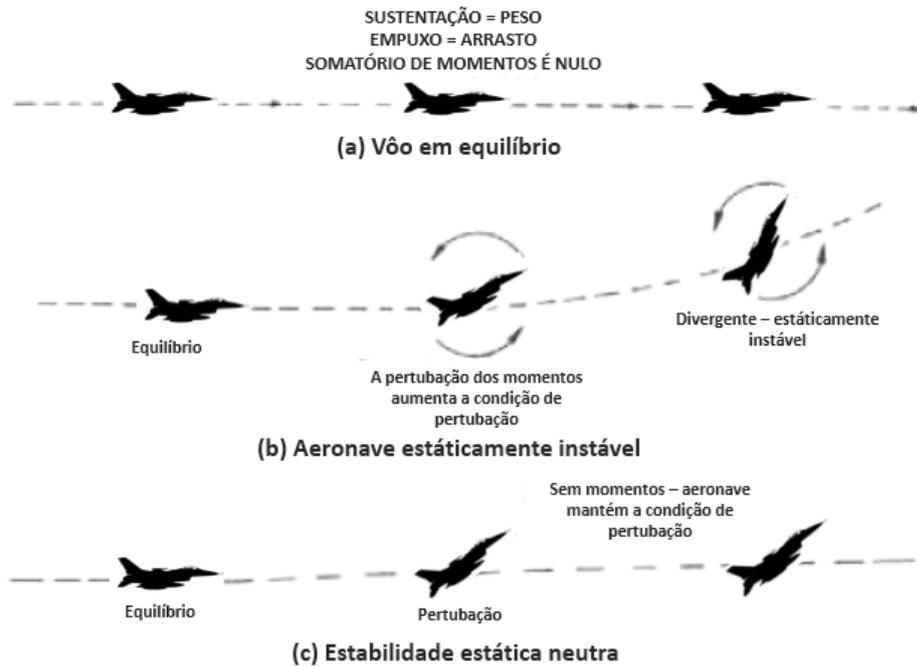


Figura 7 - (a) Voo em equilíbrio estático, (b) Voo instável estaticamente, (c) Voo estaticamente neutro (Adaptada de Nelson, 1998)

A condição para a estabilidade estática longitudinal é um parâmetro conhecido como margem estática. Esse parâmetro garante que na existência de uma perturbação $\Delta\alpha$, exista um momento M_q que restaure o avião para a sua condição de equilíbrio. Esse parâmetro é regido pela distância entre o ponto neutro (X_{np}) e o centro de gravidade (X_{cg}) dividido pela corda média (MAC):

$$SM = \frac{X_{np} - X_{cg}}{MAC} = -\frac{Cm_{\alpha}}{CL_{\alpha}} \quad (2.4)$$

O ponto neutro é um ponto onde a aeronave entra em um estado neutro de estabilidade. Ou seja, um ponto em que a posição do CG não cria um momento restaurador. Outra forma de analisar a estabilidade é com a variação Cm_{α} em relação a CL_{α} . Um Cm_{α} negativo garantirá a condição de *trim*. De acordo com MIT (2006), uma margem confiável para que uma aeronave seja considerada estaticamente estável longitudinalmente é:

$$0,05 \leq SM \leq 0,15 \quad (2.5)$$

A localização do x_{np} é ajustável por determinados parâmetros, que se obedecidos os limites, devem gerar uma aeronave confiável:

$$\frac{x_{np}}{c} \simeq \frac{1}{4} + \frac{1 + 2/AR}{1 + 2/AR_h} \left(1 - \frac{4}{AR + 2} \right) V_h \quad (2.6)$$

Onde AR é a razão de aspecto da asa, AR_h é a razão de aspecto do estabilizador horizontal e c é o comprimento da corda da asa. V_h é o volume da cauda horizontal, e é dado por:

$$V_h \equiv \frac{S_h \ell_h}{S c} \quad 0,3 \leq V_h \leq 0,6 \quad (2.7)$$

Onde S_h é a área do estabilizador horizontal, ℓ_h é o braço de alavanca do momento e S é a área da asa. Com relação a estabilidade de *roll*, as seguintes regras devem ser seguidas:

$$0,1 \leq V_v B \leq 0,2 \quad (2.8)$$

Onde:

$$V_v = \frac{S_v l_v}{S b} \quad e \quad B = \frac{l_v \gamma}{B C_L} \quad (2.9)$$

Onde l_v é o braço de alavanca do momento do estabilizador vertical, S_v é a área do estabilizador vertical, b é a envergadura da asa, B é o parâmetro de estabilidade espiral e C_L é o coeficiente de sustentação da asa. Um dos parâmetros de maior influência na estabilidade de *roll* é o ângulo de diedro γ .

2.2.3. Derivadas de estabilidade e derivadas de controle

Ambas são ferramentas para avaliar como as forças e momentos atuantes na aeronave são sensíveis a mudanças de outros parâmetros, como ângulo de ataque, velocidade, altitude ou acionamento de superfícies de controle. As derivadas de estabilidade e controle, também conhecidas como derivadas S&C (*stability and control*) são linearizações que têm como objetivo, facilitar a solução das equações de movimento. Um exemplo de derivada de

estabilidade é o $C_{m\alpha}$ que avalia a taxa de variação do momento M (arfagem), quando o ângulo de ataque α varia. Ou seja, em linguagem matemática: $\partial M / \partial \alpha$ sob uma dada condição de voo.

As derivadas S&C, são parâmetros utilizados na análise da resposta das aeronaves à perturbações externas ou acionamento de superfícies de controle. De acordo com Etkin e Reid (1996), as ações aerodinâmicas no avião podem ser representadas aproximadamente na forma de derivadas de estabilidade e de controle. Além do $C_{m\alpha}$ exemplificado, existem dezenas de outros parâmetros que servem como componentes das linearizações das equações de movimento que formam implicitamente as matrizes de espaço-estado longitudinais e laterais do sistema, como o C_{x_u} , C_{T_u} , C_{l_p} , dentre outros.

Esses parâmetros foram obtidos através de deduções de expressões baseadas em anos de análise de dados provenientes de testes em túneis de vento, realizados inicialmente por L. Bairstow e B.M. Jones do National Physical Laboratory (NPL) da Inglaterra e Jerom Hunsaker do Manchester Institute of Technology (MIT). Posteriormente, avanços foram obtidos pela USAF, com o manual Datcon de 1978 e pesquisas da Royal Aeronautical Society of Great Britain (RAeS) e Japan Society for Aeronautical and Space Sciences (JSASS), dentre outros.

O objetivo desses compilados divulgados por pesquisadores em forma de manuais, foi demonstrar os efeitos de todas as escolhas de design nas forças e momentos atuantes nas aeronaves. Elas são analisadas com o auxílio de tabelas e gráficos. As derivadas, aliadas a simulações computacionais (CFD) e *N-S Solvers*, são algumas das metodologias mais utilizadas para cálculos de estabilidade atualmente (Abzug e Larrabee, 2002). Exemplos de derivadas de estabilidade podem ser observadas no Anexo A.

2.2.4. Estabilidade dinâmica

A consolidação dos estudos acerca da dinâmica do voo foi obtida com as conclusões de L. Bairstow e B. M. Jones. Eles descobriram que as dinâmicas podem ser solucionadas separadamente em modos longitudinais e laterais, através de uma adimensionalização das equações de Bryan (1911). Isso facilitou imensamente a compreensão dessas equações diferenciais, que passaram a ser solucionadas através da obtenção dos autovalores e autovetores das matrizes de espaço-estado. Dessa forma, o sistema é desacoplado em duas dinâmicas: uma longitudinal e outra lateral. Os termos dessas matrizes são as próprias derivadas, obtidas experimentalmente (Nelson, 1998).

2.2.4.1. Modos longitudinais

De acordo com Nelson(1998), a matriz de espaço-estado (ss) é resultado de abstrações da equação adimensionalizada de G. H. Bryan. A expressão da matriz ss do sistema longitudinal pode ser observada a seguir:

$$\begin{aligned}\dot{X} &= AX + B\eta \\ Y &= CX + D\end{aligned}\quad (2.10)$$

Onde A é a matriz de espaço-estado, B é uma matriz de controle, Y é a resposta do sistema, e C e D são controles de *output*. A constante η é um *input* de controle. Os termos de A , B e C podem ser encontrados no Anexo B. Tomadas as devidas simplificações, foi concluído que existem dois modos longitudinais nas aeronaves: *short-period* e *phugoid* (ou *long-period*).

- Short period: Oscilação simultânea e em mesma fase de translação vertical e arfagem (Fig. 8).
 - Raízes de alta frequência da matriz de espaço-estado;
 - São relativos a atitude do veículo;
 - Curta duração (poucos segundos);
 - Influenciado por α , w e q .

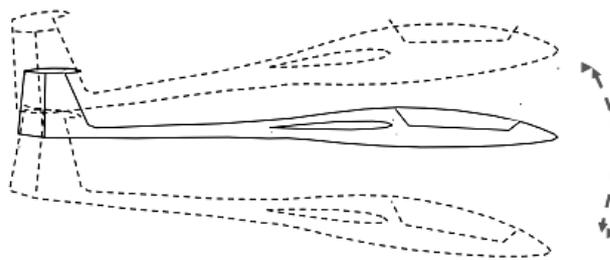


Figura 8 – Movimento da dinâmica short-period

- Phugoid (Long-period): Relativos a trajetória do veículo e à troca constante de energia potencial por cinética, presente na Fig. (9).
 - Raízes de baixa frequência da matriz de espaço-estado;
 - Longa duração (30 segundos ou mais);
 - Influenciado por u , θ e pela altitude h .

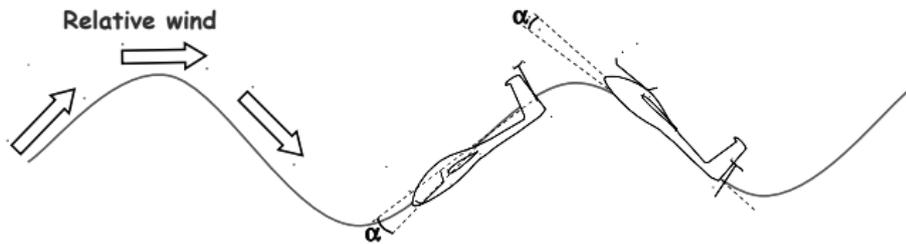


Figura 9 - Movimento da dinâmica Phugoid

O diagrama *root locus* da matriz *ss* do sistema longitudinal é representado na Fig. 10:

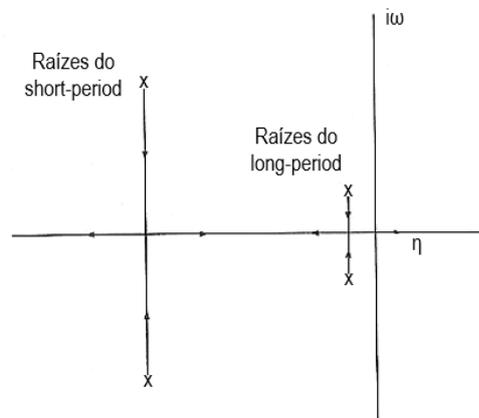


Figura 10 - Diagrama *root-locus* dos modos longitudinais

2.2.4.2. Modos laterais

Análogo aos modos longitudinais, ao assumir que o sistema é excitado por pequenas oscilações, é possível obter equações desacopladas, também expressas em termo de derivadas de estabilidade em uma matriz *ss*. Os autovalores e autovetores do sistema lateral geram quatro raízes e três modos:

- *Spiral*: Movimento muito lento que tem a tendência de direcionar a trajetória da aeronave em uma forma espiral. Normalmente é instável e requer comandos de controle para retorno ao equilíbrio (Fig. 11).
 - Raiz de baixa frequência do polinômio característico da matriz **A**;
 - Converte e diverge lentamente;
 - Atua em ϕ e p , nessa ordem.

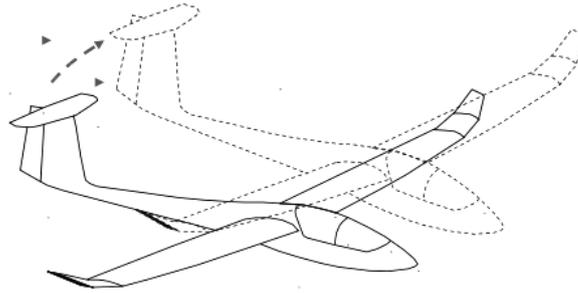


Figura 11 - Representação da dinâmica *spiral*

- Roll: Movimento oscilatório rápido de rolagem, que está representado na Fig. (12).
 - Raiz de alta frequência do polinômio característico da matriz A ;
 - Converte e diverge rapidamente
 - Atua \mathbf{p} e $\boldsymbol{\varphi}$, nessa ordem.

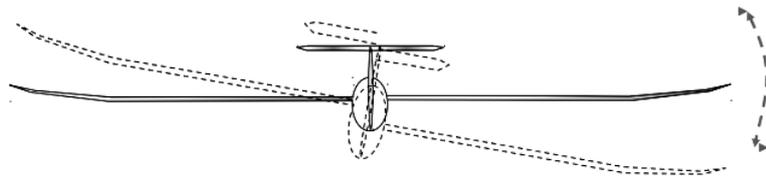


Figura 12 - Representação do movimento de *roll*

- Dutch Roll: Acoplamento do movimento de guinada e rolagem simultâneos, defasados em 90° (Fig. 13).
 - Raízes complexas de baixa frequência, referentes a polinômio característico da matriz A ;
 - Amortecimento suave;
 - Atua em \mathbf{r} , \mathbf{p} , $\boldsymbol{\beta}$ e $\boldsymbol{\varphi}$.

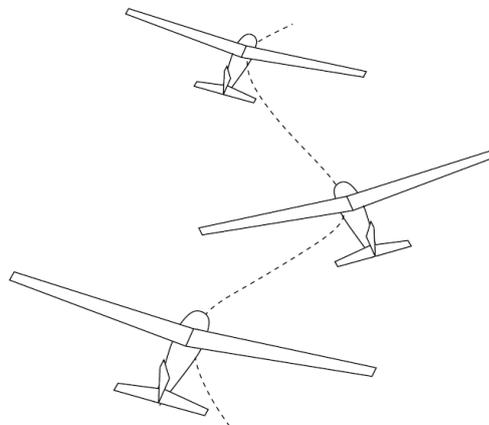


Figura 13: Representação do movimento de *dutch roll*

O diagrama *root locus* dos modos da dinâmica lateral pode ser conferido na Fig. (14) a seguir:

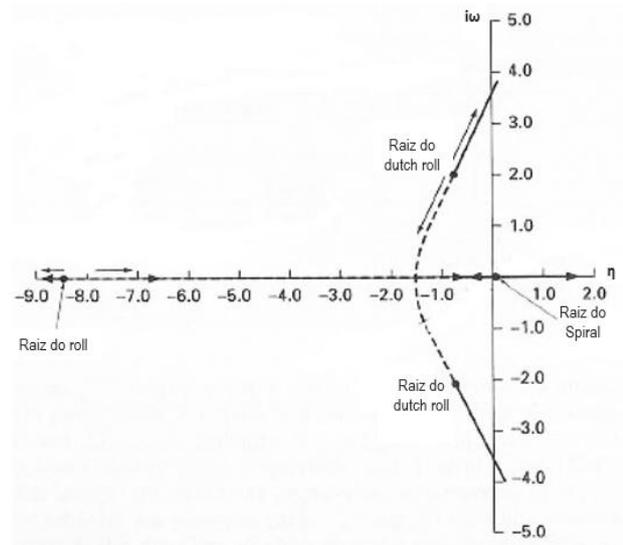


Figura 14 - Diagrama *root-locus* dos modos laterais (Adaptada de Nelson, 1998)

2.2.5. Qualidade do voo

Para Nelson (1998), a qualidade de voo é definida como as características de estabilidade e controle importantes na formação da opinião do piloto acerca da aeronave. O interesse nesse campo de conhecimento surgiu por volta de 1919, com pesquisadores da NACA, como uma necessidade de correlacionar a aeronavegabilidade com a opinião dos pilotos. Isso inseriu o essencial fator humano na categorização de qualidade de voo.

De acordo com Etkin e Reid (1996), em 1943 os pesquisadores da USAF conseguiram correlacionar essas opiniões com os modos de oscilação das aeronaves, frequência natural e amortecimento das dinâmicas laterais e longitudinais. Pela primeira vez, projetistas puderam conceituar a qualidade de voo, baseando-se não somente na opinião dos pilotos, mas também em características intrínsecas a aeronave.

Com o decorrer dos anos, cada país criou seus próprios requisitos e métodos de categorização de qualidade. Um dos mais conhecidos métodos é a Escala de Cooper-Harper, onde uma definição de escala numérica é utilizada em conjunto com uma série de frases descritivas. O cruzamento desses dados com parâmetros de estabilidade posteriormente gerou uma metodologia objetiva para diferenciar as aplicações de cada aeronave. Para analisar as qualidades longitudinais de uma aeronave, suas fases de voo são categorizadas em A, B ou C:

- **Fase A:** Fases de voo “não-terminais” de alta precisão: necessitam de manobras rápidas e controle preciso de trajetória, como acrobacias;
- **Fase B:** Fases de voo “não-terminais” de baixa precisão: são cumpridas usando manobras graduais e sem controle preciso do plano de voo;
- **Fase C:** Fases de voo “terminais” que requerem certa precisão como aterrissagem e decolagem.

Já a definição dos níveis de qualidade é dividida em 1,2 e 3 (do melhor para o pior):

- **Nível 1:** Qualidade adequada para a fase de voo;
 - **Nível 2:** Qualidades de voo adequadas para completar o plano de voo, porém com algum grau de desconforto ou degradação da missão;
 - **Nível 3:** Aeronave pode ser controlada de forma segura, porém o piloto sofre uma quantidade excessiva de carga, ou a missão pode ser comprometida;
- **Qualidades de voo longitudinais:**

Baseando-se na Tab. (1) é possível categorizar uma aeronave quanto a sua qualidade e sua aeronavegabilidade longitudinal:

Tabela 1 - Parâmetros de qualidade do voo para os modos longitudinais (Adaptada de Nelson, 1998)

Modo phugoid				
	Level 1		$\zeta > 0,04$	
	Level 2		$\zeta > 0$	
	Level 3		$T_2 > 55s$	
Modo short-period				
Nível	Categorias A e C		Categoria B	
	ζ_{sp} min.	ζ_{sp} max.	ζ_{sp} min.	ζ_{sp} max.
1	0,35	1,30	0,30	2,00
2	0,25	2,00	0,20	2,00
3	0,15	---	0,15	---

- **Qualidades de voo laterais:**

Para a análise de parâmetros laterais, é utilizada uma metodologia semelhante aos dos longitudinais, porém a divisão é estendida a diferentes classes das aeronaves:

- **Classe I:** Pequenas, como aeronaves leves, pequenos utilitários, treinadores primários e aviões leves de observação.
- **Classe II:** Pesos-médio de baixa a média manobrabilidade, como utilitários pesados de resgate, pequenas ou médias aeronaves para transporte/carga/reconhecimento, treinadores para Classe II, bombardeiros táticos e aviões de ataque pesado.
- **Classe III:** Grandes aeronaves com baixa a média manobrabilidade, como cargueiros e transportadores pesados, treinadores para Classe III e bombardeiros pesados.
- **Classe IV:** Aviões de alta manobrabilidade, como caças/ interceptores, reconhecimento tático, treinadores Classe IV ou aeronaves de observação.

Abaixo encontram-se as Tabelas (2) e (3), referentes as qualidades de voo horizontais para os modos *spiral*, *rol*, e de *dutch roll* respectivamente:

Tabela 2 - Parâmetros de qualidade de voo para os modos *spiral* e *roll* (Adaptada de Nelson, 1998).

Modo Spiral (tempo mínimo para dobrar a amplitude)				
Classe	Categoria	Nível 1	Nível 2	Nível 3
I, IV	A	12s	12s	4s
I, V	B e C	20s	12s	4s
II, III	Todas	20s	12s	4s
Modo Roll (tempo máximo para rolagem)				
Classe	Categoria	Nível 1	Nível 2	Nível 3
I, IV	A	1,0s	1,4s	10s
II, III	A	1,4s	3,0s	10s
Todas	B	1,4s	3,0s	10s
I, IV	C	1,0s	1,4s	10s
II, III	C	1,4s	3,0s	10s

Tabela 3 - Parâmetros de qualidade de voo para o modo *dutch roll* (adaptado de Nelson, 1998).

Modo Dutch Roll					
Nível	Categoria	Classe	Min ζ^*	Min $\zeta \cdot Wn^*$ [rad/s]	Min Wn [rad/s]
1	A	I, IV	0,19	0,35	1,00
	A	II, III	0,19	0,35	0,40
	B	Todas	0,08	0,15	0,40
	C	I,II-C, IV	0,08	0,15	1,00
	C	II-L, III	0,08	0,15	0,40
2	Todas	Todas	0,02	0,15	0,40
3	Todas	Todas	0,02	---	0,40

2.3. Métodos Computacionais Para Cálculo de Estabilidade

2.3.1. Softwares mais utilizados

Atualmente existe uma variedade de disponibilidade de *softwares* tanto comerciais como gratuitos. Um exemplo de *software* comercial para cálculos de estabilidade é o AeroWindTunnel 6.0, da americana AeroRocket. Com patente de 1999, é descrito pela fabricante como um simulador de túnel de vento que utiliza métodos computacionais para cálculo de coeficientes aerodinâmicos. A versão de estudante do AeroWindTunnel 6.0 é disponibilizada somente a cidadãos americanos, por questão de segurança dos EUA e é portanto de difícil acessibilidade. Outro exemplo de software comercial é o Advanced Aircraft Analysis (AAA) da DARcorporation, utilizado em mais de 50 países para projeto preliminar de aeronaves. Eles implementam em seus algoritmos as metodologias desenvolvidas por pesquisadores conceituados como Dr. C.T. Lan e Dr. Jan Roskam. O software AAA possui um módulo para obtenção de derivadas de estabilidade e controle. Nenhum dos dois fabricantes especifica claramente os métodos de cálculo implementados em seus códigos.

Softwares gratuitos *open-souce* como o MS Aximer, desenvolvido por pesquisadores, engenheiros e entusiastas também tem relevante participação. No entanto, dois representantes muito conhecidos no campo de estudo de aerodinâmica são o Digital Datcom e o XFLR5. O Digital Datcom, foi baseado no manual Stability and Control Datcon, um documento da USAF, e foi implementado ainda em 1978, em FORTRAM, mas atualmente possui versões em MATLAB e C++. Uma versão atualizada, o Datcom+ possui interface gráfica capaz de fazer plots 3D da geometria da aeronave, em versões *free* e *pro*. O software basicamente utiliza

cálculos de derivadas de estabilidade provenientes de histórico de experimentos em túnel de vento realizados pela NACA desde 1919 e é portanto um método empírico.

2.3.2. XFLR5

O software *open-source* XFLR5 é uma extensão em C++ do XFOIL que faz cálculos de coeficientes aerodinâmicos através de *potential flow methods* como 3D Pannels, Vortex Lattice Method (VLM) e Lift Line Method (LLM). Sua base, o XFOIL, foi desenvolvida na década de 80 no MIT, por Mark Drela e Harold Youngren, como ferramenta do projeto MIT Draelus. Sua rotina foi escrita em FORTRAN, no entanto possui hoje uma versão em MATLAB. O XFLR5 possui desde sua versão v6 um módulo para cálculo de derivadas de estabilidade e foi o método escolhido para realização das simulações deste estudo.

O XFLR5 é vantajoso por ser gratuito e por implementar métodos *potential fluid*, que têm baixo esforço computacional quando comparado com Navier-Stokes Solvers, como o Fluent CFD do ANSYS. Enquanto o XFLR5 demora apenas alguns minutos para *setup* e processamento, os N-S Solvers podem demorar horas. Em comparação com outros softwares gratuitos como o Digital Datcon, o XFLR5 é mais intuitivo e possui mais material disponível para consulta, acelerando a curva de aprendizado. Em uma avaliação feita por Shafer et al (2014), os dois oferecem resultados bastante aproximados em geral, porém com uma perceptível divergência para ângulos de ataque maiores que 6°. Uma das limitações do XFLR5 é que suas simulações são recomendáveis somente para baixos números de Reynolds, além de ser incapaz de calcular arrasto induzido de forma exata, o que reduz sua precisão.

2.3.2.1. 3D Panel Method

De acordo com Filkovic (2008), o uso do método dos painéis é relativamente antigo, sendo um dos primeiros aplicados para esse tipo de problema. O método soluciona escoamentos potenciais em torno da geometria da aeronave, com baixo custo de processamento. A aplicação das condições de contorno nas superfícies da geometria permite a resolução da maior parte de problemas de linearidade. Uma representação da indexação dos painéis pode ser conferida na Fig. (16).

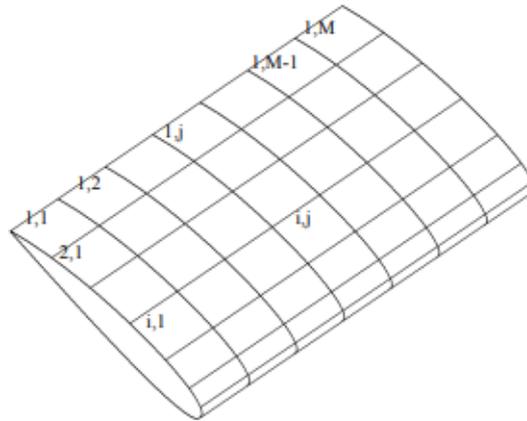


Figura 15 - Indexação dos painéis do método 3D Panel (Filkovik, 2008)

Esses algoritmos discretizam a geometria em painéis quadriláteros de “fontes” e “dipolos” constantes. A partir do valor dos “dipolos” é possível calcular velocidade e pressão. Esse método não permite o cálculo preciso de arrasto e nem velocidades supersônicas por assumir um fluido invíscido e incompressível.

2.3.2.2. *Lift Line Method (LLM)*

Essa teoria desenvolvida paralelamente por Prandtl e Lanchester baseia-se nas propriedades do escoamento e na envergadura, perfis e torção da asa para estimar sua distribuição de sustentação. Fazer isso de modo analítico pode ser extremamente trabalhoso. A LLM (Fig. 17) aplica o princípio de circulação do teorema de Kutta-Joukowski:

$$\tilde{L}_{(y)} = \rho V \Gamma_{(y)} \quad (2.10)$$

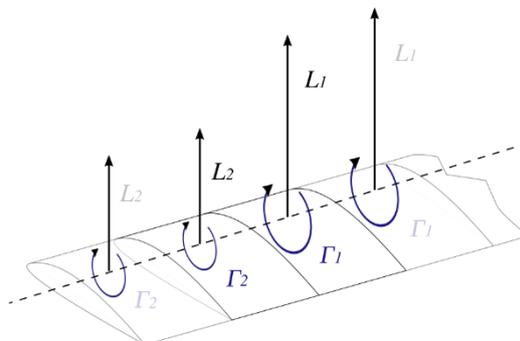


Figura 16 – Representação da discretização dos vórtices do método LLM (Filkovik, 2008)

Neste método, é calculada a influência da circulação local $\Gamma(\mathbf{y})$ em cada posição e nas vizinhanças do ponto, ao longo da envergadura da asa. Ou seja, o *upwash* e *downwash* induzido

pelos vórtices de cada posição podem ser computados em cada segmento da vizinhança. A alteração do ângulo de ataque α_i em cada seção pode ser quantificada como uma integral do *downwash* induzido pelas seções adjacentes. Baseando-se nesses princípios, é possível obter a sustentação ponto-a-ponto. Esse somatório fornece a sustentação total esperada para a asa. Indiretamente, é possível calcular os coeficientes aerodinâmicos através da LLM.

$$L_{total} = \rho V_{\infty} \int_{tip}^{tip} \Gamma(y) dy \quad (2.11)$$

2.3.2.3. Vortex Lattice Method (VLM)

Esse método numérico é muito utilizado nos estágios iniciais de design aerodinâmico. O método é uma extensão da teoria de Lifting Line de Prandtl. De acordo com Anderson (1991) o VLM modela superfícies aerodinâmicas como painéis de espessuras ínfimas, discretizando-as como infinitos vórtices *horseshoes* (Fig.18).

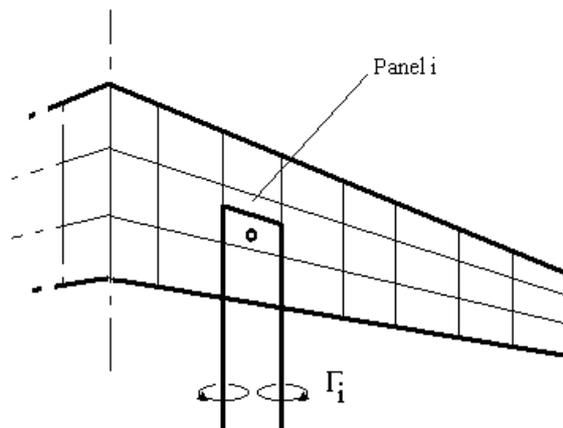


Figura 17 – Representação da discretização dos painéis do VLM (Filkovik, 2008)

O escoamento de todos vórtices cria um *downwash* nos painéis, como representado na imagem acima pelo Γ_i . Ao aplicar as condições de fronteira do escoamento, é possível calcular a força dos vórtices e portanto a sustentação da asa. Esse método não leva em conta efeitos viscosos, turbulência e arrasto induzido, assumindo-se portanto um fluido incompressível, invíscido e irrotacional sobre superfícies de espessura desprezível.

3. Metodologia

3.1. Medições e Desenhos das Seções

Alguns dos inputs necessários ao XFLR5 são a matriz de momento de inércia e o centro de gravidade da aeronave. Uma forma de obtê-los seria com uma tabela contendo o peso e posição de cada componente em relação a um referencial. Geralmente esse tipo de estimativa é feita em fases iniciais de projeto e requerem uma atualização constante ao longo da construção. Como o Tuiuiú não foi documentado quanto aos seus componentes e massas, foi necessária a caracterização desses elementos de um outra forma

Dentre as metodologias investigadas, a que se demonstrou mais eficiente, dados os recursos, tempo e documentação disponíveis, foi o uso de ferramentas CAD. Com o desenho em 3D da aeronave e a definição dos materiais, esses softwares são capazes de calcular a massa do componente, já que o volume e densidade seriam conhecidos. Para esse modelo, foi utilizada uma combinação de AutoCAD 2016 e SolidWorks 2016, ambas em versão de estudante. A escolha foi feita tendo em vista que os dois softwares têm boa compatibilidade entre si, oferecendo suporte para os mesmos formatos de documento.

O método de desenho das seções da fuselagem foi sugerida pelo Rubens B. Borges, projetista do Tuiuiú e supervisor dessa atividade. Ele já havia empregado o mesmo método em diversas aeronaves anteriormente, com o intuito de obter suas vistas laterais, frontais e superiores. Para obtenção das seções, foram definidas regiões de interesse ao longo do eixo longitudinal da aeronave. Em cada estação selecionada, foi construído um quadro, com barras de metal, como referência. As seções foram geralmente colocadas nas linhas de rebite, por serem onde estão presentes componentes estruturais importantes. O quadro construído na 4ª estação pode ser visto na Fig. (18):



Figura 18 – Barras posicionadas para o desenho da seção transversal da 4ª estação

Para garantir a precisão da medida, as barras de referência horizontal foram posicionadas ao nível do solo, e as verticais foram alinhadas em 90° com o auxílio de um prumo, uma vez que a própria aeronave já estava nivelada. Após fixado o quadro, as medições foram feitas com o auxílio de trena e régua e depois foram desenhadas no AutoCAD. Foram escolhidas 12 estações ao longo do eixo longitudinal. Tendo como referência as geometrias das seções do Tuiuiú, foi possível finalmente construir sua vista lateral.

As seções e vista lateral desenhadas no AutoCAD foram exportadas para o SolidWorks e devidamente posicionadas, tendo como base um referencial em comum. Dessa forma, foi feita a estrutura básica do desenho, em 3D. Uma imagem das seções posicionadas no SolidWorks pode ser observada a seguir:

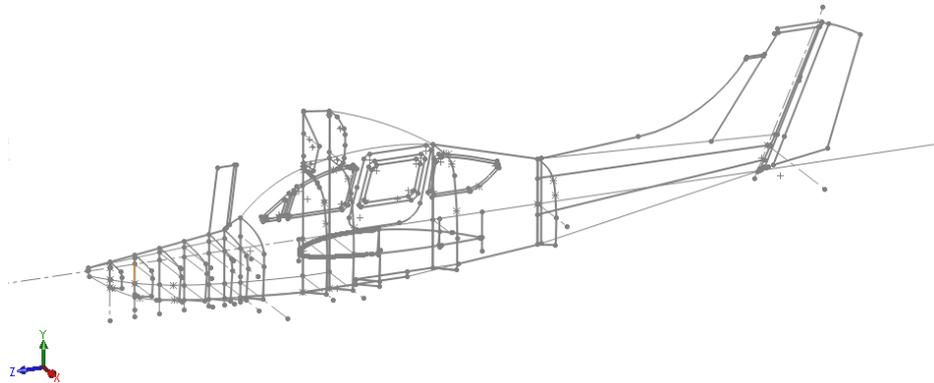


Figura 19 - Seções lateral e transversais posicionadas no SolidWorks

As seções das 12 estações e vista lateral juntas (Fig. 19), foram suficientes para iniciar a construção das fuselagens do bico, charuto, cauda e empenagem. A asa foi construída baseando-se em desenhos técnicos já previamente disponíveis. Grande parte dos componentes da fuselagem foram feitos com a ferramenta *Surface*, que permite construir geometrias complexas em 3D. Uma vez terminada a fuselagem, foi necessário medir e desenhar o máximo de componentes estruturais possíveis, para obter o melhor modelo de distribuição de massa. Uma imagem representativa dessa etapa pode ser vista a seguir, com um corte feito na fuselagem para melhor visualização da estrutura interna:

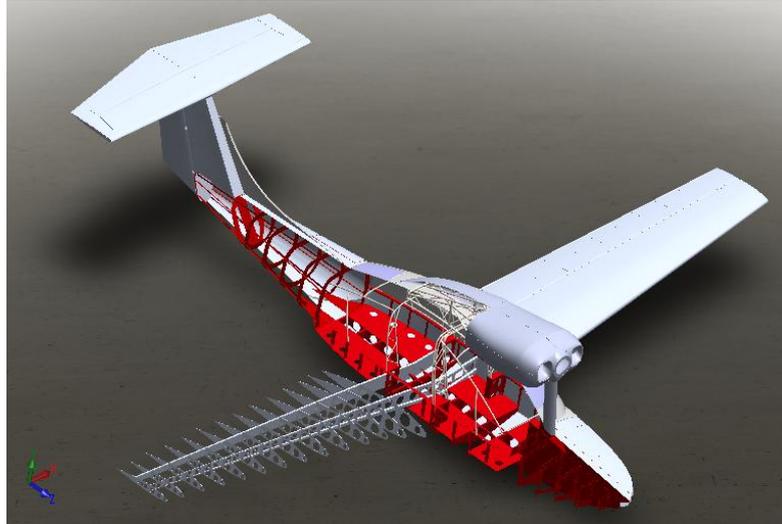


Figura 20 - Modelo CAD completo do Tuiuiú, com corte longitudinal da fuselagem

Para o desenho das estruturas (Fig. 20), foram realizadas medições diretas no Tuiuiú, que foram inseridas no SolidWorks. Dentre alguns dos componentes inseridos, estão as nervuras, longarinas, treliças e berço (estrutura que sustenta o motor). Com a finalização da construção do modelo, os componentes foram organizados em *Assembly* e os seus respectivos materiais foram atribuídos, para obter a matriz de momento de inércia mais precisa possível. Os desenhos técnicos podem ser vistos no Anexo C. O motor do Tuiuiú é um Continental IO-550 e não foi desenhado, no entanto sua massa foi extraída de sua especificação técnica.

Vale ressaltar que o CG obtido através do SolidWorks não é o real, por faltarem componentes mais complexos do modelo, como trens de pouso, sistemas de controle e acabamento. Estimativas destes foram feitas baseando-se na opinião do projetista e dos funcionários. O objetivo é que após a pesagem da aeronave completa e determinação do CG real, esses componentes faltantes possam ser estimados com mais precisão. O modelo de massa foi estimado em condição de voo de cruzeiro, com quatro lugares ocupados, trens de pouso recolhidos e tanque cheio.

3.2. XFLR5

3.2.1. Simulação dos perfis

Para esta etapa, foi necessária a obtenção dos perfis da asa e estabilizadores vertical e horizontal. Tendo como base os desenhos técnicos da asa, já disponíveis, pôde-se determinar os perfis da asa. Os estabilizadores, por sua vez foram obtidos por medição direta. Os perfis já inseridos no módulo *foil direct design* do XFLR5 podem ser conferidos a seguir:

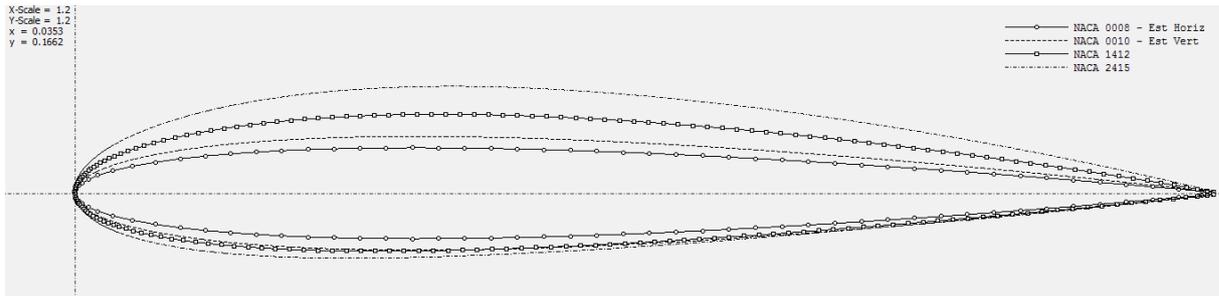


Figura 21 - Perfis do Tuiuiú gerados no *foil direct design* do XFLR5

Observando a Fig. (21), os dois perfis mais espessos são da asa, que possui um perfil NACA 2415 da estação 1 até a 4 e nas seções seguintes, o perfil se transforma em NACA 1412 até a ponta da asa, na estação 15. As asa possuem *winglets*, no entanto eles foram desprezados, com o objetivo de simplificar o modelo. De acordo com os desenvolvedores do XFLR5, os *winglets* não têm grande influência nos resultados finais, devido aos métodos empregados nos algoritmos. Possivelmente uma simulação CFD seria o ideal para uma avaliação mais precisa. Foi possível classificar os perfis do estabilizador horizontal como NACA 0008 e o vertical como NACA 0010.

O cálculo dos coeficientes é feito através do XFOIL Direct Analysis do XFLR5. Para a obtenção de valores em todos os **Re** de operação ao longo da asa, foi utilizado o Multi-Threaded Batch Analysis, que oferece a opção de usar o máximo de esforço computacional no XFOIL. O programa foi executado em uma máquina de oito threads, o que reduziu muito o tempo de processamento.

Baseando-se na velocidade de operação da aeronave (aproximadamente 210km/h), foi estimado um intervalo de números de Reynolds suficiente para os cálculos. A simulação foi feita para $5 \cdot 10^5 \leq \mathbf{Re} \leq 5 \cdot 10^7$, com incrementos de 500.000. O intervalo de ângulo de ataque foi $-6^\circ \leq \alpha \leq 20^\circ$. Através de interpolação, o programa consegue calcular todos **Re** dentro desse intervalo, onde finalmente, são obtidas curvas C_L / C_D , $C_{L\alpha}$, dentre outras. A análise do comportamento aerodinâmico dos perfis não será desenvolvida nesse estudo, por fugir do escopo proposto. No entanto, o XFLR5 executa um cálculo para a obtenção dos coeficientes aerodinâmicos, já que estes são necessários para calcular os coeficientes de estabilidade.

3.2.2. Modelo da aeronave

As dimensões da asa, estabilizador vertical e horizontal do Tuiuiú foram transferidas para o XFLR5 e devidamente posicionadas. Uma vez obtidos os centros de massa e a posição de cada componente do Tuiuiú, eles foram inseridos como massas pontuais no modelo do programa, para construção da matriz de inércia. De acordo com o desenvolvedor do *software*, não é recomendável a construção da fuselagem, por existir a possibilidade de erros de cálculo. Por esse motivo, a geometria da fuselagem foi desprezada, mas foi inserida como componentes de massa pontuais. A origem do sistema de coordenadas é a padrão do XFLR5, sendo localizada no bordo de ataque do começo da asa, como pode ser observado na imagem do modelo a seguir:

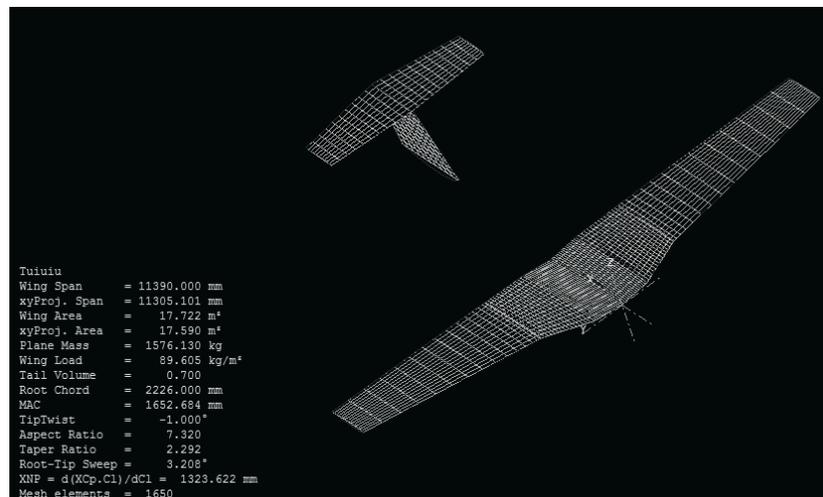


Figura 22 – Coordenadas, geometria e parâmetros da aeronave no XFLR5

Como visto na Fig. (22), o sistema de coordenadas assume valores positivos do eixo x em direção a cauda, do eixo y em direção a asa direita, e do eixo z , para cima. A asa foi posicionada na origem, como padronizado pelo XFLR5, com um ângulo de ataque de $1,5^\circ$, diedro de 7° e torção da ponta em -1° devido ao *washout*. O estabilizador horizontal foi posicionado 5722mm atrás da asa e o vertical 4775mm . O número de painéis aplicados no modelo está expresso na seguinte tabela:

Tabela 4 - Número de painéis para o cálculo do VLM e 3D Method no XFLR5

Componente	Painéis VLM	Painéis 3D
Asas	1350	2730
Estabilizador horizontal	200	420
Estabilizador vertical	100	220

É possível observar na Tab. (4), que foram inseridos mais painéis na asa do que nas outras superfícies aerodinâmicas, tanto pela sua dimensão quanto por geometria mais complexa. Os painéis da asa foram refinados na estação 4, onde existe mudança de geometria. Já nos estabilizadores, não foi necessário maior refinamento, por possuírem geometrias mais constantes. Esses são os painéis responsáveis pelo cálculo dos coeficientes aerodinâmicos por VLM e 3D Method.

Para o *setup* do *Plane Analysis* do Tuiuiú, foi escolhida a simulação Tipo 1 (velocidade fixa), com $V_{\infty} = 210\text{km/h}$. Foi decidido o uso do método Horseshoe Vortex (VLM 1), por ser o mais preciso, de acordo com o desenvolvedor do XFLR5. O centro de gravidade utilizado, foi o mesmo do modelo de massa, para $X_{cg} = 0,64\text{m}$ e $Z_{cg} = 0,47$. A densidade e viscosidade foram definidas com base nas propriedades da atmosfera na altitude de 3000pés (914,4m), $\rho_{\infty} = 1,123\text{ kg/m}^3$ e $\nu = 1,761\text{e-}05\text{ kg/ms}$. Após finalizado o cálculo, foram analisadas curvas $C_{L\alpha}$, C_L/C_D e a mais importante para a estabilidade: $C_{m\alpha}$.

3.2.3. Estabilidade estática

O cálculo de estabilidade estática foi feito baseado no modelo de massa obtido por CAD, somado aos componentes estimados fora dele, como trens de pouso, tanque, pilotos, passageiros, dentre outros. Esse foi o modelo escolhido, por ser o mais próximo do real, já que não foi possível um modelo preciso somente com as massas do CAD. As fórmulas descritas na seção 2.2.2 foram aplicadas em uma planilha. Os resultados foram examinados de acordo com os parâmetros de projeto, também demonstrados na mesma seção. Todas as dimensões e parâmetros extraídos do XFLR5 e aplicadas nas planilhas de cálculo de estabilidade estática do Tuiuiú podem ser conferidas no Anexo C.

3.2.4. Simulação de estabilidade dinâmica

Após a simulação *XFOIL Direct Analysis* e *Plane Analysis*, é possível realizar a *Stability Analysis* do modelo completo da aeronave. Essa etapa utiliza uma combinação de métodos 3D Pannels e VLM 2 para obter as derivadas de estabilidade e conseqüentemente, os modos longitudinais e laterais. Algumas das entradas do *script* incluem a matriz de inércia, coordenadas do CG, coeficientes aerodinâmicos, densidade e viscosidade do ar. Os momentos de inércia do Tuiuiú, calculados pelo XFLR5, podem ser observados a seguir:

Tabela 5 - Momentos de inércia do Tuiuiú obtidos via SolidWorks

I_{bxx}	2043 kg.m ²
I_{byy}	859 kg.m ²
I_{bzz}	5067 kg.m ²
I_{bxz}	-259.3 kg.m ²

Para essa simulação, não foram inseridos comandos de controle, pois isso fugiria do escopo deste estudo. As derivadas de estabilidade longitudinais e laterais do Tuiuiú, em unidades do SI, que foram extraídas do *log* do XFLR5 se encontram no Anexo D.

Para fins de avaliação da qualidade de voo longitudinais e laterais da aeronave, com base nas Tab. (2) e (3) respectivamente, foram extraídas a frequência natural f_n , a razão de amortecimento ζ e o tempo necessário para dobrar a amplitude t_2 . Todos foram extraídos diretamente do *log* do módulo de *stability analysis* do XFLR5. Para esse estudo, foi assumido que o Tuiuiú é uma aeronave Classe I, ou seja, tem comportamento semelhante às demais aeronaves pequenas ou leves, pequenos utilitários, treinadores primários e aviões leves de observação.

3.3. Análise do modelo de massa

A estimativa da massa dos componentes pode apresentar diversas incertezas, as quais podem ser propagadas para o estudo de estabilidade proposto. Para fins de avaliar a influência dessas possíveis incertezas no modelo, foi necessário analisar a sensibilidade deste às variações de duas das massas que foram julgadas como mais incertas: a parte superior do charuto e o motor. Foram realizadas variações de $\pm 5\%$, $\pm 10\%$ e $\pm 20\%$. Foi escolhido este intervalo, por fornecer uma alteração notável na massa dos dois componentes. Este intervalo representa até 40 kg de diferença da massa original, sendo suficiente para uma análise confiável. Abaixo, na Tab. (6) é possível observar as alterações na massa da parte superior do charuto e consequentemente, no CG e momentos de inércia finais do Tuiuiú.

Tabela 6: Alterações da massa da parte superior do charuto

Modificação	Massa Charuto [kg]	Massa Tuiuiú [kg]	Xcg [mm]	Zcg [mm]	Ixx [kg.m ²]	Iyy [kg.m ²]	Izz [kg.m ²]	Ixz [kg.m ²]
<i>S/Alteração</i>	136,900	1576,13	643,54	468,78	2043,01	3859,44	5067,20	-259,29
+5%	143,745	1582,975	645,19	469,71	2043,33	3860,76	5068,19	-259,85
-5%	130,055	1569,285	641,88	467,83	2042,69	3858,12	5066,17	-258,72
+10%	150,590	1589,82	646,83	470,64	2043,64	3862,06	5069,17	-260,41
-10%	123,210	1562,44	640,20	466,88	2042,36	3856,79	5065,19	-258,15
+20%	164,280	1603,51	650,06	472,47	2044,27	3864,62	5071,12	-261,51
-20%	109,520	1548,75	636,79	464,96	2041,71	3854,09	5063,14	-256,99

O charuto foi selecionado por apresentar uma das geometrias mais complexas de desenhar, e ser constituído principalmente por material composto (fibra de vidro). Isso gera uma incerteza quanto a massa obtida pelo CAD, já que esse tipo de material pode variar bastante em densidade devido ao uso de diferentes quantidades de resina e tipos malha de fibra. Além disso, o charuto é o que possui maior quantidade de elementos estruturais. Abaixo, podem ser observadas as alterações feitas na massa do motor:

Tabela 7: Alterações da massa do motor

Alteração	Massa Charuto [kg]	Massa [kg]	Xcg [mm]	Zcg [mm]	Ixx [kg.m ²]	Iyy [kg.m ²]	Izz [kg.m ²]	Ixz [kg.m ²]
<i>S/Alteração</i>	200,00	1576,13	643,54	468,78	2043,01	3859,44	5067,20	-259,29
+5%	210,00	1586,13	636,73	474,72	2051,83	3879,85	5078,78	-249,18
-5%	190,00	1566,13	540,44	462,76	2034,08	3838,78	5055,46	-269,53
+10%	220,00	1596,13	630,01	480,58	2060,53	3899,99	5090,22	-239,20
-10%	180,00	1556,13	657,42	456,67	2025,04	3817,85	5043,58	-279,89
+20%	240,00	1616,13	616,82	492,09	2077,62	3939,54	5112,68	-219,61
-20%	160,00	1536,13	671,66	444,25	2006,59	3775,18	5019,35	-301,03

O motor Continental IO-500, por sua vez, foi selecionado para o estudo pois sofreu diversas alterações de performance antes de sua instalação no Tuiuiú, onde podem ter sido inseridas peças mais leves, componentes eletrônicos, cabos ou sensores, modificando assim a massa original consultada no manual do fabricante. Como presente na tab. (7), uma vez feitas as variações de massa, foi observada a sensibilidade do modelo a essas entradas. Foram analisados o ângulo de *trim* para a estabilidade estática e a frequência natural do modo *short-period* para a estabilidade dinâmica, visto que os outros modos não sofreram praticamente qualquer variação relevante.

4. Resultados e Discussão

4.1. Modelo CAD

Essa etapa de medição e obtenção do modelo CAD e suas massas pontuais foi a mais trabalhosa para execução deste estudo, chegando a tomar cerca de 90% do tempo investido. A imagem a seguir representa o modelo CAD da fuselagem e estrutura interna completa do Tuiuiú em vista isométrica, obtida através do SolidWorks, bem como o CG encontrado.



Figura 23 - Modelo CAD completo e obtenção do centro de massa da aeronave em SolidWorks

A localização do centro de gravidade obtido em CAD (Fig. 23), não se igualou ao estimado em projeto. Isso ocorreu pela ausência de algumas massas relevantes, como acabamento, sistema elétrico, trem de pouso e mecanismos de controle. Para maior fidelidade, seria necessário um refinamento do modelo de massa através da pesagem de alguns componentes, separadamente da aeronave. Outra forma de melhorar o modelo, seria desenhando esses componentes ausentes no modelo CAD. Uma tabela comparativa pode ser vista a seguir:

Tabela 8 - Massa e CG para diferentes modelos de massa

Modelo de massa	Massa [kg]	x_{cg} [m]	z_{cg} [m]
Massa esperada (projeto)	---	0,55	---
Modelo CAD	906,13	1,01	0,72
CAD + massas estimadas	1576,13	0,64	0,47

É possível observar na Tab. (8) que o modelo CAD é bastante modificado quando as massas estimadas foram inseridas, trazendo o CG de 1,01m do bordo de ataque, para apenas 0,64m, um valor mais próximo do estimado em projeto (0,55m). Isso ocorre porque grande parte dos componentes estimados, estão mais próximos do bordo de ataque, trazendo portanto o CG mais para frente. A massa também aumentou de 906,13kg para 1576,13kg, uma diferença relevante. O modelo CAD com massas estimadas se demonstra mais próximo ao esperado em projeto, e portanto foi o escolhido para as simulações de estabilidade. No entanto, não existem dados estimados em projeto para a altura do centro de massa (Z_{cg}) do Tuiuiú, logo não foi representada na tabela. No Anexo E estão apresentadas claramente as massas pontuais, tanto obtidas em CAD, quanto as estimadas fora dele.

4.2. Estabilidade Estática

O ângulo de *trim* de uma aeronave é um parâmetro de extrema importância para a estabilidade estática longitudinal. Este é o ângulo em que as superfícies aerodinâmicas do avião geram um momento restaurador, trazendo-o ao equilíbrio. O gráfico $C_{m\alpha}$ do Tuiuiú, para diferentes modelos de massa (Fig. 24), permite uma análise do seu comportamento em voo de cruzeiro, nivelado, a aproximadamente 210km/h:

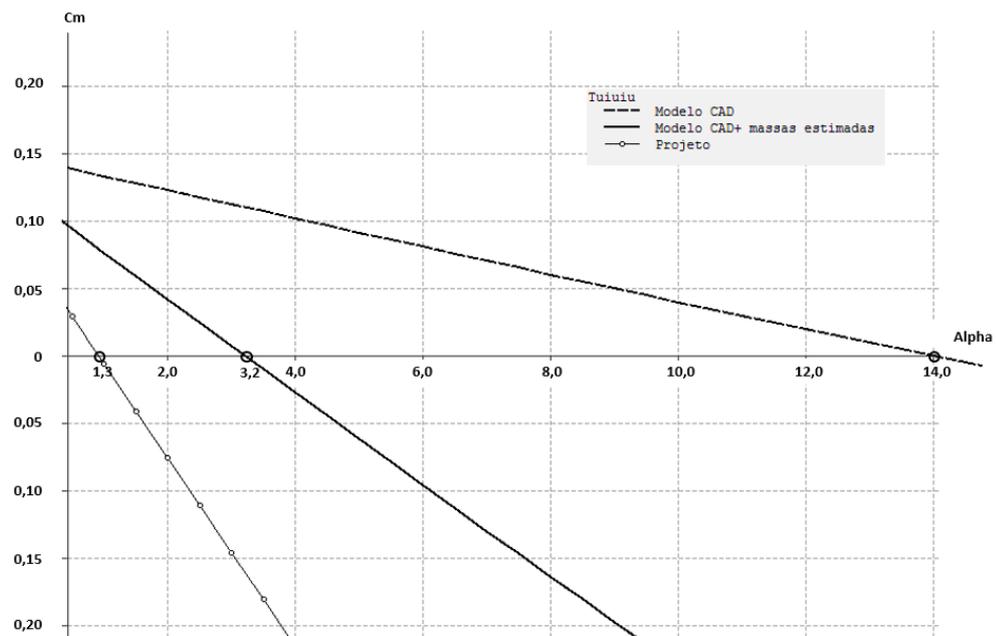


Figura 24 - Gráfico $C_{m\alpha}$ para diferentes modelos de massa

É possível observar, pelo comportamento da reta tracejada, que somente as massas do CAD não são suficientes para um modelo estável. O fato do X_{cg} estar distante do X_{np} leva o ângulo de *trim* ($C_m=0$) a ficar próximo de $14,0^\circ$, algo inviável para a estabilidade. Isso significaria que o Tuiuiú só reagiria a quaisquer perturbações somente quando atingisse $\alpha=14,0^\circ$, um valor demasiadamente alto. Em contrapartida, quando são adicionadas as massas estimadas, o X_{cg} fica mais próximo de X_{np} . Conseqüentemente o ângulo de *trim* chega a aproximadamente $3,2^\circ$, um valor bem abaixo e portanto, mais aceitável. De acordo com o CG em projeto ($X_{cg}=0,55$), o ângulo de trim seria de aproximadamente $1,3^\circ$, que deve garantir uma aeronave estável e de boa manobrabilidade (Nelson, 1998). Baseando-se no modelo determinado por CAD + massas estimadas, foi calculada a margem estática:

Tabela 9 - Margem estática (SM) obtida pelo modelo CAD somado às massas estimadas

Parâmetro	Calculado
X_{cg}	0,64
X_{np}	0,92
SM (estimada)	0,17

Observando a Tab. (9) e baseando-se no fato de que intervalo ideal de margem estática é $0,05 < SM < 0,15$, fica visível que o Tuiuiú ultrapassa esse limite, em apenas 2 décimos. Isso geraria uma aeronave ligeiramente superestável, o que significa que o Tuiuiú pode tender a seguir a trajetória de rajadas de vento, necessitando de trimagem para correção. No entanto, a diferença é muito pequena e poderá ter pouca ou nenhuma influência na estabilidade longitudinal.

Analisando em conjunto a margem estática e o ângulo de *trim*, pode-se afirmar que tanto o modelo de projeto, quanto o CAD com massas estimadas são considerados estáticamente estáveis longitudinalmente, com uma pequena tendência a condição de superestabilidade. Em todos os casos, o fato de C_{m_α} ser negativo (descendente), indica que existe um momento (convencionado como negativo) que restaura o ângulo de inclinação para zero. O gráfico abaixo complementa a análise:

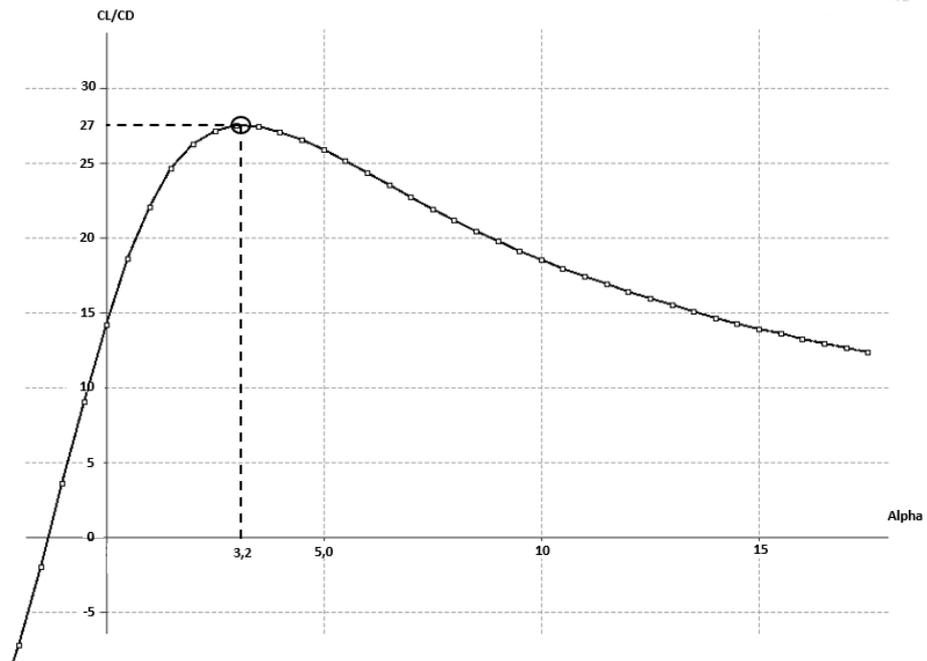


Figura 25 - Gráfico CL/CD em relação a α

De acordo com o gráfico acima (Fig.25), que é o mesmo para todos os modelos de massa, é possível observar que quando $\alpha = 3,2^\circ$ (ângulo de trim) existe uma razão de planeio $C_L/C_D = 27$, indicando que a aeronave gera, em ampla diferença, mais sustentação do que arrasto. Isso é essencial para a garantia de que a o Tuiuiú é capaz de manter sua altitude enquanto retorna ao equilíbrio. Outros parâmetros essenciais para a estabilidade longitudinal e lateral podem ser conferidos a seguir:

Tabela 10 - Parâmetros de estabilidade lateral calculados para o Tuiuiú

Parâmetro		Calculado	Valor recomendado
V_h	Volume horizontal da cauda	0,72	$0,3 < V_h < 0,6$
V_v	Volume vertical da cauda	0,05	$0,02 < V_v < 0,05$
B	Parâmetro "B" de estabilidade espiral	12,01	$B > 5$
$V_v \cdot B$	Tamanho do Diedro (controle de roll)	0,54	$0,10 < V_v B < 0,20$

O coeficiente V_h avalia basicamente a efetividade da empenagem. Um valor abaixo de 0,3 gera uma aeronave muito sensível a posição do CG. Como explicitado na Tab. (10), a empenagem do Tuiuiú parece ligeiramente superdimensionada, por atingir 0,72, ultrapassando o limite superior do intervalo recomendado. Isso deve requisitar um ajuste no sistema de controle, para manter uma boa aeronavegabilidade e conforto, evitando um esforço excessivo do piloto. O coeficiente V_v no entanto, tem influência em comandos de guinada. Se ele estivesse

fora do ideal, a aeronave poderia oscilar muito ao receber comandos de leme, dificultando o controle preciso de curvas coordenadas. Este não é o caso do Tuiuiú, pois os cálculos demonstram que ele está dentro dos limites aceitáveis.

O parâmetro **B** serve para avaliar a influência do ângulo de diedro (Υ) na estabilidade lateral e na tendência da aeronave de entrar em espiral. Analisando a Tab. (8), nota-se que o Tuiuiú cumpre esse requisito. Isso significa que sua trajetória tem pouca tendência a divergir em espiral. O produto $\mathbf{V}_v \cdot \mathbf{B}$ no entanto, não encontra-se dentro dos limites ideais. Esse coeficiente influencia o controle de rolagem da aeronave. O fato do avião ultrapassar esse limite, sinaliza que os controles serão efetivos, porém rígidos, exigindo portanto um esforço maior, caso não haja calibragem. O ângulo de diedro do Tuiuiú parece estar superdimensionado do ponto de vista da estabilidade lateral. Seria interessante uma diminuição desse ângulo, de 7° para 3° . É possível observar as consequências dessa alteração na Tab. (11):

Tabela 11 – Consequências da redução do ângulo de diedro

Parâmetro		Novo valor	Valor recomendado
	Ângulo de diedro	3	$\Upsilon > 0$
B	Parâmetro "B" de estabilidade espiral	5,15	$B > 5$
V_v	Volume vertical da cauda	0,045	$0,02 < \mathbf{V}_v < 0,05$
V_v . B	Tamanho do Diedro (controle de roll)	0,23	$0,10 < \mathbf{V}_v < 0.20$

Como é possível ver na Tab. (11), a redução de Υ diminuiria **B** e conseqüentemente $\mathbf{V}_v \cdot \mathbf{B}$. Isso sacrificaria um pouco de estabilidade espiral, que tem boa margem para redução, porém deixaria a rolagem menos rígida e portanto mais manobrável. No entanto, na atual fase de construção da aeronave, uma alteração desta magnitude seria altamente trabalhosa e traria custos ao fabricante. A superestabilidade lateral do Tuiuiú não deverá afetar em grande proporção sua segurança em voo, e é portanto uma limitação de projeto aceitável, não sendo portanto necessário o investimento de recursos para tal modificação.

4.3. Estabilidade Dinâmica

4.3.1. Modos longitudinais

Uma vez rodada a simulação, foram obtidos os autovalores e autovetores das matrizes de espaço-estado. O diagrama *root locus* dos modos longitudinais pode ser conferido a seguir:

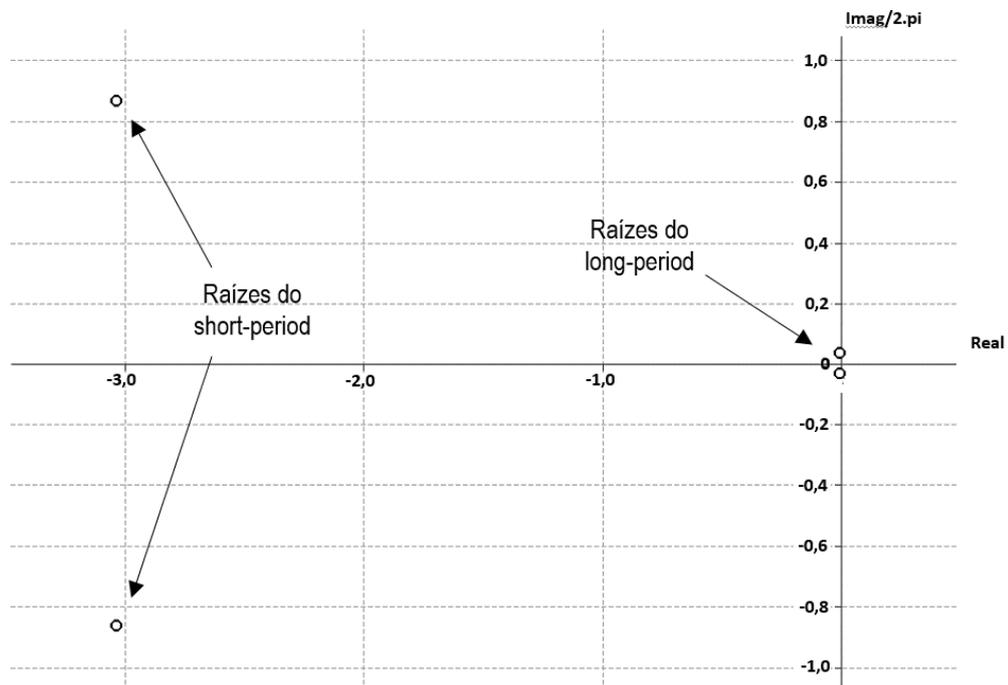


Figura 26 - Diagrama *root-locus* dos modos longitudinais do Tuiuiú

É possível observar na Fig. (26) que dois pares de modos foram gerados, como esperado. Os pares conjugados mais próximos de zero são representativos do modo *phugoid*, já que têm frequência (parte imaginária) menor. Os de maior frequência e amortecimento são os *short-period*. É possível observar que ambos apresentam parte real negativa, indicando que o amortecimento provoca uma convergência das oscilações. Logo, ambos os modos são dinamicamente estáveis, com a ressalva de que o *phugoid* tem amortecimento mais suave (próximo de zero). Os gráficos a seguir mostram a resposta no tempo para o *short-period*:

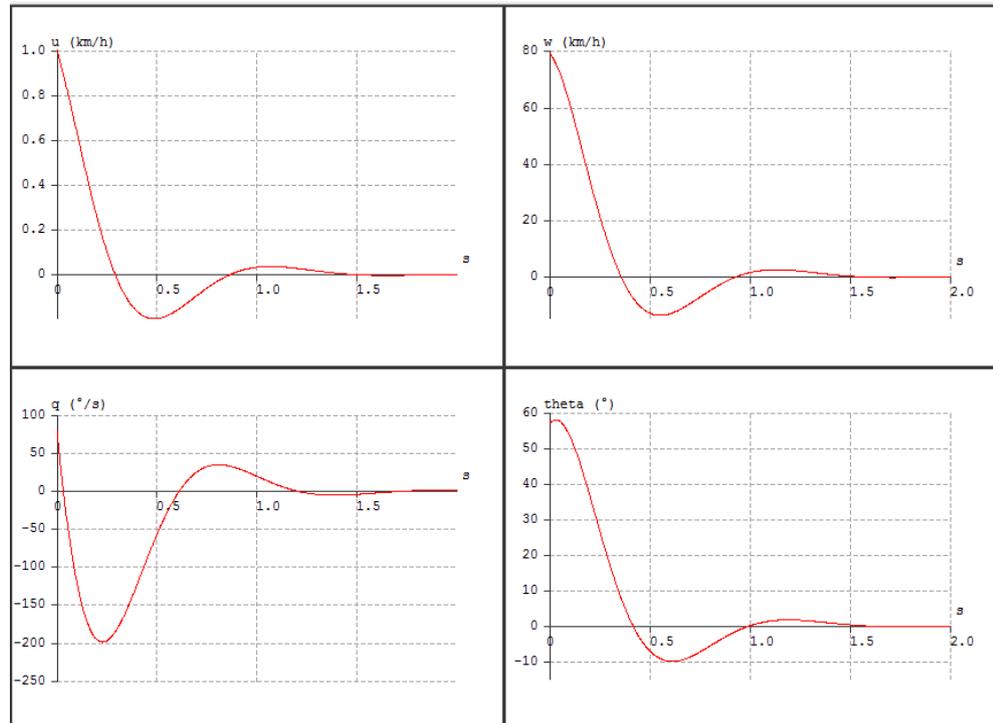


Figura 27 - Gráficos de resposta no tempo do *short-period*

Na Figura (27) estão presentes quatro gráficos do modo *short-period*. Os dois gráficos superiores representam, da esquerda para a direita, a variação da velocidade do avião nas direções horizontal (u) e vertical (w) respectivamente. O gráfico da esquerda inferior demonstra o comportamento da taxa de arfagem(q), e o ultimo representa o ângulo de arfagem (θ) do Tuiuiú. Como esperado, o amortecimento foi capaz de convergir a oscilação rapidamente: em aproximadamente 1,5s. Essa dinâmica apresentou uma frequência de cerca de 1,67 Hz. Abaixo, estão presentes as respostas no tempo para o modo *phugoid*:

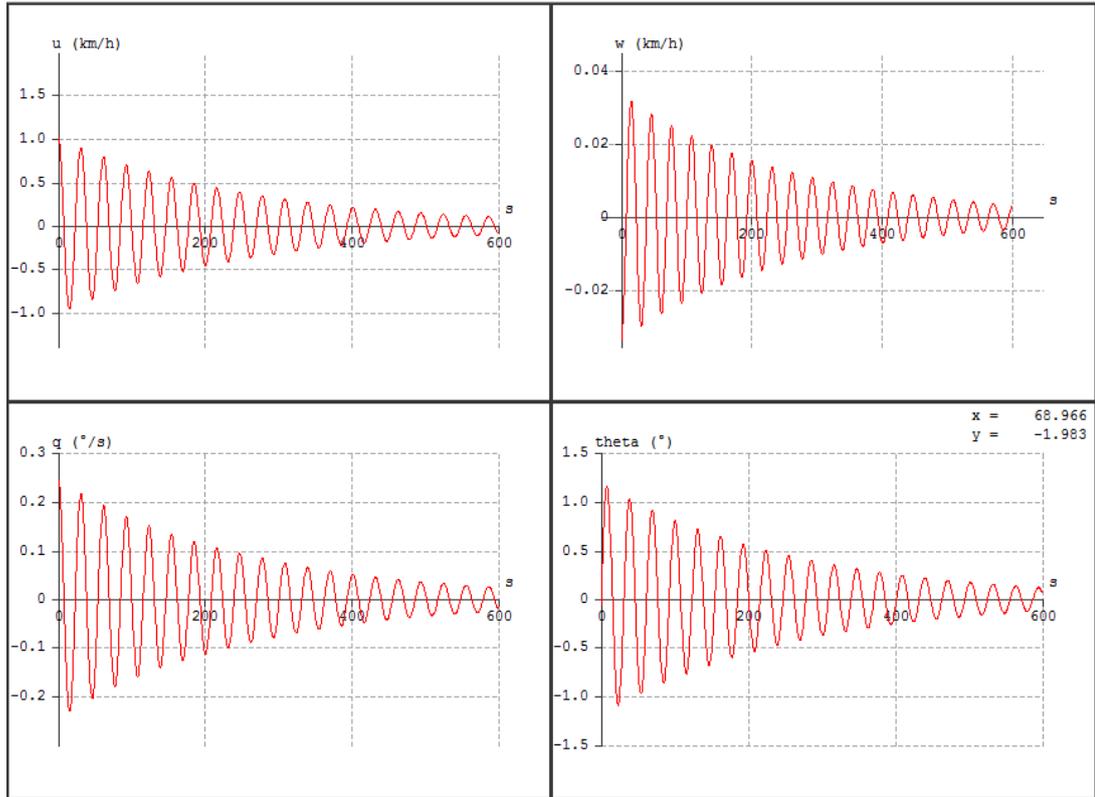


Figura 28 - Gráficos de resposta do modo *phugoid*

A disposição dos gráficos do modo *phugoid* (Fig. 28) é a mesma dos quatro gráficos do *short-period*. Como observado no diagrama *root locus* do modo longitudinal, era esperado um baixo amortecimento, porém com oscilação convergente. Isso se revela na resposta no tempo: com uma função que demora mais de 600s para convergir e requer cerca de 200s para atingir metade da sua amplitude inicial. No entanto, é comum que essa dinâmica convirja lentamente (Etkin e Reid, 1996). Como a frequência é baixa ($f = 0,03$ Hz) os pilotos e passageiros não sentirão muito a oscilação, tendo pouco prejuízo à aeronavegabilidade. Além disso, pela lentidão do movimento, pilotos não terão dificuldades de corrigir imprecisões na trajetória da aeronave, causadas por esse modo.

4.3.2. Modos laterais

O diagrama *root locus* dos modos laterais pode ser visto na imagem seguinte:

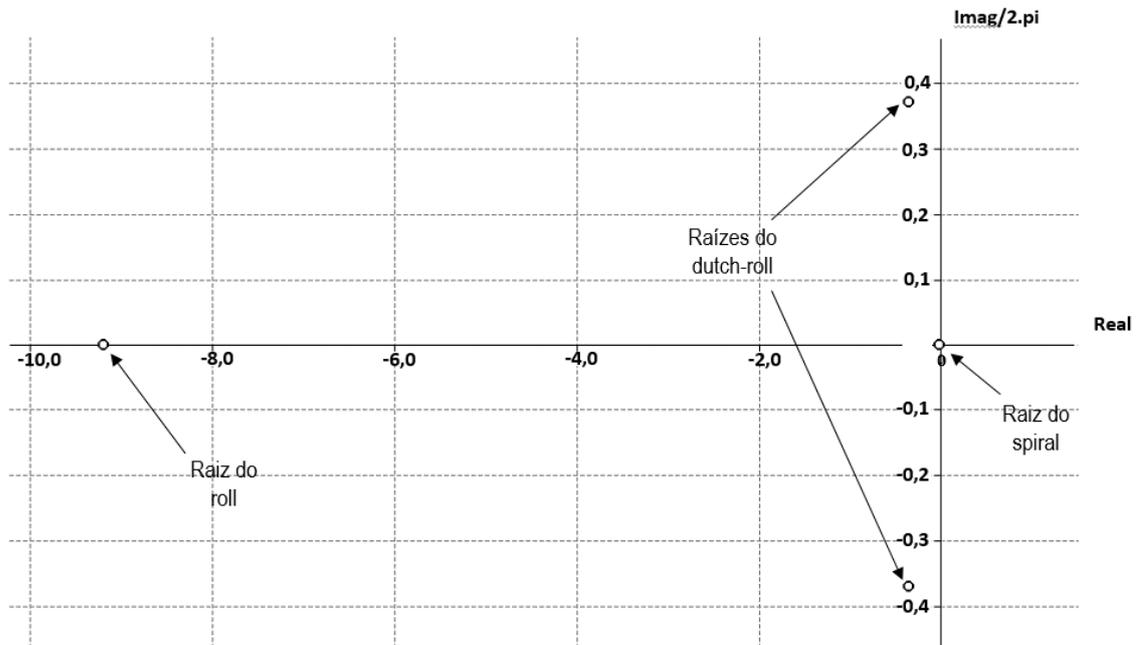


Figura 29 - Diagrama *root-locus* dos modos laterais do Tuiuiú

Analisando a Fig. (29), é possível observar que todos os modos possuem raízes com parte real negativa, indicando a estabilidade de todos eles. O modo *spiral*, que encontra-se mais próximo de zero, possui pouco amortecimento e é de baixa frequência, que é um comportamento esperado. O par de polos representativos do *dutch-roll* apresentam alta frequência, com pouco amortecimento. Já o modo de *roll*, apresenta frequência muito pequena, com alto amortecimento quando comparado às demais oscilações laterais. Abaixo, está representado o gráfico da resposta no tempo do modo de *roll*:

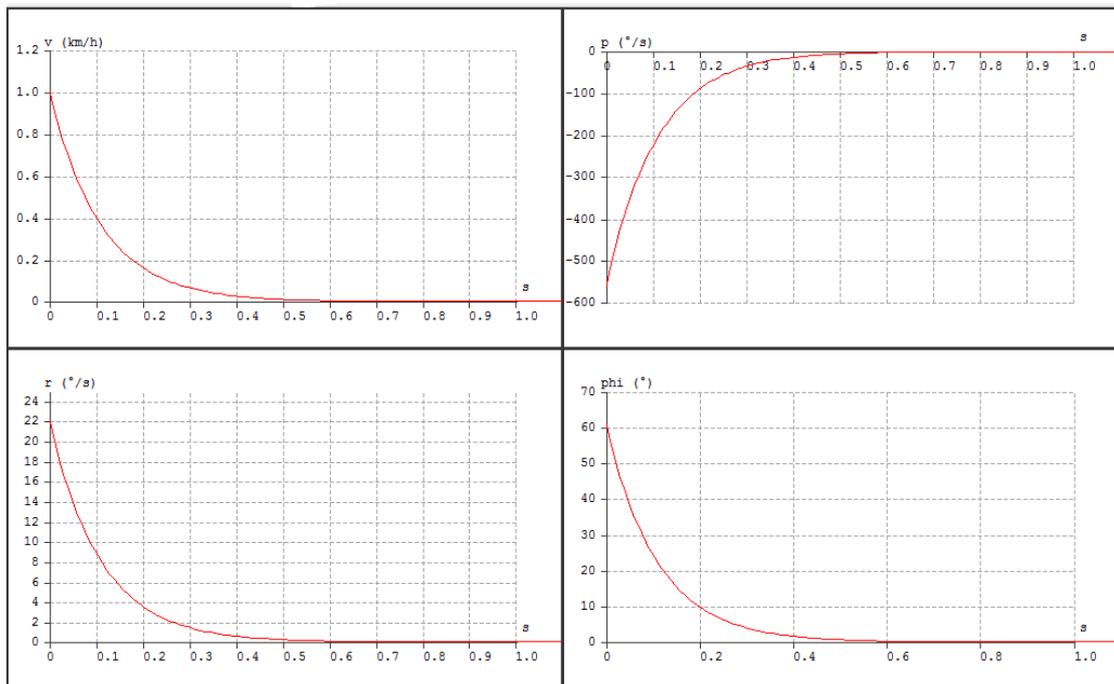


Figura 30 - Gráficos da resposta no tempo para o modo de *roll* do Tuiuiú

A Figura (30) está subdividida em quatro gráficos de resposta no tempo para a dinâmica *roll*: o superior esquerdo representa o comportamento da velocidade na direção lateral (v) quando o sistema é perturbado. Já os superiores direito (p) e inferior esquerdo (r) demonstram a taxa de rolagem e de guinada respectivamente. O canto inferior direito apresenta o *banking angle* (ângulo de desvio) (ϕ) do Tuiuiú. Ao analisar os gráficos, é possível notar que o sistema é rápido em reagir a possíveis perturbações laterais. A curva converge para zero, atingindo o equilíbrio em apenas 0,5s, o que demonstra uma aeronave estável no modo *roll*, como já foi previsto pelo diagrama *root locus* da estabilidade lateral. O amortecimento demonstra-se abrupto, sugerindo talvez uma superestabilidade, como discutido em seções anteriores. O comportamento do modo *Dutch Roll* pode ser analisado abaixo:

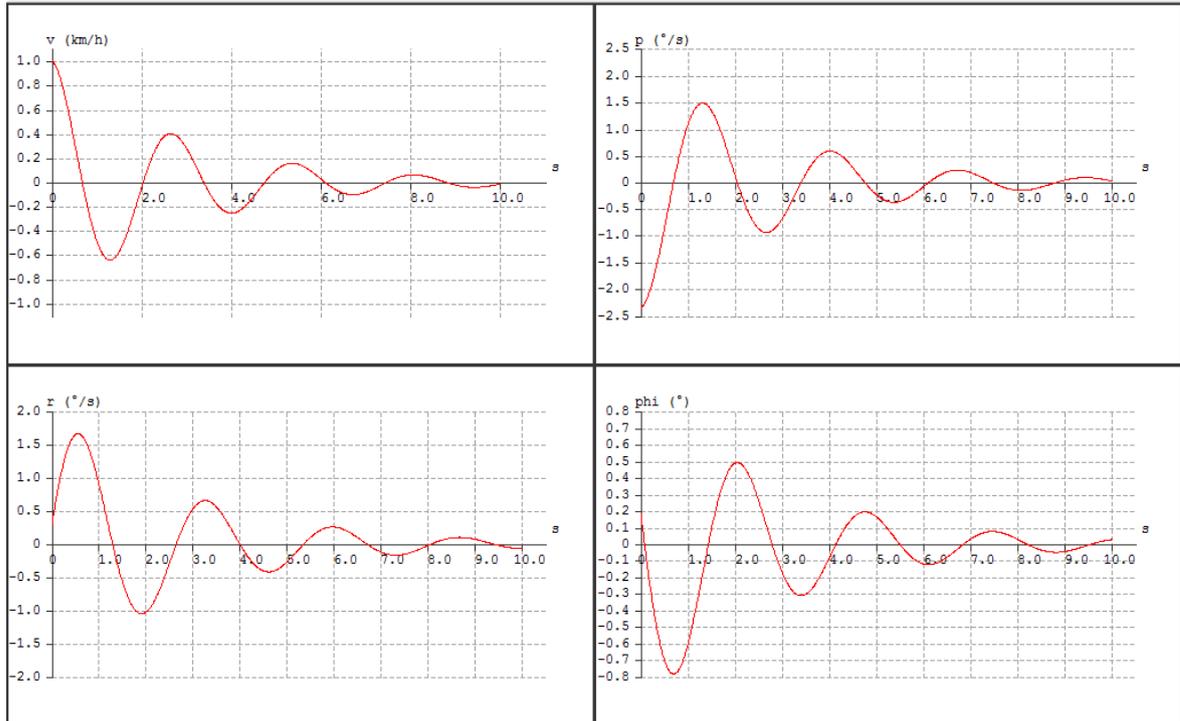


Figura 31- Gráficos da resposta no tempo para o modo de *dutch roll* do Tuiuiú

A disposição dos gráficos da Fig. (31) é a mesma do explicitado no modo de *roll*. É possível notar que a oscilação converge após pouco mais de 10s e sua frequência é de aproximadamente 0,4Hz. O modo se demonstra estável, de alta frequência e com amortecimento suave, como esperado. A resposta no tempo para a dinâmica *spiral* pode ser analisado nos gráficos seguintes:

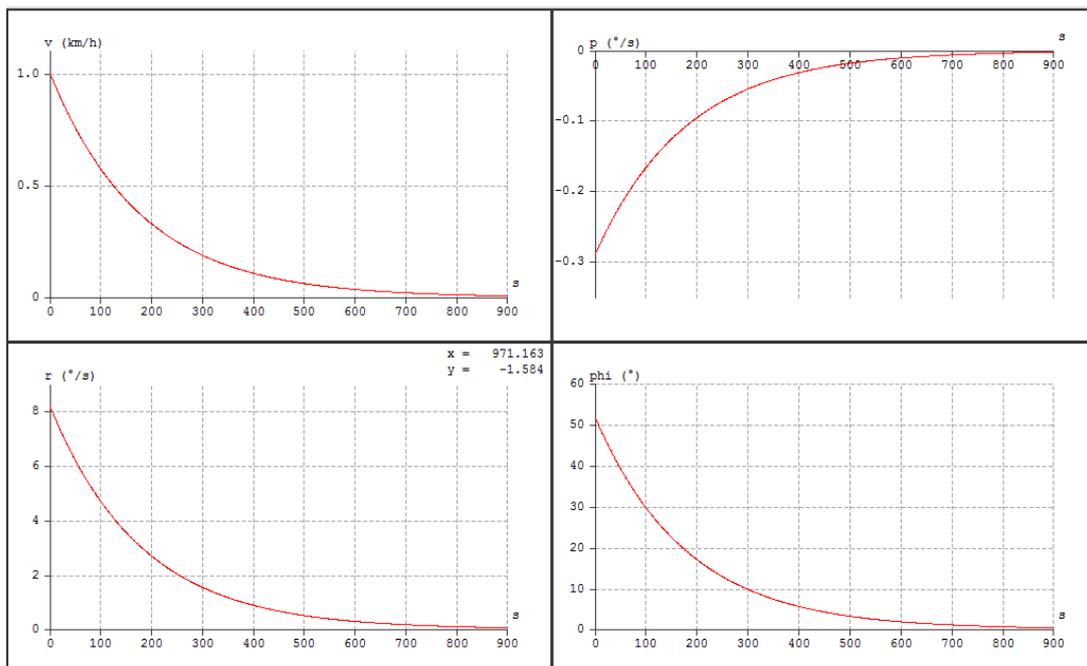


Figura 32 -Gráficos da resposta no tempo para o modo *spiral* do Tuiuiú

É possível observar pela Fig. (32) que a aeronave só retornaria ao equilíbrio após cerca de 900s. Este parece um tempo muito longo, mas que na verdade está dentro do esperado, dadas as características gerais do modo *spiral*. Essa dinâmica não é decisiva para a qualidade do voo, visto que é aceitável que em muitas aeronaves essa dinâmica seja instável. No caso do Tuiuiú, a estabilidade é atingida, porém somente após um longo tempo. Caso ele fosse instável nesse modo, esse desvio em movimento espiral tenderia a tirar a aeronave de sua trajetória, requerindo do piloto comandos constantes para retomar a rota.

4.4. Qualidade de Voo

Com base nas Tab. (2) e (3) foram extraídas do *log* do XFLR5 as seguintes informações:

Tabela 12 - Parâmetros de qualidades de voo longitudinais do Tuiuiú

Modo	f_n [Hz]	ζ	Fases	Nível
Short-period	0,987	0,489	A,B,C	1
Phugoid	0,032	0,019	A,B,C	2

Tomando o Tuiuiú como uma aeronave Classe I, de acordo com a Tab. (12), nota-se que a aeronave encontra-se no Nível 1 para o modo *short-period*, ou seja, apresenta qualidade adequada para as fases de voo A,B e C. Já o modo *phugoid* apresenta qualidade suficiente para completar o plano de voo, mas pode oferecer algum grau de desconforto ou degradação da missão, em todas as fases de voo: A,B e C. Desta forma, o *phugoid* apresenta qualidade média, mas não deverá oferecer riscos aos pilotos ou passageiros. Os modos laterais podem ser conferidos a seguir:

Tabela 13 - Parâmetros de qualidades de voo laterais do Tuiuiú

Modo	t_2 [s]	f_n [Hz]	ζ	Fases	Nível
Roll	0,075	---	---	A,B,C	1
Spiral	124,207	---	---	A,B,C	1
Dutch Roll	---	0,374	0,146	A	2
				B,C	1

Para a Tab. (13), os modos *roll* e *spiral* não apresentam oscilação e são portanto avaliados de acordo com o parâmetro t_2 . Este parâmetro indica quanto tempo a amplitude demora para diminuir ou aumentar em duas vezes seu valor inicial. Em ambos os casos, a

aeronave apresenta Nível 1 em todas as fases de voo de categoria A,B e C. Sendo portanto o caso ideal. Já o *dutch-roll*, por sua vez apresenta oscilação, e baseia-se no η e no ζ . O Tuiuiú é Nível 2 na categoria A e Nível 1 nas categorias B e C. Isso significa que ele pode apresentar qualidade de voo não ideal para fases de voo “não-terminais” de alta precisão. Isso sugere que a aeronave pode sofrer oscilações prejudiciais na hora de manter a trajetória de voo, no entanto, sem apresentar perigo. Já nas fases de voo dispostas pelas categorias B e C do *dutch-roll*, o Tuiuiú deverá se comportar bem.

4.5. Estudo de Incerteza das Massas

Nessa análise foi observado que os modos *phugoid*, *roll*, *spiral* e *dutch-roll* não foram afetados pelas alterações de massa tanto do charuto superior quanto do motor, logo não encontram-se dispostos nos gráficos. É conhecido que o *phugoid* deveria ter sido influenciado pela posição do CG, como já estudado por Langley (Nelson, 1998). Uma possível explicação para isso não ocorrer é que as alterações na massa foram insuficientes para influenciar relevantemente as frequências e a razão de amortecimento, sendo portanto imperceptíveis no resultado final. Já os modos laterais não sofreram quaisquer alterações porque as mudanças de CG ocorreram somente nos eixos x e z , mantendo a simetria ao eixo y intacto. Além disso, as dinâmicas laterais são muito mais influenciadas pelas superfícies aerodinâmicas do que pela posição do CG e massa total.

4.5.1. Charuto superior

Primeiramente foi analisada a estabilidade estática, baseando-se no ângulo de *trim* como método de avaliação:

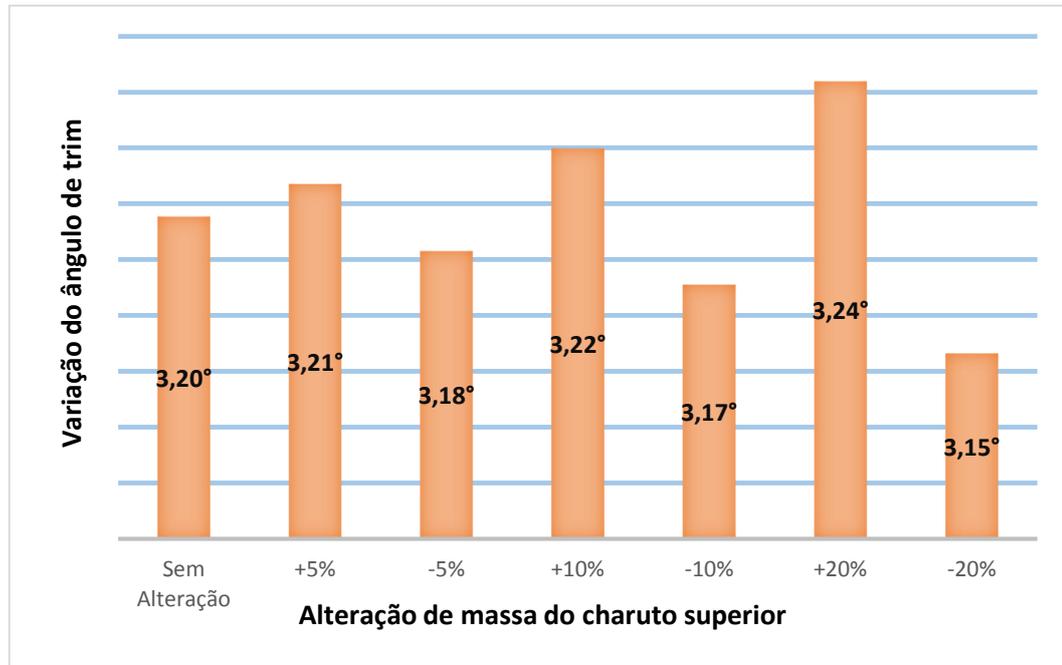


Figura 33 – Sensibilidade do ângulo de *trim* às variações da massa do charuto superior

É possível notar pelo gráfico da Fig. (33) que as variações no ângulo de *trim* foram muito baixas em todos os casos. Nota-se que quanto maior a mudança da massa do charuto superior, maior a variação do ângulo, como observado no +20% e -20%. Isso é esperado, visto que o $C_{m\alpha}$ é diretamente influenciado pela posição do CG. Uma vez que a massa de um componente aumenta ou diminui, isso reflete na posição final do CG e conseqüentemente nos momentos de inércia da aeronave. As variações de ângulo no entanto foram tão pequenas, que não devem ter qualquer influência no comportamento do Tuiuiú quanto a sua estabilidade estática. Para fins de avaliação da estabilidade dinâmica, foi analisado o seguinte gráfico:

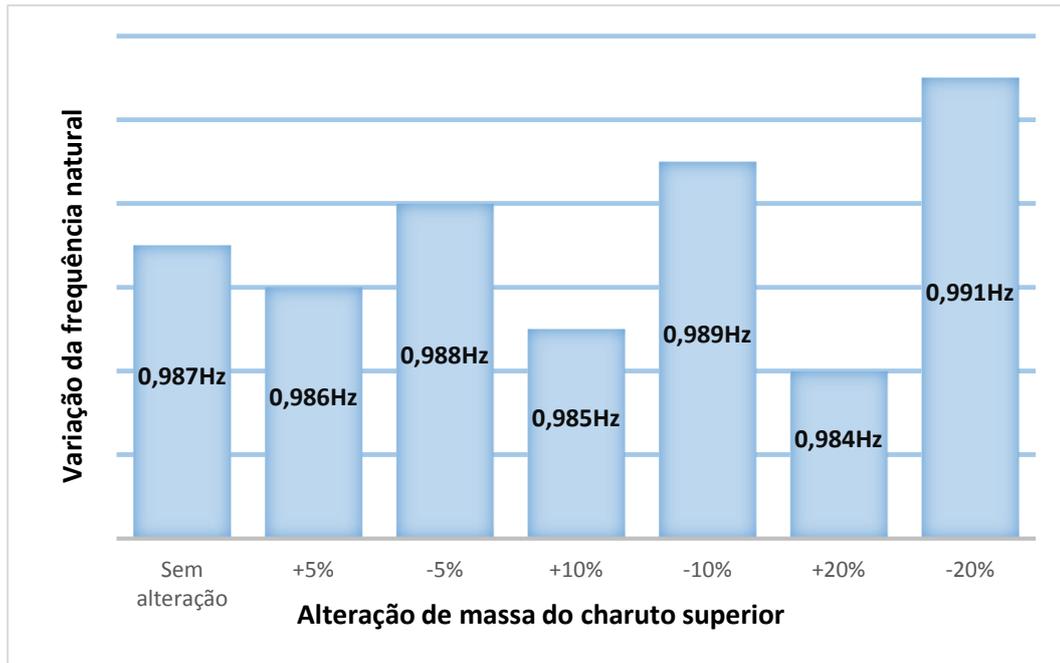


Figura 34 – Sensibilidade da razão de amortecimento às variações de massa do charuto superior

Observando o gráfico da Fig. (34), é possível perceber que as alterações na frequência natural do modo *short-period* foram da ordem de 10^{-3} Hz mesmo dentro da modificação de +20% ou -20% da massa. Por esse motivo a aeronave se mantém categorizada como Nível 1 em sua qualidade de voo. Pode-se afirmar portanto que as alterações na massa do charuto superior não resultaram em quaisquer variações que sejam suficientes para influenciar o comportamento da aeronave nas fases de voo terminais e não-terminais: A,B ou C.

4.5.2. Motor

Outro componente que também foi alterado, por apresentar maiores possibilidades de incertezas, foi o motor do Tuiuiú. No gráfico abaixo, é observada a variação do ângulo de *trim* referente a variação da massa do motor:

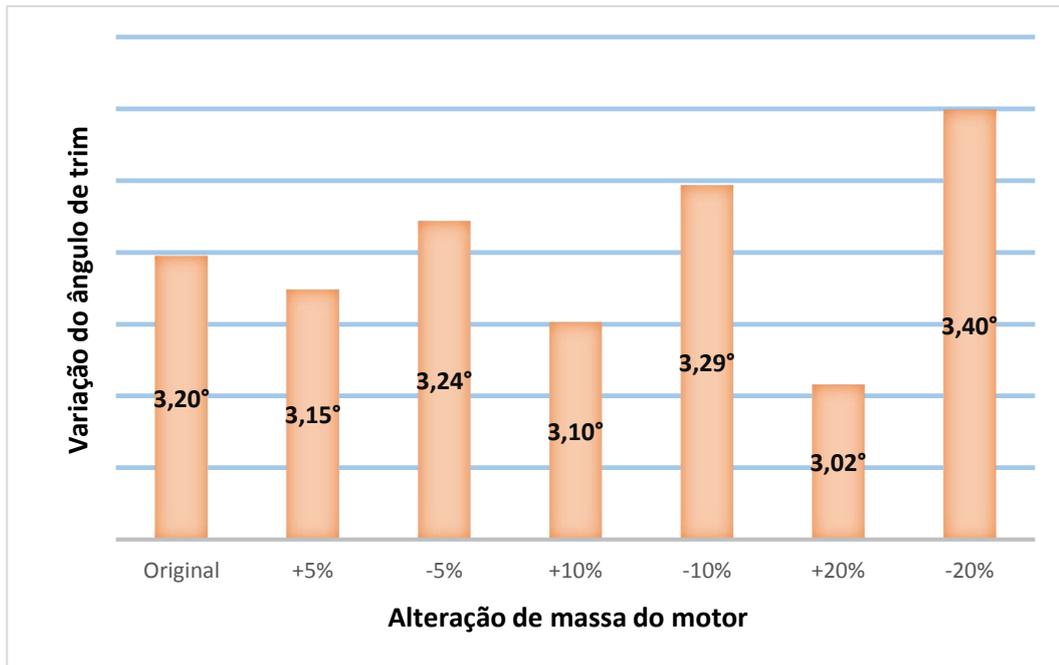


Figura 35 - Sensibilidade do ângulo de *trim* às variações da massa do motor

É possível perceber pela Fig. (35) que as variações do ângulo de *trim* geradas pela modificação da massa do motor foram maiores do que as geradas pelo charuto superior. Isso ocorre por duas razões: o motor tem massa maior e se concentra em um ponto mais distante do CG da aeronave, tanto no eixo **x** quanto no **z**. Isso gera um maior momento **$Cm\alpha$** e é portanto, esperado que a influência do motor no resultado final seja maior. Para uma variação de $\pm 20\%$, o intervalo de variação é de aproximadamente $\pm 0,20^\circ$. No entanto, isso ainda não é suficiente para alterar notavelmente o comportamento do Tuiuiú quanto a sua estabilidade estática. O gráfico abaixo analisa a o comportamento da frequência natural do short-period quando a massa do motor é variada:

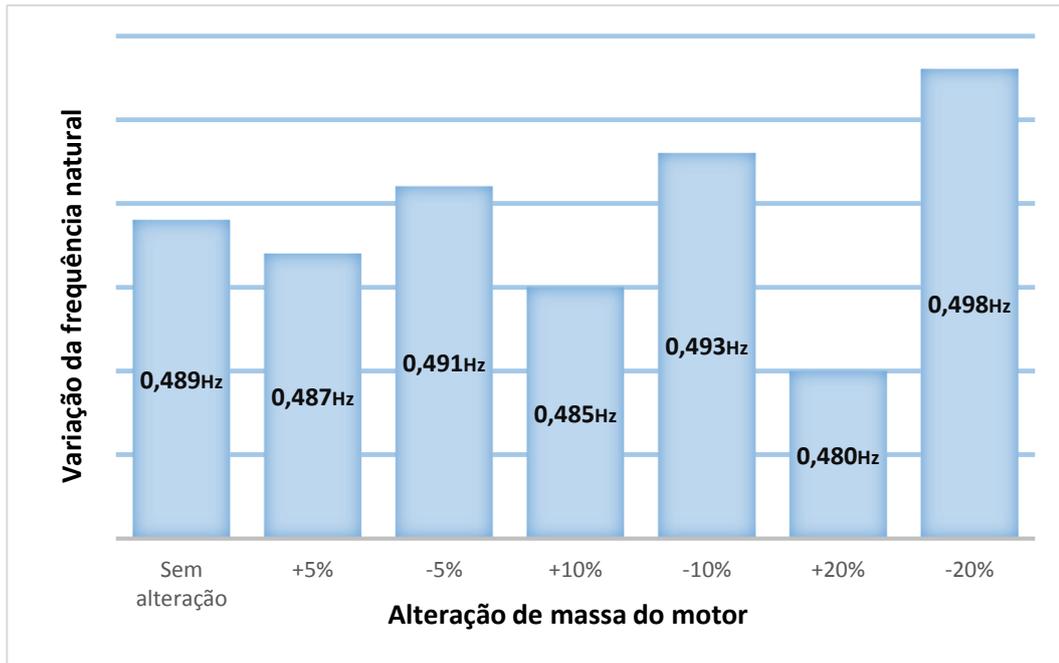


Figura 36 - Sensibilidade da razão de amortecimento às variações de massa do motor

No caso da variação da massa do motor, disposto na Fig. (36), é perceptível, que assim como na estabilidade estática, esse componente gerou maiores alterações do que o charuto superior. A mudança mais notável é quando a massa do motor diminui em 20%, variando em quase 0,01Hz. No entanto, esses resultados ainda são suficientes para gerar qualquer influência na qualidade de voo do Tuiuiú.

É possível afirmar que, baseando-se nos resultados obtidos nessas análises, as características de estabilidade estática e dinâmica previstas para o Tuiuiú se manteriam intactas caso houvessem incertezas de estimativa de até $\pm 20\%$ tanto para o motor quanto para o charuto superior. No entanto, incertezas de maior magnitude ou provenientes de outras fontes não foram avaliados nesse estudo. Para confirmar a presença da ocorrência de outras, seria necessária a realização da pesagem da aeronave e determinação do seu CG diretamente no Tuiuiú e finalmente uma comparação com o modelo aqui proposto. Por questões de disponibilidade da empresa PLA para tal, essa pesagem não foi realizada até a data de publicação deste estudo.

5. Conclusão

O estudo foi capaz de gerar os resultados almejados. Foi identificado que, caso o modelo de massa seja fiel à real distribuição de massa do Tuiuiú, este é um projeto que atende os requisitos para uma aeronave estável e de boa qualidade de voo. O desenho CAD seria insuficiente para a obtenção de um CG próximo ao esperado em projeto. No entanto, com a adição das massas estimadas do motor, sistema de controle, tanque, trem de pouso, pilotos e passageiros, foi possível obter um modelo mais próximo do real. Para confirmar com exatidão a confiabilidade do modelo, seria necessário consultar a massa e CG real do Tuiuiú. Como é inexistente um registro da massa dos componentes, a solução seria realizar uma pesagem, uma nova análise e por fim conferir os resultados aqui apresentados.

Para todos os cálculos subsequentes, foi utilizado um modelo que complementa as massas do CAD com outras massas estimadas. Dentre algumas dessas estimativas estão: trem de pouso, passageiros, pilotos, tanque cheio e motor. A metodologia de desenhar a aeronave em CAD se demonstrou altamente trabalhosa, tomando cerca de 90% do tempo investido, porém foi a melhor alternativa, visto que a aeronave não possuía desenhos técnicos prévios de seus componentes. Esses desenhos foram essenciais para obter as dimensões precisas do Tuiuiú e poderão auxiliar a empresa PLA a documentá-lo futuramente.

Em todos os cálculos de estabilidade, tanto estática quanto dinâmica, foi considerado que a aeronave estaria em sua velocidade e altitude de cruzeiro estimadas: 210km/h e 3000 pés respectivamente. As dimensões extraídas do CAD se demonstraram suficientes para analisar a aeronavegabilidade do Tuiuiú. De acordo com os parâmetros de estabilidade longitudinal, o avião se demonstra um pouco acima dos limites recomendados, tendendo a superestabilidade. O ângulo de *trim* do modelo CAD com massas estimadas foi de aproximadamente 3,2°. Caso a aeronave finalizada esteja realmente superestável, ajustes de trimagem ou na posição do CG podem ser feitos para diminuir a tendência de arfagem do Tuiuiú.

A análise dos parâmetros sugeridos para estabilidade lateral apresenta uma aeronave sem tendência de entrar em trajetória espiral. No entanto, o Tuiuiú é ligeiramente superestável em movimento de rolagem. Isso pode requisitar um esforço maior de controle ao realizar essa manobra. Uma forma de diminuir essa rigidez, seria reduzindo o ângulo de diedro das asas, uma variável de grande influência na rolagem e no movimento espiral. Uma redução de 7° para 3° poderia ser suficiente para manter ambas dentro dos intervalos seguros. Porém essa solução é inviável, visto que a aeronave já encontra-se em fase final de construção e uma alteração nessa fase do projeto seria impossível, dados os recursos e tempo disponíveis. Além disso, a pouca

superestabilidade não deverá afetar a segurança do voo e deve-se também levar em conta que o alto ângulo de diedro foi uma escolha que serve outros propósitos de projeto do Tuiuiú, além da estabilidade. Um dos motivos para a escolha de asas baixas, de acordo com o projetista, foi para que evite-se que o escoamento na asa seja perturbado pelo motor, que encontra-se acima da cabine.

A análise dos modos longitudinais *phugoid* e *short-period* sugerem uma aeronave dinamicamente estável em ambos os casos. O comportamento dessas dinâmicas estão dentro do padrão, baseando-se na bibliografia, e devem gerar uma aeronave com boa aeronavegabilidade. Os modos laterais, por sua vez demonstraram-se estáveis e dentro do esperado para aeronaves dessa categoria. Com exceção do modo de *roll*, que parece apresentar amortecimento muito abrupto, provavelmente causado pela superestabilidade lateral do Tuiuiú. Como um todo, esta aeronave encontra-se dentro dos padrões sugeridos, com uma pequena tendência a superestabilidade estática tanto longitudinal quanto lateral.

A avaliação do Tuiuiú quanto a sua qualidade de voo sugere que ele atende parcialmente os requisitos ideais, sem afetar a segurança do voo. Os modos *short-period*, *roll* e *spiral* apresentaram-se como adequados em todas as fases de voo: A, B e C. Já o *phugoid* e a Fase A do *dutch-roll* apresentaram nível intermediário de qualidade. Ou seja, são suficientes para completar o plano de voo, mas com prejuízos ao conforto. Para melhorar essas qualidades, seria necessário aumentar a razão de amortecimento do *phugoid* e do *dutch-roll*. Isso poderia ter sido feito através de simulações com diferentes designs de superfícies aerodinâmicas. Na fase atual de construção, qualquer alteração desse tipo seria impossível. Uma solução mais plausível seria o aprofundamento da análise desses modos e em último caso, a implementação do uso de sistemas de controle automático.

Foi avaliada a influência de possíveis variações nas massas do motor e na parte superior do charuto. Em variações de até $\pm 20\%$ de suas massas, as consequências nos resultados finais tanto da estabilidade dinâmica quanto na estática foram praticamente desprezíveis. Não houve qualquer modificação das previsões de qualidade de voo. Intervalos maiores do que 20% não foram avaliados e é importante salientar que outras possíveis fontes de incerteza não foram incluídas nesse estudo. Elas poderiam advir do modelo CAD, como erros de desenho, determinação da densidade dos materiais ou de estimativa errônea de outros pontos de massa.

Mesmo que os resultados tenham sido dentro do esperado, é necessário ressaltar que o XFLR5 não é recomendado para altos números de Reynolds, de acordo com seu desenvolvedor. As discussões aqui feitas levam em conta que erros de cálculo devido à inadequação do *software* possam ocorrer. Além disso o estudo restringe-se a altitude de 3000 pés e testes em voo devem

ser feitos para atestar com mais certeza a segurança e qualidade de voo do Tuiuiú. Este é um estudo acadêmico e não serve como análise definitiva para a segurança da aeronave. Situações críticas como estol, decolagem e aproximação para pouso, tanto em solo quanto na água, não foram avaliados aqui. A avaliação dessas situações é interessante para definir por completo os possíveis planos de voo da aeronave.

O Tuiuiú é uma aeronave de extrema importância para o desenvolvimento da inovação aeronáutica no centro-oeste, principalmente pelo seu design não usual. Apresenta-se portanto como uma notável oportunidade de aprofundamento de pesquisas. Propõe-se para futuros estudos que a aeronave seja pesada e seu CG real seja determinado com precisão, para que sejam feitas as possíveis confirmações dos resultados aqui obtidos. Sensores e mecanismos de controle poderiam ser testados com base nas conclusões aqui encontradas. Além disso, seria interessante um estudo aprofundado de outras fases de voo, como decolagem e aterrissagem na água e no solo. É necessário observar que um campo ainda pouco divulgado na literatura é a influência de propulsores (posicionados longe do eixo y) no desempenho geral da aeronave, como é o caso do Tuiuiú. Uma avaliação desse fenômeno seria de notável utilidade em futuros estudos.

Referências

ABBOTT, Ira H; DOENHOFF, Abert E. von . Theory of Wing Sections. 2. ed. New York: Dover Publications, Inc, 1959.

ABZUG, Malcolm; LARRABEE, Eugene. Airplane Stability and Control: A History of the Technologies That Made Aviation Possible. 2ª ed. Cambridge. Cambridge University Press, 2002.

BITENCOURT, Leonardo. et al. CFD-based analysis of the 14-Bis aircraft aerodynamics and stability. Journal of Aerospace Technology and Management, v. 3, n. 2, p. 137-146, 2011.

BRANDT, Steven A. et al. Introduction to Aeronautics: A Design Perspective. 2ª ed. Blacksburg. AIAA, 2004.

CAUGHEY, David. Introduction to Aircraft Stability and Control Course Notes. Cornell University. Ithaca, 2011. Disponível em: <https://courses.cit.cornell.edu/mae5070/Caughey_2011_04.pdf>. Acesso em: 03 jul, 2018.

ETKIN, Bernard; REID, Lloyd D. Dynamics of Flight Stability and Control. 3. ed. New York [etc.]: J. Wiley & Sons, 1996.

FILKOVIC, Daniel. 3D Panel Method: Graduate Work. University of Zagreb. Zagreb, 2008. Disponível em: <<http://www.3dpanelmethod.com/documents/Graduate%20Work.pdf>>. Acesso em: 03 jul, 2018.

HOFFMAN, Paul. Wings of Madness: Alberto Santos-Dumont and the invention of Flight. 1. Ed. Hyperion. New York, 2003.

LAN, C. E. Chuan; DROSKAM, Jan. Airplane aerodynamics and performance. 5. ed. Lawrence, Kan.: DARcorporation, 2016.

MIT. Lab Notes – Basic Aircraft Design Rules. Massachusetts, 2006. Disponível em: <<https://ocw.mit.edu/courses/aeronautics-and-astronautics/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/systems-labs-06/spl8.pdf>>. Acesso em: 03 jul, 2018.

NELSON, Robert C. Flight Stability & Automatic Control. 2. ed. Blacklick, USA: McGraw-Hill Professional Publishing, 1998.

SENADO. Código Aeronáutico: Indústria experimental terá restrições. 2016. Disponível em: <<https://www12.senado.leg.br/emdiscussao/edicoes/codigo-aeronautico/codigo-aeronautico/industria-experimental-tera-restricoes>>. Acesso em 2 jul. 2018.

SHAFER, Theresa C. Comparison of Computational Approaches for Rapid Aerodynamic Assessment of Small UAVs. Virginia. AIAA, 2017.

VASCONCELOS, Yuri. Berçario dos Aviões. Pesquisa FAPESP, São Paulo, Ed. 234, ago. 2015. Disponível em: <<http://revistapesquisa.fapesp.br/2015/08/12/bercario-de-avioes/>>. Acesso em 2 jul. 2018.

XFLR5. XFLR5 V6.02 Guidelines: Analysis of Foils and Wings Operating at Low Reynold Number. 2013.

Anexo A – Derivadas e equações das estabilidades longitudinais e laterais

• Longitudinal

	Derivadas da força X	Derivadas da força Z	Derivadas do momento de arfagem
u	$C_{X_u} = -[C_{D_u} + 2C_{D_0}] + C_{T_u}$	$C_{Z_u} = -\frac{M^2}{1 - M^2} C_{L_0} - 2C_{L_0}$	$C_{m_u} = \frac{\partial C_m}{\partial M} M_0$
α	$C_{X_\alpha} = C_{L_0} - \frac{2C_{L_0} C_{L_\alpha}}{\pi e AR}$	$C_{Z_\alpha} = -(C_{L_\alpha} + C_{D_0})$	$C_{m_\alpha} = C_{L_{m_\alpha}} \left(\frac{X_{cg}}{c} - \frac{X_{ac}}{c} \right) + C_{m_{\alpha fus}} - \eta V_H C_{L_{\alpha t}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)$
$\dot{\alpha}$	0	$C_{Z_{\dot{\alpha}}} = -2\eta C_{L_{\alpha t}} V_H \frac{d\varepsilon}{d\alpha}$	$C_{m_{\dot{\alpha}}} = -2\eta C_{L_{\alpha t}} V_H \frac{l_t}{c} \frac{d\varepsilon}{d\alpha}$
q	0	$C_{Z_q} = -2\eta C_{L_{\alpha t}} V_H$	$C_{m_q} = -2\eta C_{L_{\alpha t}} V_H \frac{l_t}{c}$
α_e	0	$C_{Z_{\delta_e}} = -C_{L_{\delta_e}} = -\frac{S_t}{S} \eta \frac{dC_{L_t}}{d\delta_e}$	$C_{m_{\delta_e}} = -\eta V_H \frac{dC_{L_t}}{d\delta_e}$

*Subscrito 0 indica valores de referência e M é o número de Mach

Figura 37 - Equações para estimativa dos coeficientes de estabilidade longitudinais (Adaptada de Nelson, 1998)

$X_u = \frac{-(C_{D_u} + 2C_{D_0})QS}{mu_0} (s^{-1})$	$X_w = \frac{-(C_{D_\alpha} - C_{L_0})QS}{mu_0} (s^{-1})$
$Z_u = \frac{-(C_{L_u} + 2C_{L_0})QS}{mu_0} (s^{-1})$	
$Z_w = \frac{-(C_{L_\alpha} + C_{D_0})QS}{mu_0} (s^{-1})$	$Z_{\dot{w}} = -C_{Z_{\dot{\alpha}}} \frac{c}{2u_0} QS / (u_0 m)$
$Z_{\alpha} = u_0 Z_{\dot{w}} (ft/s^2) \text{ or } (m/s^2)$	$Z_{\dot{\alpha}} = u_0 Z_w (ft/s) \text{ or } (m/s)$
$Z_q = -C_{Z_q} \frac{c}{2u_0} QS / m (ft/s) \text{ or } (m/s)$	$Z_{\delta_e} = -C_{Z_{\delta_e}} QS / m (ft/s^2)$
$M_u = C_{m_u} \frac{(QSc)}{u_0 I_y} \left(\frac{1}{ft \cdot s} \right) \text{ or } \left(\frac{1}{m \cdot s} \right)$	
$M_w = C_{m_\alpha} \frac{(QSc)}{u_0 I_y} \left(\frac{1}{ft \cdot s} \right) \text{ or } \left(\frac{1}{m \cdot s} \right)$	$M_{\dot{w}} = C_{m_{\dot{\alpha}}} \frac{\bar{c}}{2u_0} \frac{QS\bar{c}}{u_0 I_y} (ft^{-1})$
$M_{\alpha} = u_0 M_w (s^{-2})$	$M_{\dot{\alpha}} = u_0 M_{\dot{w}} (s^{-1})$
$M_q = C_{m_q} \frac{\bar{c}}{2u_0} (QS\bar{c}) / I_y (s^{-1})$	$M_{\delta_e} = C_{m_{\delta_e}} (QS\bar{c}) / I_y (s^{-2})$

Figura 38 – Resumo das derivadas longitudinais (Adaptada de Nelson, 1998)

- Lateral

	Derivadas da força Y	Derivadas do momento de guinada	Derivadas do momento de rolagem
β	$C_{y\beta} = -\eta \frac{S_v}{S} C_{L_{\alpha v}} \left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta}\right)$	$C_{n\beta} = C_{n\beta_{ref}} + \eta_v V_v C_{L_{\alpha v}} \left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta}\right)$	$C_{l\beta} = \left(\frac{C_{l\beta}}{\Gamma}\right)\Gamma + \Delta C_{l\beta}$ (see Figure 3.11)
p	$C_{yp} = C_L \frac{AR + \cos \Lambda}{AR + 4\cos \Lambda} \tan \Lambda$	$C_{np} = -\frac{C_L}{8}$	$C_{lp} = -\frac{C_{L_{\alpha}}}{12} \frac{1 + 3\lambda}{1 + \lambda}$
r	$C_{yr} = -2\left(\frac{l_v}{b}\right)(C_{y\beta})_{tail}$	$C_{nr} = -2\eta_v V_v \left(\frac{l_v}{b}\right) C_{L_{\alpha v}}$	$C_{lr} = \frac{C_L}{4} - 2\frac{l_v}{b} \frac{z_v}{b} C_{y\beta_{tail}}$
δ_a	0	$C_{n\delta_a} = 2KC_{L0} C_{l\delta_a}$ (see Figure 3.12)	$C_{l\delta_a} = \frac{2C_{L_{\alpha}}\tau}{Sb} \int_{y_1}^{y_2} cy \, dy$
δ_r	$C_{y\delta_r} = \frac{S_v}{S} \tau C_{L_{\alpha v}}$	$C_{n\delta_r} = -V_v \eta_v \tau C_{L_{\alpha v}}$	$C_{l\delta_r} = \frac{S_v}{S} \left(\frac{z_v}{b}\right) \tau C_{L_{\alpha v}}$

Figura 39 - Equações para estimativa dos coeficientes de estabilidade lateral (Adaptada de Nelson, 1998)

$Y_{\beta} = \frac{QSC_{y\beta}}{m}$ (ft/s ²) or (m/s ²)	$N_{\beta} = \frac{Q Sb C_{n\beta}}{I_z}$ (s ⁻²)	$L_{\beta} = \frac{Q Sb C_{l\beta}}{I_x}$ (s ⁻²)
$Y_p = \frac{Q Sb C_{yp}}{2mu_0}$ (ft/s) (m/s)	$N_p = \frac{Q Sb^2 C_{np}}{2I_x u_0}$ (s ⁻¹)	$L_p = \frac{Q Sb^2 C_{lp}}{2I_x u_0}$ (s ⁻¹)
$Y_r = \frac{Q Sb C_{yr}}{2mu_0}$ (ft/s) or (m/s)	$N_r = \frac{Q Sb^2 C_{nr}}{2I_x u_0}$ (s ⁻¹)	$L_r = \frac{Q Sb^2 C_{lr}}{2I_x u_0}$ (s ⁻¹)
$Y_{\delta_a} = \frac{QSC_{y\delta_a}}{m}$ (ft/s ²) or (m/s ²)	$Y_{\delta_r} = \frac{QSC_{y\delta_r}}{m}$ (ft/s ²) or (m/s ²)	
$N_{\delta_a} = \frac{Q Sb C_{n\delta_a}}{I_z}$ (s ⁻²)	$N_{\delta_r} = \frac{Q Sb C_{n\delta_r}}{I_z}$ (s ⁻²)	
$L_{\delta_a} = \frac{Q Sb C_{l\delta_a}}{I_x}$ (s ⁻²)	$L_{\delta_r} = \frac{Q Sb C_{l\delta_r}}{I_x}$ (s ⁻²)	

Figura 40 – Resumo das derivadas direcionais laterais (Adaptada de Nelson, 1998)

Anexo B – Termos das matrizes de espaço-estado longitudinal

$$A = \begin{pmatrix} X_u & X_w & X_q - W_0 & -g \cos \theta_0 & X_h \\ Z_u & Z_w & Z_q + U_0 & -g \sin \theta_0 & Z_h \\ M_u + M_{\dot{w}} Z_u & M_w + M_{\dot{w}} Z_w & M_q + M_{\dot{w}} u_0 & 0 & M_h \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ \sin \theta_0 & -\cos \theta_0 & 0 & V_\infty & 0 \end{pmatrix}$$

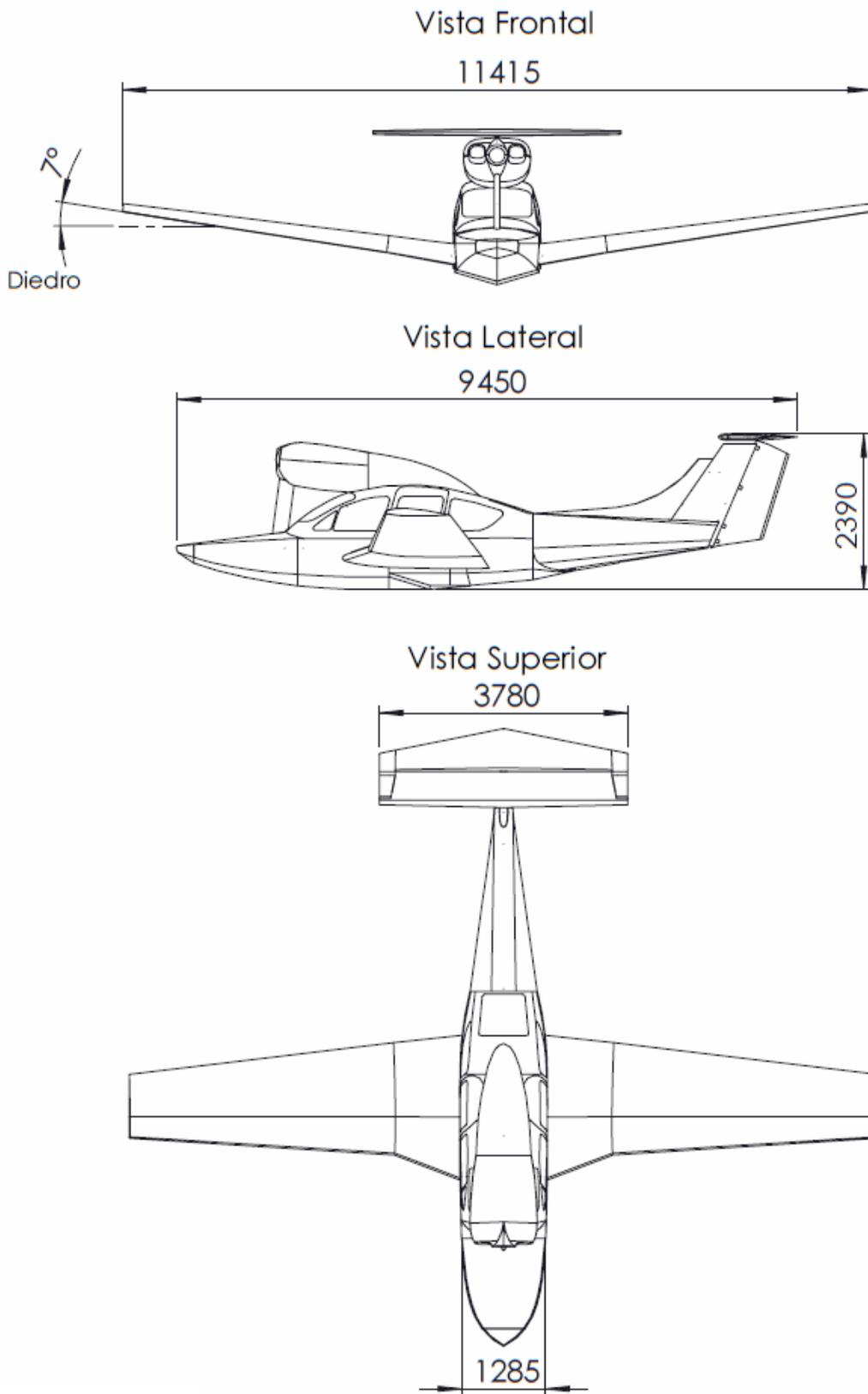
$$B = \begin{pmatrix} X_{\delta HT} & X_{\delta TEF} & X_{\delta TVC} & X_{\delta Th} \\ Z_{\delta HT} & Z_{\delta TEF} & Z_{\delta TVC} & Z_{\delta Th} \\ M_{\delta HT} & M_{\delta TEF} & M_{\delta TVC} & M_{\delta Th} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}$$

$$C = \begin{pmatrix} \cos \alpha_0 & \sin \alpha_0 & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\alpha_0}{V_\infty} & \frac{1}{V_\infty} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ N_{u,acc} & N_{w,acc} & N_{q,acc} & 0 & N_h \\ N_{u,CG} & N_{w,CG} & N_{q,CG} & 0 & N_{CG} \end{pmatrix}$$

Anexo C – Parâmetros de estabilidade do Tuiuiú e desenhos técnicos

Tabela 14 - Parâmetros de estabilidade calculados para o Tuiuiú

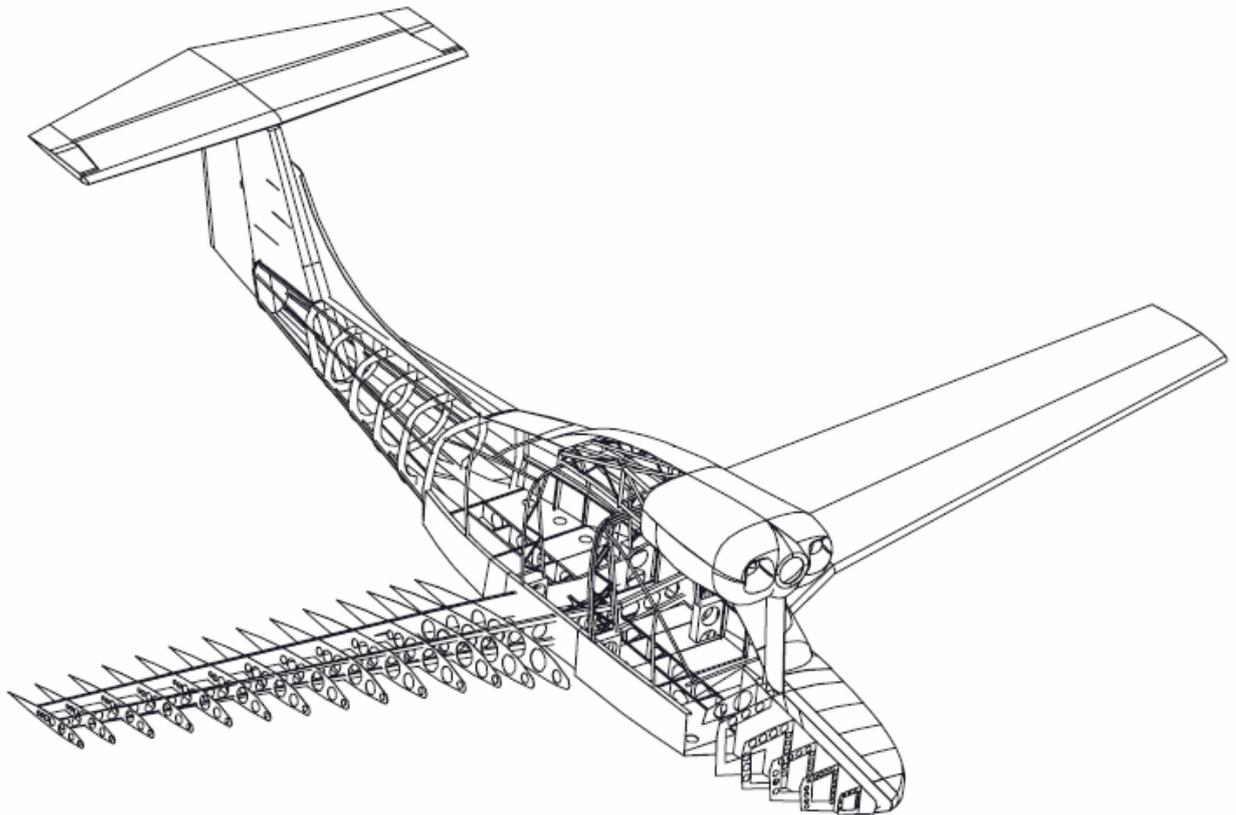
S_h [m²]	Área do estab. Horizontal	3,72
S [m²]	Área da asa	17,72
b [m]	Envergadura	11,39
MAC [m]	Mean aerodynamic chord	1,65
c [m]	Corda média simples da asa	1,56
Ar	Aspect Ratio da asa	7,32
Ar_h	Aspect Ratio do profundor	3,84
V_h	Horizontal tail Volume	0,72
S_v [m²]	Área do estab. Vertical	1,79
V_v	Vertical tail volume	0,05
Y	Ângulo de diedro em graus	7,00
C_L	Coeficiente de sustentação a 210km/h	0,26
B	Parâmetro "B" de estabilidade espiral	12,01
V_v * B	Tamanho do Diedro (controle de roll)	0,54
L_h [m]	Braço de alavanca do Xcg até 1/4 da corda média do estab. hor.	5,31
L_v [m]	Braço de alavanca do Xcg até 1/4 da corda média do estab. vert	5,08



Faculdade Gama - FGA

Projeto de Graduação - TCC2

Projeta	Rubens B. Borges			Data: 27/11/2018	
				Unidade: mm	
Desenhista	Lucas S. Guimarães			Escala: 1 : 200	
Diedro:	Tolerâncias Gerais:		Cidade	Local de fabricação	Aeronave Anfibia: Tuiuiú
	Dimensões	Fêmea	Macho		
			Anápolis -GO		

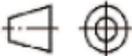


Estrutura Interna



Faculdade Gama - FGA

Projeto de Graduação - TCC2

Projetista	Rubens B. Borges			Data: 27/11/2018
				Unidade: mm
Desenhista	Lucas S. Guimarães			Escala: 1 : 200
Diedro: 	Tolerâncias Gerais:			Cidade Anápolis -GO
	Dimensões	Fêmea	Macho	
				Aeronave Anfíbia: Tuiuiú

Anexo D – Derivadas longitudinais e laterais obtidas pelo XFLR5

- **Derivadas Longitudinais:**

Xu=	-18.074	Cxu=	-0.029422
Xw=	133.29	Cxa=	0.21697
Zu=	-496.01	Czu=	0.0018865
Zw=	-3171.6	CLa=	5.1628
Zq=	-5508.3	CLq=	10.851
Mu=	-0.25092	Cmu=	-0.00024715
Mw=	-1992.9	Cma=	-1.9629
Mq=	-15621	Cmq=	-18.619
Neutral Point position= 1.27189 m			

- **Derivadas Laterais:**

Yv=	-111.59	CYb=	-0.18164
Yp=	-699.89	CYp=	-0.20155
Yr=	662.5	CYr=	0.19079
Lv=	-738.11	Clb=	-0.10628
Lp=	-18852	Clp=	-0.48021
Lr=	4499.3	Clr=	0.11461
Nv=	328.43	Cnb=	0.04729
Np=	-2126.9	Cnp=	-0.054179
Nr=	-2403	Cnr=	-0.061213

Anexo E – Massa e CG dos componentes

Tabela 15 - Massa dos componentes estimados (os marcados com ** foram estimados fora do modelo CAD)

Componente	Massa [kg]	x [mm]	y [mm]	z [mm]
Bico	40,80	-1449,48	0,00	32,94
Charuto Inferior	66,39	1063,00	0,00	-213,30
Charuto Superior	136,90	1025,18	0,00	684,88
Capô	50,00	79,50	0,00	1314,20
Cauda	50,00	4333,40	0,00	539,24
Estabilizador Vertical	20,88	5955,84	0,00	1002,39
Estabilizador Horizontal	39,62	6237,86	0,00	1858,38
Asas	271,66	1195,50	0,00	221,69
Motor Continental IO-550 (seco)	200,00	-436,25	0,00	1410,72
Pilotos **	160,00	-300,00	0,00	200,00
Sistema de controle **	100,00	-750,00	0,00	200,00
Tanque cheio **	300,00	500,00	0,00	221,70
Trens de pouso **	80,00	500,00	0,00	0,00
2 Passageiros **	160,00	100,00	0,00	200,00