



**INSTITUTO FEDERAL DE EDUCAÇÃO, CIÊNCIA E TECNOLOGIA DO PIAUÍ
CAMPUS TERESINA CENTRAL
CURSO ENGENHARIA MECÂNICA**

RAIMUNDO NONATO CORREIA NETO

**DESENVOLVIMENTO DE UM CÓDIGO COMPUTACIONAL PARA ANÁLISE DA
ESTABILIDADE EM AERONAVES RÁDIO CONTROLADAS**

TERESINA

2019

RAIMUNDO NONATO CORREIA NETO

DESENVOLVIMENTO DE UM CÓDIGO COMPUTACIONAL PARA ANÁLISE DA
ESTABILIDADE EM AERONAVES RÁDIO CONTROLADAS

Trabalho de Conclusão de Curso (monografia) apresentado como exigência parcial para obtenção do diploma do Curso de Bacharelado em Engenharia Mecânica do Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia do Piauí. Campus Teresina Central.

Orientador: Prof. Msc Antônio Ítalo Rodrigues Pedrosa.

TERESINA

2019

FICHA CATALOGRÁFICA

Sistema de Bibliotecas

Gerada automaticamente com dados fornecidos pelo(a) autor(a)

C824d Correia Neto, Raimundo Nonato
Desenvolvimento de um código computacional para análise da estabilidade em
aeronaves rádio controladas / Raimundo Nonato Correia Neto - 2019.
76 p. : il. color.

Trabalho de conclusão de curso (Graduação) - Instituto Federal de Educação,
Ciência e Tecnologia do Piauí, Campus Teresina Central, Bacharelado em Engenharia
Mecânica, 2019.

Orientador : Prof Me. Antônio Ítalo Rodrigues Pedrosa.

1. Aerodesign. 2. Computacional. 3. Estabilidade. I.Título.

CDD 620

FOLHA DE APROVAÇÃO

RAIMUNDO NONATO CORREA NETO

DESENVOLVIMENTO DE UM CÓDIGO COMPUTACIONAL PARA ANÁLISE DA ESTABILIDADE EM AERONAVES RÁDIO CONTROLADAS

Monografia apresentada como requisito para a obtenção do título de graduação Engenharia Mecânica do Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia do Piauí.

Aprovada em: 30/ 01/ 2019.

BANCA EXAMINADORA

Assinado no original

Prof. Msc. Antônio Ítalo Rodrigues Pedrosa (Orientador)
Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia do Piauí (IFPI)

Assinado no original

Prof. Msc. Ricardo Cardoso Soares
Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia do Piauí (IFPI)

Assinado no original

Prof. Msc. Hélio de Paula Barbosa
Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia do Piauí (IFPI)

AGRADECIMENTOS

Agradeço primeiramente aos meus familiares, em especial, meus pais, senhor Hamilton Correia e a senhora Ana Cláudia, por todo o apoio, cuidado e incentivo durante toda a minha vida.

Um agradecimento em especial à Patrícia Kelly por todo o incentivo e compreensão dados a mim para realização deste trabalho.

Agradeço toda a Equipe Sol do Equador, pela experiência, convívio e amizades feitas ao longo dos anos de 2016 a 2018, em especial a todos que passaram pela gerência de Estabilidade e Controle nesses anos.

Agradeço também ao meu orientador Antônio Ítalo por todo o auxílio e sugestões apresentadas para a realização deste trabalho.

Por fim, agradeço a todos que de forma direta ou indireta me ajudaram, ajudam e/ou ajudarão a trilhar este longo caminho que é nossa vida.

“Eu não quero ter o que eu não tenho
Eu não tenho medo de errar!”.
Humberto Gessinger

RESUMO

Em pouco mais de um século as aeronaves evoluíram, sobretudo devido aos setores econômico e bélico, para satisfazer as necessidades da sociedade. O projeto de aeronaves não está restrito à grandes indústrias. A competição SAE Brasil Aerodesign proporciona um ambiente de competição para estudantes de graduação desenvolverem aeronaves rádio controladas. Uma das etapas de um novo projeto aeronáutico inclui a análise da estabilidade, necessária para garantir que após uma perturbação a aeronave retorne à posição inicial. Este trabalho tem como objetivo o desenvolvimento de um código computacional para análise da estabilidade de aeronaves rádio controladas. Como demonstração do programa criado, são utilizados os dados das aeronaves 2017 e 2018 da Equipe Sol do Equador, do Instituto Federal do Piauí e verificado se atendem aos critérios de estabilidade propostos nas bibliografias. Após as análises realizadas, foi mostrado que ambas as aeronaves atenderam os critérios de estabilidade estática, porém, na análise dinâmica as aeronaves apresentaram movimento instável no modo de vibração espiral.

Palavras-chave: Aerodesign. Computacional. Estabilidade.

ABSTRACT

In just over a century the aircraft evolved, especially due to the economic and war sectors, to accord the needs of society. Aircraft design is not restricted to large industries. The SAE Brasil Aerodesign competition provides a competitive environment for graduate students to develop radio controlled aircraft. One of the steps in a new aircraft design includes stability analysis, which is necessary to ensure that after a disturbance the aircraft returns to its initial position. This work has as objective the development of a computational code for stability analysis of radio controlled aircraft. As a demonstration of the program created, data from 2017 and 2018 aircraft of the Sol do Equador team, of the Instituto Federal do Piauí, are used and verified if they meet the stability criteria proposed in the bibliographies. After the analyzes, it was shown that both aircraft met the static stability, but in the dynamic analysis the aircraft presented unstable movement in the spiral vibration mode.

Keywords: Aerodesign. Computational. Stability.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1	– Sistema de coordenadas fixado na aeronave	24
Figura 2	– Grandezas físicas (forças, momentos e velocidades linear e angular) decompostas no sistema de coordenadas da aeronave	26
Figura 3	– Movimentos realizados pela aeronave ao redor dos eixos: rolagem no eixo X, arfagem no eixo Y e guinada no eixo Z	26
Figura 4	– Superfícies de controle de uma aeronave	27
Figura 5	– Condições de estabilidade estática	28
Figura 6	– Exemplos de movimentos oscilatórios e não oscilatórios de sistemas dinâmicos estáveis e instáveis	29
Figura 7	– Modo de oscilação fugóide	33
Figura 8	– Modo de oscilação curto-período	33
Figura 9	– Modo não oscilatório de rolagem	34
Figura 10	– Desenvolvimento do modo não oscilatório de espiral	34
Figura 11	– Modo de vibração oscilatório <i>dutch roll</i>	35
Figura 12	– Algoritmo de execução do programa	37
Figura 13	– Tela inicial e etapas de cálculo do programa “EST_AND_CON.exe”	42
Figura 14	– Modelo computacional da aeronave 2017 da equipe Sol do Equador	45
Figura 15	– Modelo computacional da aeronave 2018 da equipe Sol do Equador	45
Figura 16	– Oscilação do modo fugóide da aeronave 2017	47
Figura 17	– Oscilação do modo fugóide da aeronave 2018	47
Figura 18	– Oscilação do modo curto-período da aeronave 2017	48
Figura 19	– Oscilação do modo curto-período da aeronave 2018	48
Figura 20	– Polos látero-direcionais da aeronave 2017	49

Figura 21 – Polos látero-direcionais da aeronave 2018	49
Figura 22 – Oscilação do modo de rolagem holandesa (<i>dutch roll</i>) da aeronave 2017	50
Figura 23 – Oscilação do modo de rolagem holandesa (<i>dutch roll</i>) da aeronave 2018	50
Figura 24 – Modo látero-direcional de rolagem da aeronave 2017	51
Figura 25 – Modo látero-direcional de rolagem da aeronave 2018	51
Figura 26 – Arquivo “EST. LAT. - PERKINS.txt”	62
Figura 27 – Arquivo “EST. LAT. - RAYMER.txt”	62
Figura 28 – Arquivo “EST. LON. - NELSON.txt”	63
Figura 29 – Arquivo “EST. DIR. - PERKINS.txt”	64
Figura 30 – Arquivo “EST. DIR. - NELSON.txt”	64
Figura 31 – Arquivo “EST. EST. - GERAL.txt”	65
Figura 32 – Arquivo “EST. DIN. - LON NELSON.txt”	66
Figura 33 – Arquivo “EST. DIN. - LON NELSON.txt” (continuação)	66
Figura 34 – Arquivo “EST. DIN. - LAT NELSON.txt”	67
Figura 35 – Arquivo “EST. DIN. - LAT NELSON.txt” (continuação)	67
Figura 36 – Arquivo “EST. DIN. - GERAL.txt”	68
Figura 37 – Arquivo “EXP_EST.pdf” - Parte 1	69
Figura 38 – Arquivo “EXP_EST.pdf” - Parte 2	69
Figura 39 – Arquivo “EXP_EST.pdf” - Parte 3	70
Figura 40 – Arquivo “EXP_EST.pdf” - Parte 4	70
Figura 41 – Arquivo “EXP_EST.pdf” - Parte 5	71
Figura 42 – Arquivo “EXP_EST.pdf” - Parte 6	71
Figura 43 – Arquivo “EXP_EST.pdf” - Parte 7	72
Figura 44 – Arquivo “EXP_EST.pdf” - Parte 8	72
Figura 45 – Arquivo “EXP_DIN.pdf” - Parte 1	73

Figura 46 – Arquivo “EXP_DIN.pdf” - Parte 2	73
Figura 47 – Arquivo “EXP_DIN.pdf” - Parte 3	74
Figura 48 – Arquivo “EXP_DIN.pdf” - Parte 4	74
Figura 49 – Arquivo “EXP_DIN.pdf” - Parte 5	75
Figura 50 – Arquivo “EXP_DIN.pdf” - Parte 6	75
Figura 51 – Arquivo “EXP_DIN.pdf” - Parte 7	76

LISTA DE TABELAS

Quadro 1	– Grandezas físicas (forças, momentos, velocidades e aceleração lineares e angulares)	25
Quadro 2	– Condições para equilíbrio estático lateral	30
Quadro 3	– Condições para equilíbrio estático longitudinal	31
Quadro 4	– Condições para equilíbrio estático direcional	32
Quadro 5	– Coeficientes gerados pelo arquivo “EST. LAT. - PERKINS.txt”	38
Quadro 6	– Coeficientes gerados pelo arquivo “EST. LAT. - RAYMER.txt” ...	39
Quadro 7	– Coeficientes gerados pelo arquivo “EST. LON. - NELSON.txt”	39
Quadro 8	– Coeficientes gerados pelo arquivo “EST. DIR. - NELSON.txt” ...	40
Quadro 9	– Coeficientes gerados pelo arquivo “EST. DIR. - PERKINS.txt”	40
Tabela 1	– Comparação dos resultados de Nelson (1998) e EST_AND_CON	44
Tabela 2	– Resultados da aeronave 2017 para estabilidade estática	46
Tabela 3	– Resultados da aeronave 2018 para estabilidade estática	46
Tabela 4	– Autovalores das matrizes de movimento das aeronaves 2017 e 2018 da equipe Sol do Equador	46
Quadro A1	– Equações de Perkins e Hage (1949) para estabilidade estática lateral	56
Quadro A2	– Equações de Raymer (1992) para estabilidade estática lateral	56
Quadro A3	– Equações de Nelson (1998) para estabilidade estática longitudinal	57
Quadro A4	– Equações de Nelson (1998) para estabilidade estática direcional	57
Quadro A5	– Equações de Perkins e Hage (1949) para estabilidade estática direcional	57
Tabela A1	– Dados dinâmicos	59
Tabela A2	– Coeficientes aerodinâmicos	59

Tabela A3	– Outros coeficientes e fatores	60
Tabela A4	– Ângulos	60
Tabela A5	– Geométricos	60

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

EH	Estabilizador Horizontal
EV	Estabilizador Vertical
IFPI	Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia do Piauí
LAPACK	Linear Algebra Package
SAE	Society of Automotive Engineers

LISTA DE SÍMBOLOS

X	Força resultante no eixo X
Y	Força resultante no eixo Y
Z	Força resultante no eixo Z
L	Momento resultante ao redor do eixo X
M	Momento resultante ao redor do eixo Y
N	Momento resultante ao redor do eixo Z
u	Velocidade linear no eixo X
v	Velocidade linear no eixo Y
w	Velocidade linear no eixo Z
p	Velocidade angular ao redor do eixo X
q	Velocidade angular ao redor do eixo Y
r	Velocidade angular ao redor do eixo Z
$\dot{u}$	Aceleração linear no eixo X
$\dot{v}$	Aceleração linear no eixo Y
$\dot{w}$	Aceleração linear no eixo Z
$\dot{p}$	Aceleração angular ao redor do eixo X
$\dot{q}$	Aceleração angular ao redor do eixo Y
$\dot{r}$	Aceleração angular ao redor do eixo Z
$C_{l\psi w}$	Coeficiente da curva de momento no eixo X gerado pela asa em relação ao ângulo de guinada
$C_{l\psi ts, w}$	Coeficiente da curva de momento no eixo X gerado pelo formato de ponta da asa em relação ao ângulo de guinada
$C_{l\psi vt}$	Coeficiente da curva de momento no eixo X gerado pelo estabilizador vertical em relação ao ângulo de guinada
$C_{l\psi w, vt}$	Coeficiente da curva de momento no eixo X gerado pelo conjunto asa e estabilizador vertical em relação ao ângulo de guinada
$C_{l\psi wf}$	Coeficiente da curva de momento no eixo X gerado pelo conjunto asa e fuselagem em relação ao ângulo de guinada

$C_{l\psi}$	Coeficiente de momento no eixo X em relação ao ângulo de guinada
$C_{l\beta\Gamma}$	Coeficiente de momento no eixo X gerado pelo diedro da asa em relação ao ângulo de derrapagem
$C_{l\beta wf}$	Coeficiente de momento no eixo X gerado pela asa e fuselagem em relação ao ângulo de derrapagem
$C_{l\beta\Lambda}$	Coeficiente de momento no eixo X gerado pelo enflechamento da asa em relação ao ângulo de derrapagem
$C_{l\beta}$	Coeficiente de momento no eixo X em relação ao ângulo de derrapagem
C_{m0w}	Coeficiente linear de momento no eixo Y gerado pela asa em relação ao ângulo de arfagem
$C_{m\alpha w}$	Coeficiente angular de momento no eixo Y gerado pela asa em relação ao ângulo de arfagem
C_{m0ht}	Coeficiente linear de momento no eixo Y gerado pelo estabilizador horizontal em relação ao ângulo de arfagem
$C_{m\alpha ht}$	Coeficiente angular de momento no eixo Y gerado pelo estabilizador horizontal em relação ao ângulo de arfagem
C_{m0}	Coeficiente linear de momento no eixo Y em relação ao ângulo de arfagem
$C_{m\alpha}$	Coeficiente angular de momento no eixo Y em relação ao ângulo de arfagem
V_{ht}	Volume de cauda horizontal
ε_0	Coeficiente linear da curva de <i>downwash</i>
$\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$	Coeficiente angular da curva de <i>downwash</i>
α_{trim}	Ângulo de trimagem
$C_{n\beta wf}$	Coeficiente de momento no eixo Z gerado pela asa e fuselagem em relação ao ângulo de derrapagem
$C_{n\beta vt}$	Coeficiente de momento no eixo Z gerado pelo estabilizador vertical em relação ao ângulo de derrapagem
$C_{n\beta}$	Coeficiente de momento no eixo Z em relação ao ângulo de derrapagem

V_{vt}	Volume de cauda vertical
$\frac{d\sigma}{d\beta}$	Coeficiente angular da curva de <i>sidewash</i>
$C_{n\psi w}$	Coeficiente de momento no eixo Z gerado pela asa em relação ao ângulo de guinada
$C_{n\psi f}$	Coeficiente de momento no eixo Z gerado pela fuselagem em relação ao ângulo de guinada
$C_{n\psi wf}$	Coeficiente de momento no eixo Z gerado pela asa e fuselagem em relação ao ângulo de guinada
$C_{n\psi p}$	Coeficiente de momento no eixo Z gerado pela propulsão em relação ao ângulo de guinada
$C_{n\psi vt}$	Coeficiente de momento no eixo Z gerado pelo estabilizador vertical em relação ao ângulo de guinada
$C_{n\psi}$	Coeficiente de momento no eixo Z em relação ao ângulo de guinada
ρ	Viscosidade do ar
u_0	Velocidade inicial no eixo X
m	Massa
θ_0	Ângulo de rolagem inicial
I_x	Momento de inércia no eixo X
I_y	Momento de inércia no eixo Y
I_z	Momento de inércia no eixo Z
$C_{L\alpha w}$	Coeficiente angular da curva de sustentação da asa
C_{L0w}	Coeficiente linear da curva de sustentação da asa
$C_{mac w}$	Coeficiente de momento ao redor do centro aerodinâmico da asa
$C_{L\alpha vt}$	Coeficiente angular da curva de sustentação do estabilizador vertical
$C_{L\alpha ht}$	Coeficiente angular da curva de sustentação do estabilizador horizontal
C_{L0ht}	Coeficiente linear da curva de sustentação do estabilizador horizontal
$C_{mac ht}$	Coeficiente de momento ao redor do centro aerodinâmico do estabilizador horizontal
C_{D0}	Coeficiente de arrasto induzido

η_{vt}	Eficiência de cauda vertical
η_{ht}	Eficiência de cauda horizontal
k_n	Fator de interferência da asa
k_{Rl}	Fator de correção do número de Reynolds
Γ_w	Ângulo de diedro da asa
i_w	Ângulo de incidência da asa
Λ_w	Ângulo de enflechamento da asa
λ_w	Afilamento da asa
i_{ht}	Ângulo de incidência do estabilizador horizontal
S_w	Área da asa
b_w	Envergadura da asa
x_{ACw}	Posição do centro aerodinâmico da asa no eixo longitudinal
MAC_w	Corda média aerodinâmica da asa
AR_w	Alongamento da asa
z_{vt}	Posição do estabilizador no eixo vertical
S_{vt}	Área do estabilizador vertical
S_{ht}	Área do estabilizador horizontal
S_{fs}	Área lateral da fuselagem
z_w	Posição da asa no eixo vertical
h_{14f}	Altura da aeronave em $\frac{1}{4}$ do comprimento total da fuselagem
h_{34f}	Altura da aeronave em $\frac{3}{4}$ do comprimento total da fuselagem
h_{medf}	Altura média da fuselagem
w_{14f}	Largura da aeronave em $\frac{1}{4}$ do comprimento total da fuselagem
w_{34f}	Largura da aeronave em $\frac{3}{4}$ do comprimento total da fuselagem
w_{medf}	Largura média da fuselagem
w_{maxf}	Largura máxima da fuselagem
l_{fs}	Comprimento da fuselagem
D_p	Diâmetro da hélice
N_p	Número de hélices

x_p	Posição da hélice no eixo longitudinal
x_{CG}	Posição do centro de gravidade no eixo longitudinal
x_{ht}	Posição do estabilizador horizontal no eixo longitudinal
x_{vt}	Posição do estabilizador vertical no eixo longitudinal

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	20
1.1	JUSTIFICATIVA	21
1.2	OBJETIVO GERAL	22
1.3	OBJETIVOS ESPECÍFICOS	22
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	24
2.1	CONCEITOS GERAIS	24
2.1.1	Sistemas de coordenadas	24
2.1.2	Movimentos	25
2.1.3	Superfícies de controle	27
2.1.4	Estabilidade	28
2.2	ESTABILIDADE ESTÁTICA	30
2.2.1	Estabilidade estática lateral	30
2.2.2	Estabilidade estática longitudinal	31
2.2.3	Estabilidade estática direcional	31
2.3	ESTABILIDADE DINÂMICA	32
2.3.1	Estabilidade dinâmica longitudinal	32
2.3.2	Estabilidade dinâmica látero-direcional	33
3	METODOLOGIA	36
3.1	DADOS DE ENTRADA	36
3.2	LINGUAGEM	36
3.3	FUNCIONALIDADES	38
3.4	DADOS GERADOS	38
3.4.1	Arquivo “EST. LAT. - PERKINS.txt”	38
3.4.2	Arquivo “EST. LAT. - RAYMER.txt”	39
3.4.3	Arquivo “EST. LON. - NELSON.txt”	39
3.4.4	Arquivo “EST. DIR. - NELSON.txt”	39
3.4.5	Arquivo “EST. DIR. - PERKINS.txt”	40

3.4.6	Arquivo “EST. EST. - GERAL.txt”	40
3.4.7	Arquivo “EST. DIN. - LAT NELSON.txt” e “EST. DIN. LON NELSON.txt”	40
3.4.8	Arquivo “EST. DIN. - GERAL.txt”	40
3.4.9	Arquivo “EXP_EST.pdf”	41
3.4.10	Arquivo “EXP_DIN.pdf”	41
3.5	UTILIZAÇÃO	41
3.6	ANÁLISE DOS RESULTADOS	42
4	RESULTADOS E DISCUSSÕES	44
4.1	VALIDAÇÃO DOS RESULTADOS	44
4.2	COMPARAÇÃO ENTRE OS MODELOS	44
5	CONCLUSÕES E SUGESTÕES	52
	REFERÊNCIAS	54
	ANEXO A – EQUAÇÕES UTILIZADAS	56
	ANEXO B – DADOS DE ENTRADA	59
	APÊNDICE A – CAPTURAS DE TELA DOS RESULTADOS	62

1 INTRODUÇÃO

Em um mundo tão globalizado, o transporte aéreo tornou-se algo indispensável nos tempos atuais, desde o início do século XX foi intensificado o deslocamento de pessoas, bens, mercadorias e capital. Em pouco mais de um século, as aeronaves evoluíram, sobretudo ao relevante papel nos setores econômico e bélico, para satisfazer as necessidades da sociedade, conforme afirmam Souza e Miranda (2011) e Novaes e Souza (2016).

Essa nova realidade gerou desafios no campo da engenharia, da medicina, da economia e do mundo do trabalho, exigindo que o homem lidasse com novas profissões e estratégias, conforme Fajer (2009).

Conforme aborda Nelson (1998), no início do século XX, a comunidade aeronáutica já havia resolvido muitas dificuldades técnicas necessárias para alcançar o voo motorizado de um sistema mais pesado que o ar, porém, haviam dois problemas que estavam além do alcance desses primeiros investigadores, a falta de compreensão da relação entre estabilidade e controle, e a influência do piloto na dinâmica de voo. A maioria das ideias sobre estabilidade e controle vieram de experimentos com planadores não tripulados, na qual foi rapidamente descoberto que, para um voo bem-sucedido o planador tinha que ser inerentemente estável.

Segundo Silva *et al.* (2015), a análise de estabilidade e controle é um ponto de grande complexidade no projeto de aeronaves, com ela garante-se que ao sofrer uma perturbação em qualquer sentido durante o voo, a aeronave, volte a sua posição original rapidamente.

De acordo com Rodrigues (2014), a estabilidade de aeronaves pode ser dividida em: estática e dinâmica. A análise estática verifica se a aeronave produz forças e momentos em sentido oposto à perturbação sofrida, retornando à sua posição inicial, não considerando o tempo necessário ao retorno. A dinâmica verifica os modos de vibração da aeronave, levando em consideração o tempo necessário, após perturbação, para o retorno à posição inicial.

O estudo da estabilidade em aeronaves torna-se fundamental para o sucesso de um novo projeto aeronáutico. Rodrigues (2014, p.10) descreve: “Para o caso de um avião, a garantia da estabilidade está diretamente relacionada ao conforto, controlabilidade e segurança do voo”.

De acordo com Raymer (1992), o projeto de uma aeronave pode ser dividido em três etapas, sendo elas: projeto conceitual, projeto preliminar e projeto detalhado, cada etapa é composta basicamente das análises realizadas nas áreas de:

- Aerodinâmica;
- Cargas e aeroelasticidade;
- Desempenho;
- Estabilidade e controle;
- Estruturas e ensaios estruturais;
- Projeto elétrico.

O estudo de estabilidade não está restrito a grandes indústrias aeronáuticas ou profissionais da área. Estudantes de graduação desenvolvem e vivenciam todo o processo de desenvolvimento de aeroplanos (CORREIA NETO *et al*, 2018).

A competição SAE Aerodesign é um programa estudantil que ocorre desde 1986 nos Estados Unidos, e desde 1999 no Brasil. É organizada anualmente, e tem como objetivo a construção de uma aeronave rádio controlada, capaz de realizar um circuito composto de taxiamento, decolagem, volta com voo nivelado em 360° e pouso.

A competição SAE Brasil Aerodesign proporciona o espaço adequado para que estudantes de graduação nas áreas de engenharia desenvolvam conhecimentos de aeronáutica, realizando um projeto aeronáutico no qual aeronaves rádio-controladas simulam aeronaves reais e passam por fases de projeto conceitual e preliminar, construção e testes (CORREIA NETO *et al*, 2018).

Conforme aborda Emmerick (2011), a competição reúne diversas faculdades do Brasil e algumas do exterior, com o objetivo de carregar a maior carga possível. A pontuação considera a eficiência estrutural da aeronave, a distância percorrida para decolagem e pouso, além da avaliação do relatório técnico.

1.1 JUSTIFICATIVA

Cada equipe participante da competição SAE Brasil Aerodesign, elabora um relatório técnico, individual para cada área citada anteriormente, e esse é submetido

à avaliação da comissão técnica do torneio, sendo parte essencial na pontuação da classificação geral.

A equipe Sol do Equador Aerodesign, do Instituto Federal do Piauí, tem incluído um estudo introdutório de estabilidade dinâmica no relatório de Estabilidade e Controle, porém, insuficiente para melhorias significativas na pontuação e consequentemente, na classificação final da competição. As principais causas são:

- As características específicas das aeronaves projetadas para a competição;
- Escassez de bibliografias disponíveis em língua portuguesa;
- Falta de agilidade nos cálculos e verificação dos critérios de estabilidade;
- Limitações técnicas impostas por programas de planilha eletrônica, por exemplo, a solução dos autovalores de matrizes não simétricas.

Esse trabalho visa servir de apoio para relatórios técnicos de competições futuras, considerando a análise da estabilidade estática e dinâmica de aeronaves destinadas a participar da competição, mas não restringe a utilização do código para outras categorias de aeronaves com configuração convencional.

Além do apoio bibliográfico, o código computacional desenvolvido, facilitará a comunicação entre as áreas do projeto conceitual e preliminar, permitindo a criação de um banco de dados com diferentes modelos e configurações de aeronaves. O programa ainda, poderá ser utilizado momentos antes do voo, bastando inserir dados atmosféricos, como densidade, temperatura e viscosidade do ar, e informações específicas da aeronave, como, por exemplo, a massa carregada no suporte de carga, além da distância entre componentes da aeronave.

1.2 OBJETIVO GERAL

O objetivo principal deste trabalho é desenvolver um código computacional para o cálculo e análise dos parâmetros de estabilidade em aeronaves rádio controladas, auxiliando nas tomadas de decisão no projeto aeronáutico.

1.3 OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Aferir a estabilidade das aeronaves 2017 e 2018 da equipe Sol do Equador Aerodesign;

- Analisar os modos de vibração da aeronave;
- Calcular os coeficientes de forças e momentos das aeronaves;
- Gerar gráficos de estabilidade estática lateral, longitudinal e direcional;
- Gerar gráficos de estabilidade dinâmica longitudinal e látero-direcional;
- Gerar relatórios que auxiliem na tomada de decisão;
- Verificar os critérios de equilíbrio estático das aeronaves;
- Verificar os critérios de equilíbrio dinâmico das aeronaves.

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

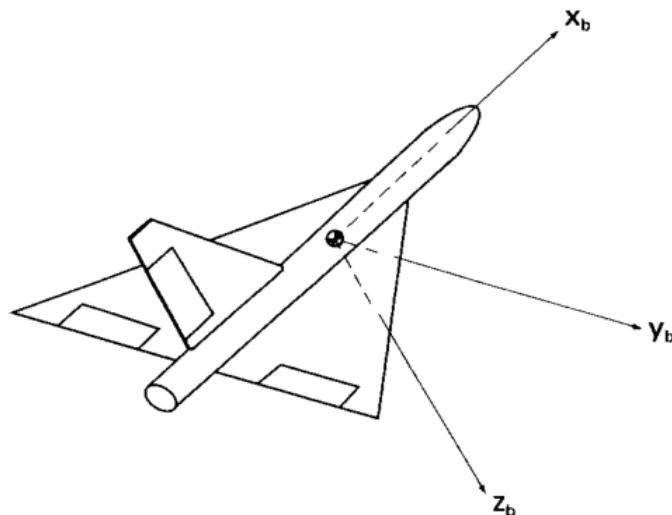
2.1 CONCEITOS GERAIS

Este tópico apresenta alguns conceitos para melhor compreensão dos próximos tópicos. Deduções matemáticas e aprofundamentos teóricos fogem do objetivo deste trabalho, mas podem ser encontrados nas seguintes referências: Cook (2007), Nelson (1998) e Rodrigues (2014).

2.1.1 Sistemas de coordenadas

Para descrever o movimento de uma aeronave é necessário definir um referencial adequado para formulação das equações de movimento. Em geral, são utilizados dois referenciais, o primeiro é relacionado ao Planeta Terra e é considerado, para fins de análise de movimento, como um sistema de coordenadas inerciais ($Ox_Ey_Ez_E$). O outro referencial é fixado no avião e é chamado de sistema de coordenadas do corpo ($Ox_by_bz_b$), como mostrado na Figura 1.

Figura 1: Sistema de coordenadas fixado na aeronave.



Fonte: Adaptado de Nelson (1998, p. 30).

Segundo Silva (2015), o sistema de corpo é fixado no centro de gravidade (CG) da aeronave e é formado por 3 eixos ortogonais que possuem rotações

solidárias. É utilizada a convenção do eixo X em direção ao nariz da aeronave, eixo Y apontando para a semi-asa, e eixo Z apontando para a barriga do avião.

Na abordagem de Nelson (1998), as forças e momentos que atuam na aeronave durante o voo são devidos aos efeitos aerodinâmicos, gravitacionais, movimento das superfícies de controle e distúrbios atmosféricos. Essas forças e momentos podem ser consideradas agindo no centro de gravidade do avião em um sistema de coordenadas tridimensional.

Serão adotadas, neste trabalho, as grandezas físicas (velocidade, aceleração, forças e momentos) presentes no Quadro 1, padronizadas em relação ao sistema de coordenadas da aeronave, e mostradas na Figura 2.

Quadro 1: Grandezas físicas (forças, momentos, velocidades e aceleração lineares e angulares).

GRANDEZA	EIXO		
	x_b	y_b	z_b
Forças	X	Y	Z
Momentos	L	M	N
Velocidade linear	u	v	w
Velocidade angular	p	q	r
Aceleração linear	$\dot{u}$	$\dot{v}$	$\dot{w}$
Aceleração angular	$\dot{p}$	$\dot{q}$	$\dot{r}$

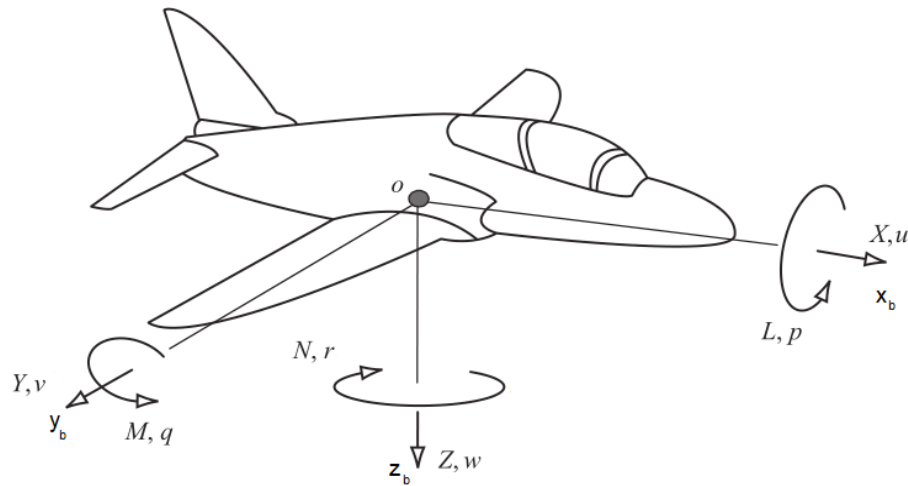
Fonte: Autoria própria.

2.1.2 Movimentos

A variação das grandezas físicas apresentadas na Seção 2.1.1 provocam mudança na posição angular do sistema de coordenadas da aeronave, alterando o movimento em relação ao Planeta Terra.

No estudo destes movimentos, assume-se que a aeronave está voando em equilíbrio, com velocidade constante, uma condição denominada de *trim*. Conforme descreve Pimentel *et al.* (2017, p. 2), “em cada um dos eixos, a aeronave é capaz de realizar determinado movimento permitido por uma das superfícies de controle”.

Figura 2: Grandezas físicas (forças, momentos e velocidades linear e angular) decompostas no sistema de coordenadas da aeronave.

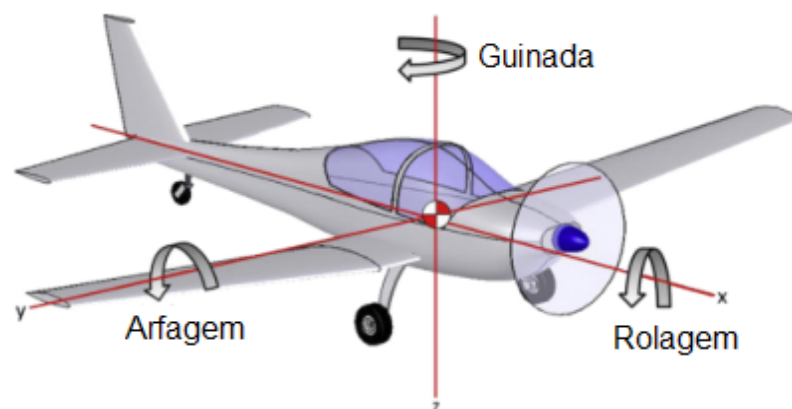


Fonte: Adaptado de Cook (2007, p. 14).

Em aeronáutica são definidos os seguintes movimentos: pranchamento ou rolamento (*roll*) para rotação em torno do eixo Ox_b , picada/cabragem ou arfagem (*pitch*) para rotação em torno do eixo Oy_b , e guinada (*yaw*) para rotação em torno de Oz_b .

“Os movimentos analisados são todos considerados em torno do eixo do avião e correlacionados por ângulos com os eixos inerciais para construir as equações de movimento” Emmerick (2011, p.19).

Figura 3: Movimentos realizados pela aeronave ao redor dos eixos: rolagem no eixo X, arfagem no eixo Y e guinada no eixo Z.

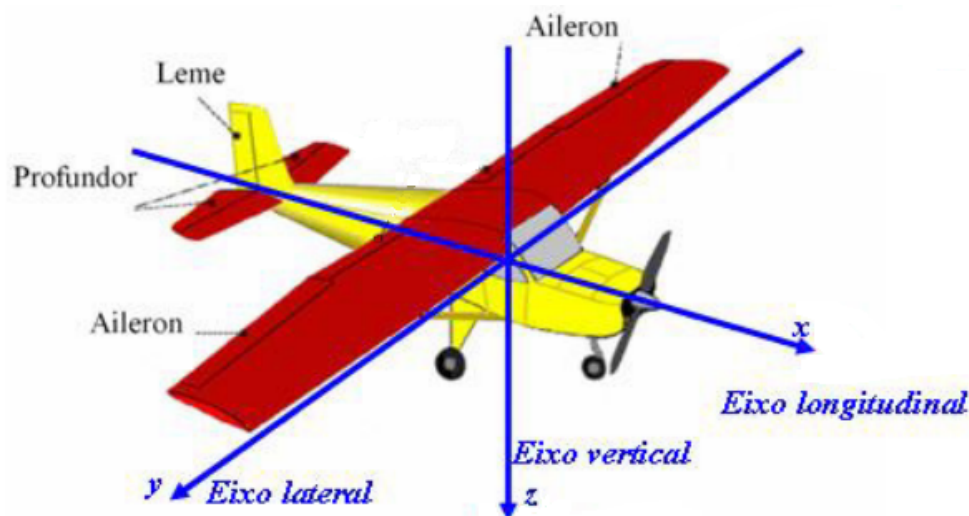


Fonte: Adaptado de Gudmundson (2014, p. 460).

2.1.3 Superfícies de Controle

As estruturas responsáveis por realizar rotações em torno dos eixos da aeronave são denominadas superfícies de controle e são mostradas na Figura 4. Os movimentos, como apresentados na Seção 2.1.2 são rolagem, arfagem e guinada.

Figure 4: Superfícies de controle de uma aeronave.



Fonte: Adaptado de Rodrigues (2014, p. 9).

Os *ailerons* são estruturas móveis presente no bordo de fuga das semi-asas, eles são responsáveis pelo movimento lateral do avião (movimento de rolagem). Segundo Pimentel (2017), os dois *ailerons* atuam em sentidos contrários, é necessário que o *aileron* de uma das asas seja defletido para baixo (aumentando a sustentação) e o outro para cima (diminuindo a sustentação) fazendo com que a aeronave realize o movimento de rolagem.

Segundo Souza (2018), a empenagem do avião é constituída de duas superfícies, uma vertical e outra horizontal, e está localizada na cauda da aeronave, essas superfícies devem gerar momentos restauradores que estabilizem a aeronave, sem a necessidade de intervenção do piloto. Na empenagem estão presentes o profundor (*elevator*) e o leme (*rudder*), estruturas responsáveis por realizar os movimentos de arfagem e guinada, respectivamente.

Segundo Pimentel (2017), o movimento de arfagem é permitido pelo profundor, estrutura responsável pela movimentação do nariz da aeronave para cima

ou para baixo. O leme permite o avião realizar o movimento de guinada, movendo-se para o lado direito ou esquerdo.

2.1.4 Estabilidade

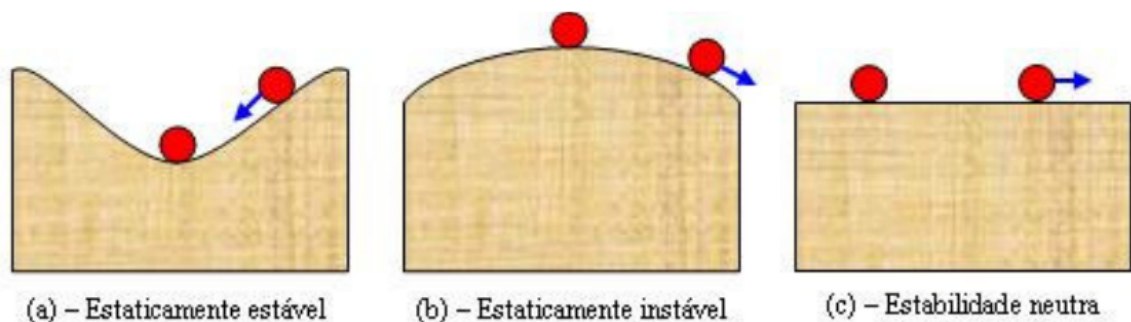
O estudo da estabilidade visa analisar estados de equilíbrio do voo de aeronaves. Um sistema em equilíbrio permanece em equilíbrio se não houver perturbações pela ação de forças ou momentos. Segundo Flores (2017), a estabilidade é dividida em dois ramos: estática e dinâmica.

Um corpo pode ser considerado estaticamente estável, se após uma perturbação sofrida, existam forças e momentos restauradores que levem o corpo de volta ao seu estado inicial (equilíbrio), conforme a Figura 5(a).

Um corpo que, após uma perturbação inicial, possui tendência de ser afastar cada vez mais de sua posição de equilíbrio é denominado estaticamente instável, Figura 5(b). Se após uma perturbação inicial um corpo adquirir uma nova posição de equilíbrio e, permanecer nela, é denominado estaticamente neutro, Figura 5(c).

Uma aeronave deve ser estaticamente estável, assim após qualquer perturbação durante o voo provocado pela ação das superfícies de controle ou rajada de vento, a aeronave retorne à sua posição inicial.

Figura 5: Condições de estabilidade estática.



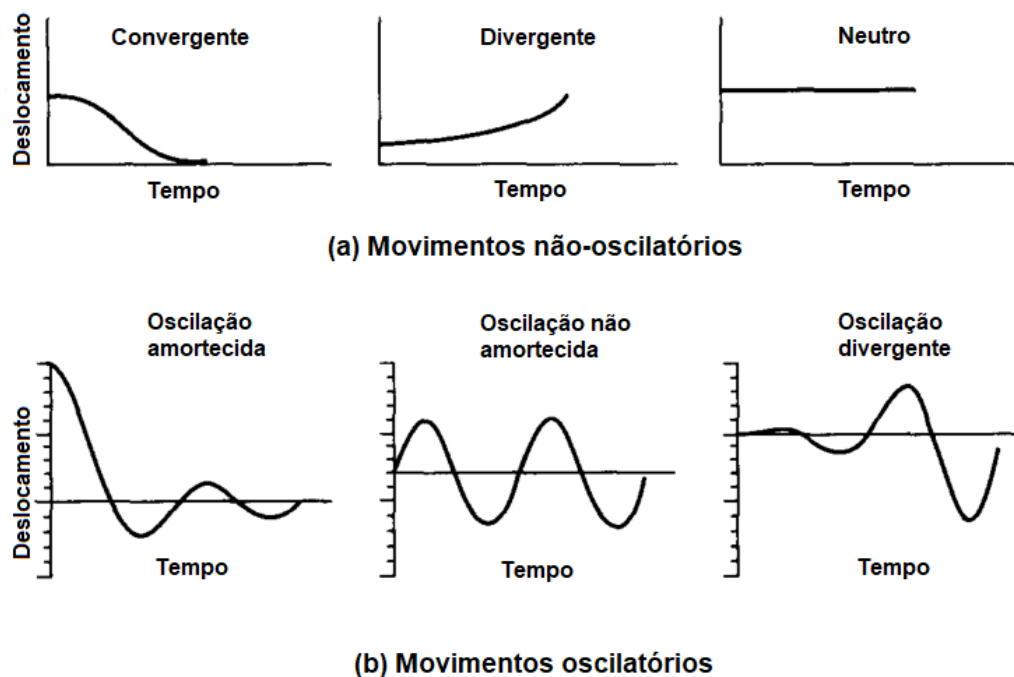
Fonte: Rodrigues (2014, p. 10).

Segundo Rodrigues (2014), a estabilidade de uma aeronave depende da aplicação desejada ao projeto, por exemplo, aviões cargueiros, possuem uma maior estabilidade que aviões caças supersônicos, pois no caso do segundo, os requisitos da missão exigem uma capacidade de manobra elevada e rápida.

A estabilidade dinâmica verifica, após uma perturbação sofrida, a evolução do movimento com o tempo. Os sistemas dinâmicos podem apresentar movimentos oscilatórios ou não oscilatórios e são classificados em estável, instável ou neutro, como pode ser visualizado na Figura 6.

Segundo Flores (2017), a estabilidade dinâmica analisa toda a história do movimento, em particular à taxa em que o movimento diminui com o tempo. Uma aeronave deve ter alguma quantidade de estabilidade dinâmica, mesmo que possua deficiência em certas condições.

Figura 6: Exemplos de movimentos oscilatórios e não oscilatórios de sistemas dinâmicos estáveis e instáveis.



Fonte: Adaptado de Nelson (1998, p. 41).

Rodrigues (2010, p. 2) descreve: “o critério para se obter uma estabilidade dinâmica está diretamente relacionado ao intervalo de tempo decorrido após uma perturbação ocorrida a partir da posição de equilíbrio da aeronave.”

Segundo Vieira (2012), na análise dinâmica aplica-se a segunda lei de Newton para cada um dos seis graus de liberdade da aeronave, tratando os

componentes lineares e angulares de velocidade, resultando em equações de força e momento para cada eixo da aeronave.

2.2. ESTABILIDADE ESTÁTICA

A estabilidade estática é composta das análises: lateral, longitudinal e direcional, realizadas nos eixos x, y e z, respectivamente.

Segundo Flores (2017), a aeronave possui 6 graus de liberdade, devido ao movimento linear e rotacional sobre cada eixo. Portanto, a estabilidade é referente aos 3 eixos, lateral no eixo X, longitudinal no Y e direcional no Z. As equações presentes nas bibliografias utilizadas estão listadas no Anexo A.

2.2.1 Estabilidade estática lateral

Segundo Flores (2017), estabilidade lateral pode ser relacionada a qualquer movimento rotacional sobre o eixo X (rolagem) e qualquer movimento linear correspondente no plano YZ.

Conforme abordado em Perkins e Hage (1949) uma aeronave estável lateralmente deve apresentar o coeficiente de momento ao redor do eixo Ox_b em relação ao ângulo de guinada ($C_{l\psi}$) maior que 0.

Conforme abordado em Raymer (1992) uma aeronave estável lateralmente deve apresentar o coeficiente de momento ao redor do eixo Ox_b em relação ao ângulo de derrapagem ($C_{l\beta}$) menor que 0.

As equações necessárias para obtenção dos coeficientes estão presentes no Anexo A nos Quadros A1 e A2 para Perkins e Hage (1949) e Raymer (1992), respectivamente. Os critérios para garantir estabilidade estática lateral estão listados no Quadro 2.

Quadro 2: Condições para equilíbrio estático lateral.

METODOLOGIA	CRITÉRIO
Perkins e Hage (1949)	$C_{l\psi} > 0$
Raymer (1992)	$C_{l\beta} < 0$

Fonte: Autoria própria.

2.2.2 Estabilidade estática longitudinal

“A estabilidade longitudinal é definida como a estabilidade de qualquer movimento rotacional sobre o eixo Y (movimento de arfagem) e qualquer movimento linear correspondente no plano XZ”, conforme descreve Flores (2017).

Devido ao perfil assimétrico geralmente utilizado no estabilizador horizontal, foi utilizada metodologia de Nelson (1998), adaptada em Correia Neto (2018) para incluir o coeficiente de momento ao redor do centro aerodinâmico do estabilizador horizontal. Este coeficiente é considerado nulo para aeronaves convencionais, pois utilizam perfil simétrico no estabilizador horizontal. A utilização de perfil aerodinâmico assimétrico visa reduzir o comprimento longitudinal da aeronave, necessário para adequação das aeronaves ao regulamento da competição.

Conforme Nelson (1998), uma aeronave longitudinalmente estável deve apresentar os coeficientes de momento de arfagem linear (C_{m0}) maior que 0 e angular ($C_{m\alpha}$) menor que 0. As equações necessárias para obtenção dos coeficientes são apresentadas no Quadro A3. Os critérios que garantem estabilidade longitudinal estão apresentados no Quadro 3.

Quadro 3: Condições para equilíbrio estático longitudinal.

METODOLOGIA	CRITÉRIO
Nelson (1998)	$C_{m0} > 0$
	$C_{m\alpha} < 0$

Fonte: Autoria própria.

2.2.3 Estabilidade estática direcional

Conforme Vieira (2012), para alinhar o avião e reestabelecer um voo simétrico, deve existir um momento restaurador em torno do eixo vertical. Segundo Nelson (1998), uma aeronave direcionalmente estável deve apresentar coeficiente de momento ao redor do eixo Oz_b em relação ao ângulo de derrapagem ($C_{n\beta}$) maior que 0. De acordo com Perkins e Hage (1949), para uma aeronave possuir estabilidade direcional, o coeficiente de momento ao redor do eixo Oz_b em relação ao ângulo de guinada ($C_{n\psi}$) deve ser menor que 0. As equações necessárias para

obtenção dos coeficientes estão presentes nos Quadros A4 e A5. Os critérios que garantem estabilidade direcional estão apresentados no Quadro 4.

Quadro 4: Condições para equilíbrio direcional.

METODOLOGIA	CRITÉRIO
Nelson (1998)	$C_{n\beta} > 0$
Perkins e Hage (1949)	$C_{n\psi} < 0$

Fonte: Autoria própria.

2.3 ESTABILIDADE DINÂMICA

Esse trabalho não tem como objetivo demonstrar todas as equações de movimento, cálculo e obtenção dos coeficientes adimensionais de estabilidade, todo o procedimento pode ser encontrado em Nelson (1998) e aprofundado em Cook (2007). Todos os coeficientes de forças e momentos foram calculados conforme propõe Nelson (1998). As matrizes de movimento longitudinal e lateral estão presentes no Anexo A.

Emmerick (2011, p. 21) descreve: “a análise da estabilidade dinâmica e controle é dividida em longitudinal e lateral, também chamada de látero-direcional.”

2.3.1 Estabilidade dinâmica longitudinal

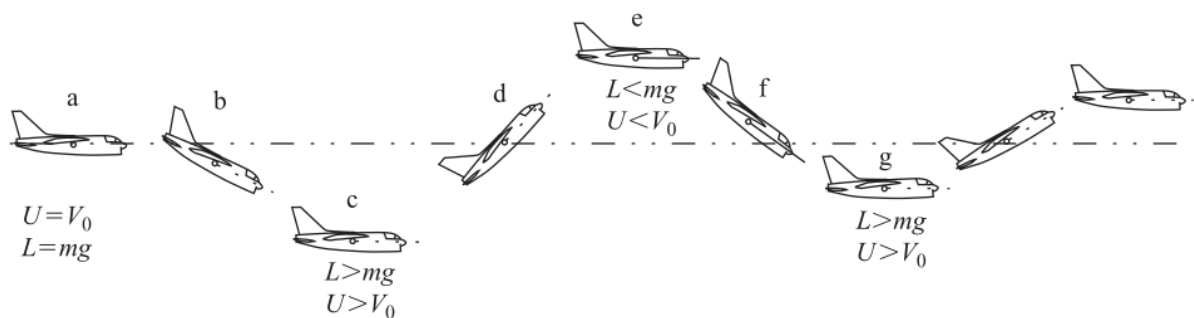
Segundo Silva (2015), os modos longitudinais são oscilações características para cada aeronave, e podem ser oscilações de períodos longos, também conhecido por fugóide, ou ainda (*phugoid*), ou oscilações de períodos curtos (*short period*).

“O modo fugóide (*phugoid*) se trata de uma oscilação com variação de velocidade, que provoca variação na sustentação do avião”, conforme descreve Souza (2018, p. 21).

Segundo Silva (2015), o modo fugóide ocorre devido à troca de energia cinética e potencial, com o ângulo de ataque aproximadamente constante, portanto, esse modo apresenta uma oscilação de período e duração longos, com fraco amortecimento. A típica trajetória descrita pelo modo fugóide é mostrado na Figura 7.

Segundo Souza (2018), o modo curto período é uma variação do ângulo de ataque do avião, de forma que a velocidade e a trajetória não sofrem grandes alterações. De acordo com Silva (2015), esse modo de oscilação apresenta curto período de duração, é fortemente amortecida e ocorre com altitude aproximadamente constante. As características do modo curto-período são mostradas na Figura 8.

Figura 7: Modo de oscilação fugóide.



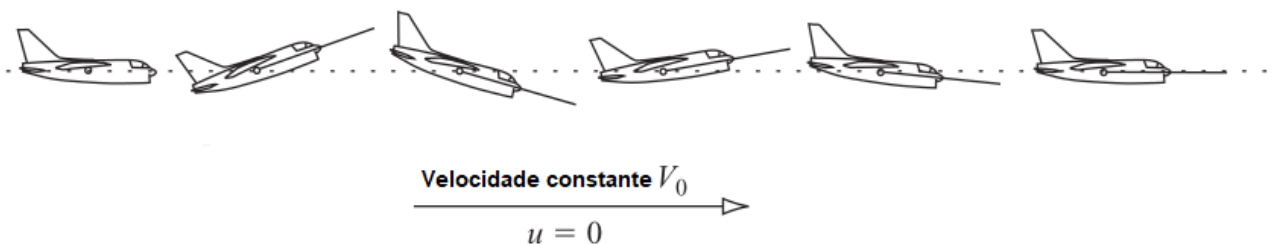
Fonte: Cook (2007, p. 146).

Conforme Nelson (1998), para garantir estabilidade dinâmica longitudinal, a solução dos autovalores da matriz de movimento deve resultar em dois pares de raízes complexas conjugadas, gerando um sistema dinâmico subamortecido, com um par de raízes relativo ao modo fugóide e um par para o modo curto-período.

O critério utilizado pelo programa para classificar os modos longitudinais como estável são:

- 2 pares de autovalores complexo;
- e autovalores possuírem parte real menor que 0.

Figura 8: Modo de oscilação curto-período.

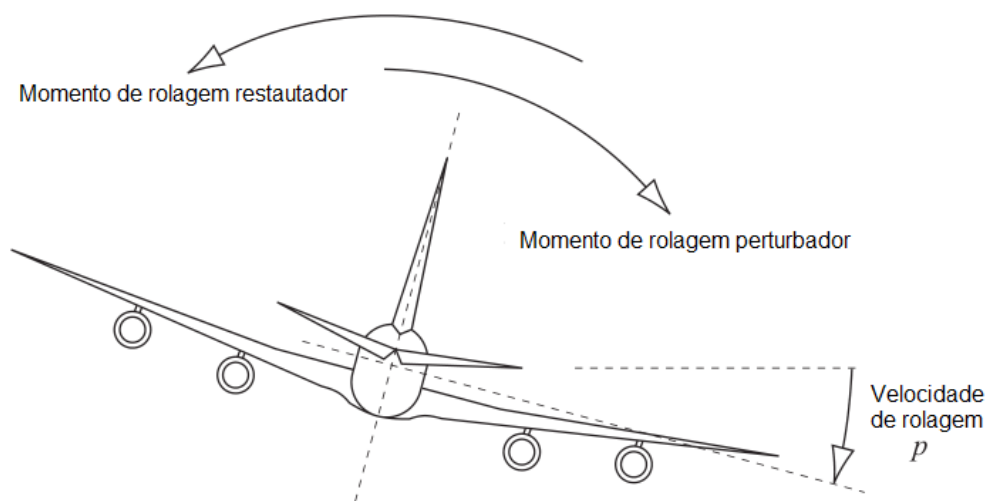


Fonte: Adaptado de Cook (2007, p. 145).

2.3.2 Estabilidade dinâmica látero-direcional

Segundo Flores (2017) a estabilidade dinâmica látero-direcional possui três modos de vibração, são eles: rolagem (*roll*), espiral (*spiral*) e rolagem holandesa (*dutch roll*). Conforme Emmerick e Rosado (2017), o modo de rolagem é um movimento não oscilatório, fazendo com que a aeronave se movimente em relação ao eixo X, o movimento pode ser visualizado na Figura 9.

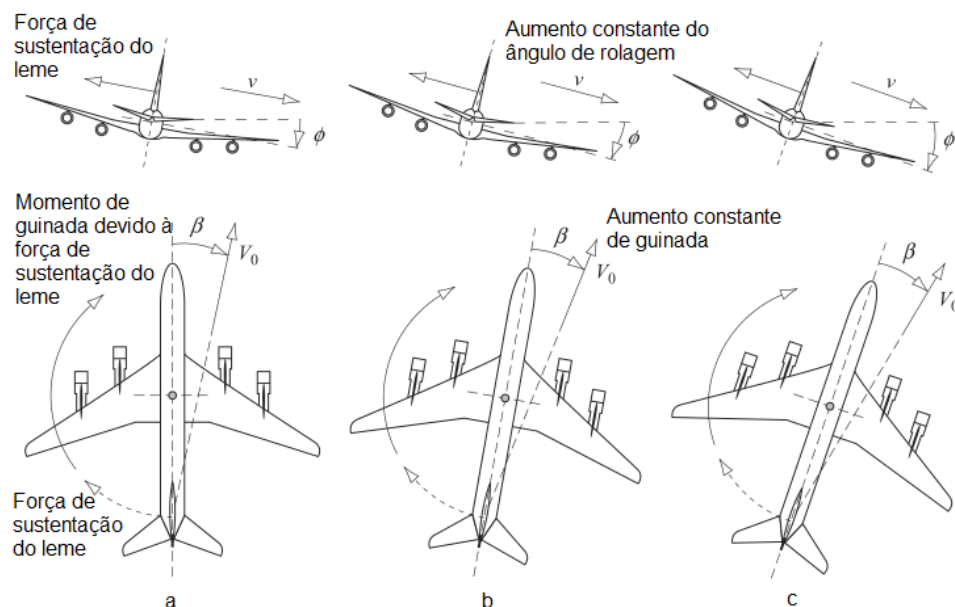
Figura 9: Modo não oscilatório de rolagem.



Fonte: (COOK, 2007, p. 184).

Emmerick (2001, p. 37) descreve sobre o modo espiral: “um modo não oscilatório descrito pela outra raiz real da equação característica, combina

Figura 10: Desenvolvimento do modo não oscilatório de espiral.

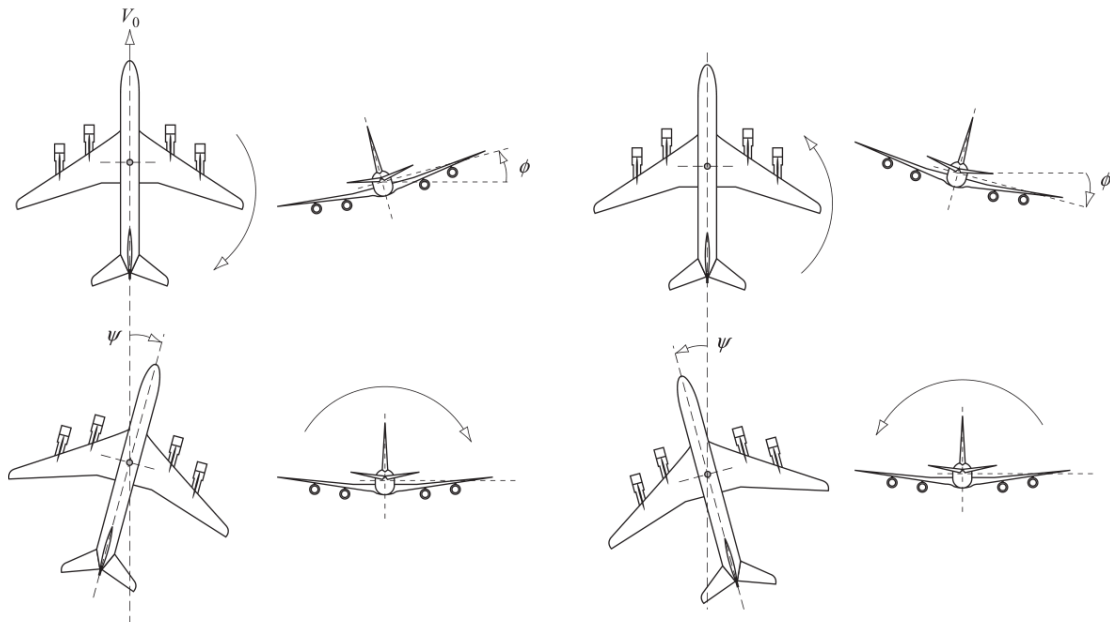


Fonte: Adaptado de Cook (2007, p. 185).

movimentos de guinada e rolagem”. A Figura 10 mostra o desenvolvimento do modo espiral.

Segundo Vieira (2012), o modo dutch roll é uma oscilação amortecida de guinada acoplada com rolamento, e consiste em uma interação complexa entre os três graus de liberdade do movimento látero-direcional. Conforme Emmerick e Rosado (2017), este modo é descrito pelo par de raízes complexas da função característica da matriz de movimento látero-direcional. O modo de rolagem holandesa pode ser visto na Figura 11.

Figura 11: Modo de vibração oscilatório *dutch roll*.



Fonte: (COOK, 2007, p. 187).

Conforme Emmerick (2011), para garantir estabilidade dinâmica látero-direcional, a solução dos autovalores da matriz de movimento deve resultar em um par de raízes complexas conjugadas, gerando uma resposta subamortecida, e dois números reais que geram um movimento não oscilatório de perturbação.

O critério utilizado pelo programa para classificar os modos látero-direcionais como estável são:

- Possuir 2 autovalores complexos conjugados, com parte real menor que 0;
- e possuir 2 autovalores reais menores que 0.

3 METODOLOGIA

Esta seção aborda as características e funcionalidades do programa.

3.1 DADOS DE ENTRADA

Para realizar as análises são necessários diversos dados obtidos de outras áreas do projeto aeronáutico, tais como: aerodinâmica, estruturas e ensaios estruturais, e desempenho.

Estes dados são inseridos em um arquivo de bloco de notas do tipo “.txt” chamado “EST_INPUT.txt”. Esse arquivo está dividido em grupos, são eles: dados dinâmicos, coeficientes aerodinâmicos, outros coeficientes e fatores, ângulos e geométricos, e ainda subdivididos em: asa, estabilizador vertical, estabilizador horizontal, fuselagem, propulsão e estabilidade. Foram utilizados os dados das aeronaves 2017 e 2018 da equipe Sol do Equador Aerodesign do IFPI, todos os dados utilizados estão presentes no Anexo B.

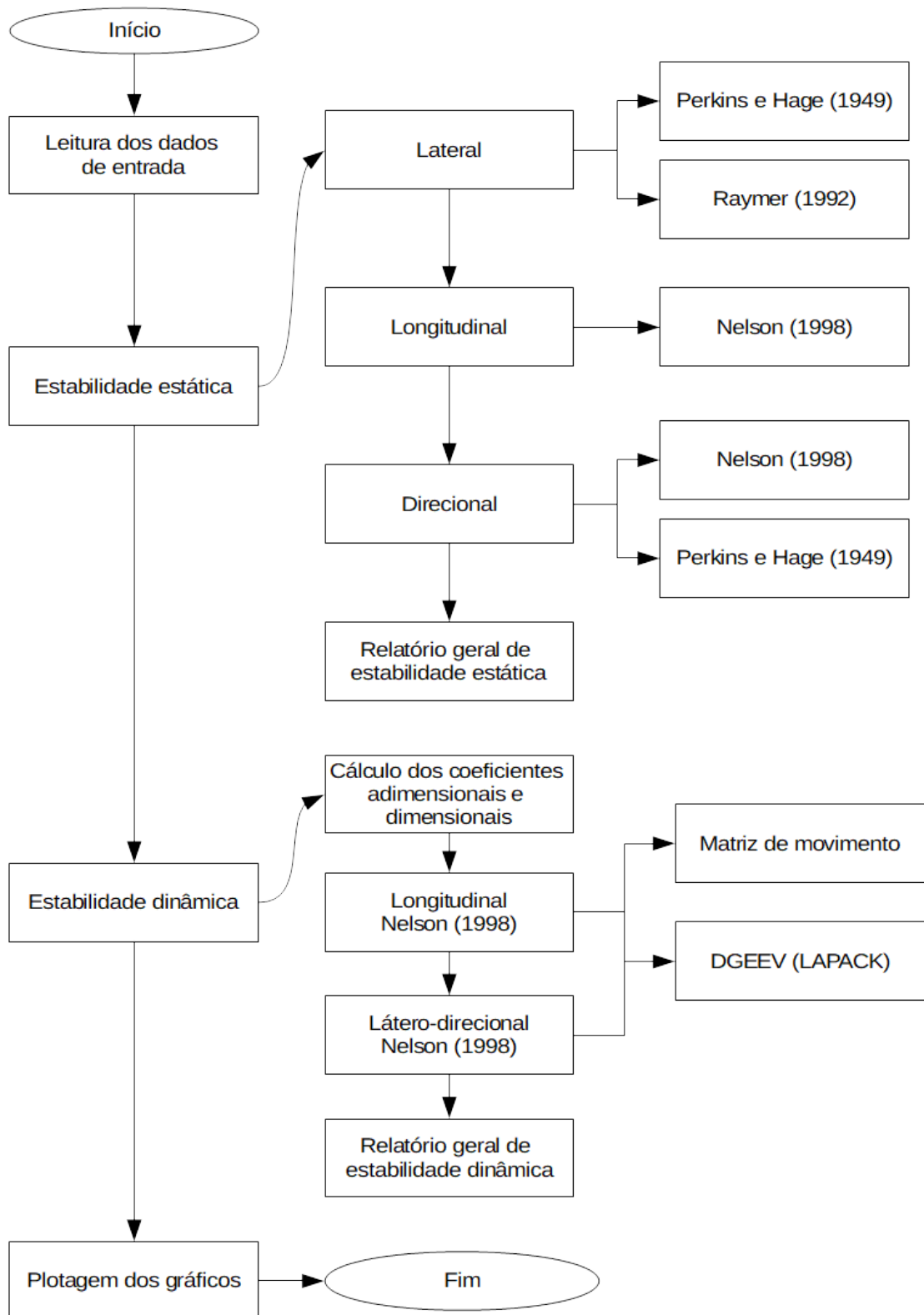
3.2 LINGUAGEM

O código computacional foi desenvolvido em linguagem de programação *Fortran 90*. Foi utilizado o editor de textos *gedit*, o compilador *gfortran*, e ainda o gerador de gráficos *gnuplot*. Todos os *softwares* utilizados são *open source* (uso livre) e estão disponíveis para o sistema operacional *Microsoft Windows 10*.

O código é constituído de um programa principal e incluídas uma sub-rotina para leitura dos dados de entrada, cinco sub-rotinas para análise da estabilidade estática, duas para geração de gráficos, duas para geração dos relatórios de saída, três para análise da estabilidade dinâmica, além disso, é utilizada a sub-rotina DGEEV presente na biblioteca numérica *LAPACK* para solução dos autovalores e autovetores da matriz de movimento longitudinal e lateral.

O programa principal integra todas as sub-rotinas e organiza a execução de forma sequencial. O fluxograma com todas as etapas de execução do programa é apresentado na Figura 12.

Figura 12: Algoritmo de execução do programa.



Fonte: Autoria própria.

3.3 FUNCIONALIDADES

Abaixo estão listadas algumas funcionalidades presentes na versão final do programa.

- Criação de arquivos “.txt” com o resultado das análises;
- Facilidade para alterar os dados de entrada;
- Geração de arquivos “.pdf” com gráficos;
- Utilização simples e rápida para o usuário final.

Como aborda Souza (2018), os avaliadores dos relatórios técnicos da competição sugerem a comparação de dados com aeronaves passadas, para incrementar a análise, dessa forma, os arquivos “.txt” são importantes para a criação de um banco de dados, permitindo a equipe comparar os dados com aeronaves passadas, e inserir as informações no relatório técnico da competição. É possível uma análise rápida ainda na fase de projeto preliminar para determinação de alguns parâmetros de entrada.

3.4 DADOS GERADOS

Nesta seção são apresentados os arquivos gerados pelo programa, além disso, são mostradas em quadros, as variáveis calculadas. Todos os arquivos podem ser visualizados nas capturas de tela presentes no Apêndice B.

3.4.1 Arquivo “EST. LAT. - PERKINS.txt”

Neste arquivo estão presentes os coeficientes mostrados no Quadro 5, relativos à análise estática lateral conforme a metodologia presente em Perkins e Hage (1949).

Quadro 5: Coeficientes gerados pelo arquivo "EST. LAT. - PERKINS.txt".

• $C_{l\psi w}$	• $C_{l\psi ts, w}$
• $C_{l\psi vt}$	• $C_{l\psi w, vt}$
• $C_{l\psi wf}$	• $C_{l\psi}$

Fonte: Autoria própria.

3.4.2 Arquivo “EST. LAT. - RAYMER.txt”

Neste arquivo são gerados os coeficientes laterais resultantes da metodologia de Raymer (1992), todos os dados calculados estão presentes no Quadro 6.

Quadro 6: Coeficientes gerados pelo arquivo “EST. LAT. - RAYMER.txt”.

• $C_{l\beta\Gamma}$	• $C_{l\beta wf}$
• $C_{l\beta\Lambda}$	• $C_{l\beta}$

Fonte: Autoria própria.

3.4.3 Arquivo “EST. LON. - NELSON.txt”

Neste arquivo são gerados os coeficientes de momento longitudinal para asa e estabilizador horizontal e, além disso, são calculados os coeficientes de *downwash*, volume de cauda horizontal e o ângulo de triagem da aeronave, conforme a metodologia de Nelson (1998). As informações geradas são apresentadas no Quadro 7.

Quadro 7: Coeficientes gerados pelo arquivo “EST. LON. - NELSON.txt”.

• C_{m0w}	• $C_{m\alpha w}$
• C_{m0ht}	• $C_{m\alpha ht}$
• C_{m0}	• $C_{m\alpha}$
• V_{ht}	• ε_0
• $\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$	• α_{trim}

Fonte: Autoria própria.

3.4.4 Arquivo “EST. DIR. - NELSON.txt”

Neste arquivo são gerados os coeficientes de momento direcional para asa e conjunto asa e fuselagem, além disso, são calculados os coeficientes de *sidewash* e volume de cauda vertical da aeronave, conforme a metodologia de Nelson (1998). As informações geradas são mostradas no Quadro 8.

Quadro 8: Coeficientes gerados pelo arquivo “EST. DIR. - NELSON.txt”.

• $C_{n\beta wf}$	• $C_{n\beta vt}$
• $C_{n\beta}$	• V_{vt}
• $\frac{d\sigma}{d\beta}$	

Fonte: Autoria própria.

3.4.5 Arquivo “EST. DIR. - PERKINS.txt”

Neste arquivo estão presentes os coeficientes direcionais, calculados segundo a metodologia de Perkins e Hage (1949), mostrados no Quadro 9.

Quadro 9: Coeficientes gerados pelo arquivo “EST. DIR. - PERKINS.txt”.

• $C_{n\psi w}$	• $C_{n\psi f}$
• $C_{n\psi wf}$	• $C_{n\psi p}$
• $C_{n\psi vt}$	• $C_{n\psi}$

Fonte: Autoria própria.

3.4.6 Arquivo “EST. EST. - GERAL.txt”

Este arquivo traz um resumo de todas os coeficientes utilizados em estabilidade estática, avalia a estabilidade segundo os critérios apresentados na Seção 2.2, e classifica como estável ou instável.

3.4.7 Arquivo “EST. DIN. - LAT NELSON.txt” e “EST. DIN. - LON NELSON.txt”

Neste arquivo estão presentes todos os coeficientes adimensionais e dimensionais necessários para montagem das matrizes de movimento longitudinal e látero-direcional, calculados conforme a metodologia presente em Nelson (1998), e ainda, mostra a solução dos autovalores e os respectivos autovetores associados às matrizes de movimento.

3.4.8 Arquivo “EST. DIN. - GERAL.txt”

Traz um resumo de todos os dados necessários em estabilidade dinâmica, conforme a metodologia de Nelson (1998), e avalia e classifica a estabilidade dinâmica dos modos conforme mostrado na Seção 2.3, em movimento oscilatório ou não oscilatório, e em estável ou instável.

3.4.9 Arquivo “EXP_EST.pdf”

Neste arquivo são gerados os gráficos das equações de estabilidade estática, além disso, são geradas as curvas de sustentação da asa e estabilizador horizontal, e gráfico dos coeficientes de *downwash* e *sidewash*, como pode ser observado no Apêndice A.

3.4.10 Arquivo “EXP_DIN.pdf”

Neste arquivo são gerados os gráficos necessários para análise visual de estabilidade dinâmica. São mostrados os polos e os modos longitudinais e laterais.

As curvas dos modos de vibração gerados estão normalizadas para os resultados obtidos de valor inicial tenham amplitude máxima de 1 unidade no eixo vertical.

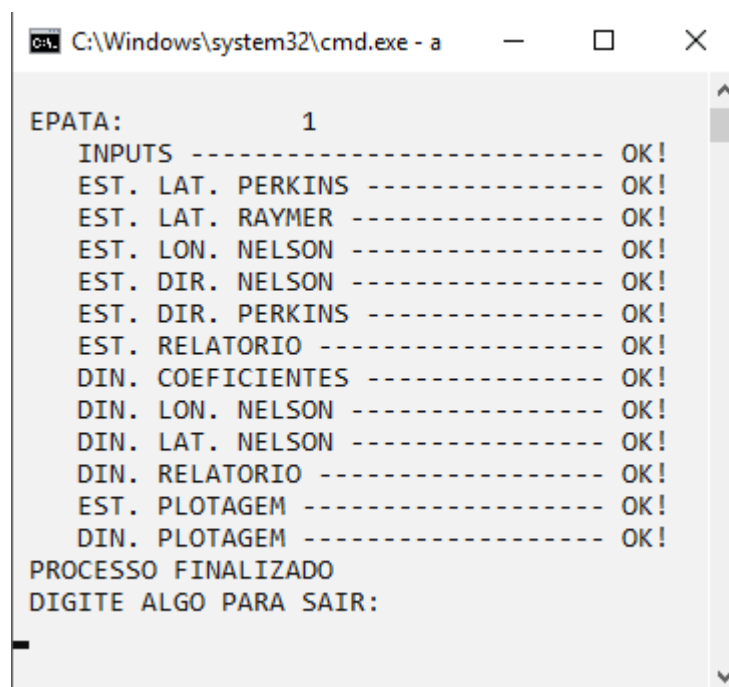
3.5 UTILIZAÇÃO

Inicialmente devem ser inseridos os dados de entrada no arquivo “EST_INPUT.txt”, conforme apresentado na Seção 3.1, a separação da parte decimal dos números é feita através de ponto, e cada valor corresponde ao símbolo apresentado no começo da linha. A separação de um símbolo e o valor correspondente é feita através de 1 (uma) tabulação.

Após inseridos os dados da aeronave desejada para análise, o arquivo “EST_INPUT.txt” deve ser salvo e colocado em uma pasta acompanhado do executável “EST_AND_CON.exe”.

Após um duplo clique sobre o arquivo “EST_AND_CON.exe” é aberta a janela do terminal do sistema operacional *Microsoft Windows 10*, então o processo de cálculo é iniciado como mostrado na Figura 13. A conclusão do processo de cálculo leva cerca de 3 à 5 segundos. Após a conclusão, o programa pede para inserir qualquer caractere alfanumérico e então fecha automaticamente, gerando os arquivos já apresentados na Seção 3.4.

Figura 13: Tela inicial e etapas de cálculo do programa “EST_AND_CON.exe”.



```

C:\Windows\system32\cmd.exe - a

EPATA:          1
INPUTS ----- OK!
EST. LAT. PERKINS ----- OK!
EST. LAT. RAYMER ----- OK!
EST. LON. NELSON ----- OK!
EST. DIR. NELSON ----- OK!
EST. DIR. PERKINS ----- OK!
EST. RELATORIO ----- OK!
DIN. COEFICIENTES ----- OK!
DIN. LON. NELSON ----- OK!
DIN. LAT. NELSON ----- OK!
DIN. RELATORIO ----- OK!
EST. PLOTAGEM ----- OK!
DIN. PLOTAGEM ----- OK!
PROCESSO FINALIZADO
DIGITE ALGO PARA SAIR:
  
```

Fonte: Autoria própria.

3.6 ANÁLISE DOS RESULTADOS

Os dados gerados não consideram nenhuma margem de segurança, que devem ser definidor de acordo com cada projeto. Em algumas bibliografias, como Gudmundson (2014), Nelson (1998), Raymer (1992), Rodrigues (2014) e Sadraey (2013) são encontrados valores de referência para aeronaves convencionais. Valores diferentes das referências, não impedem o avião de ser estável e controlável, porém, pode prejudicar a qualidade do voo.

Segundo Souza (2018), devido as restrições impostas pelo regulamento da competição, geralmente os projetos de Aerodesign não atingem todos os critérios de

estabilidade. Nesse caso, os testes de voo são importantes para a continuação do projeto.

Uma importante análise utilizado no relatório da competição é variar os parâmetros de massa, densidade e velocidade da aeronave, e confirmar o comportamento estável no máximo de condições possíveis. Os dados gerados permitem uma análise rápida e imediata, porém devem ser tratados com cuidado e bom senso por parte do projetista.

4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

Nesta seção serão abordados os principais resultados obtidos pelo programa. Como forma de validação dos resultados, inicialmente o código foi aplicado aos exemplos 4.3 e 5.3 presentes em Nelson (1998), e posteriormente aplicado as aeronaves 2017 e 2018 da equipe Sol do Equador. No Anexo B estão contidos os dados de entrada utilizados para cada aeronave. No Apêndice A estão contidas as capturas de tela de todos os resultados gerados pelo programa.

4.1 VALIDAÇÃO DOS RESULTADOS

Para validação dos resultados foram utilizados os exemplos 4.3 e 5.3 presentes em Nelson (1998) e mostrados na Tabela 1. Comparando os autovalores resultantes presentes em Nelson (1998) e os resultados obtidos pelo programa EST_AND_CON, o erro associado foi maior no modo fugóide com erro de 0,01033 na parte real e 0,0167 na parte imaginária. Nos modos látero-direcionais o erro associado ficou em 0,000572 para o modo espiral e 0,0001 para o modo de rolagem. No modo de rolagem holandesa o erro apresentado foi de 0,00002 na real e 0,0122 na parte imaginária.

Tabela 1: Comparação dos resultados de Nelson (1998) e EST_AND_CON.

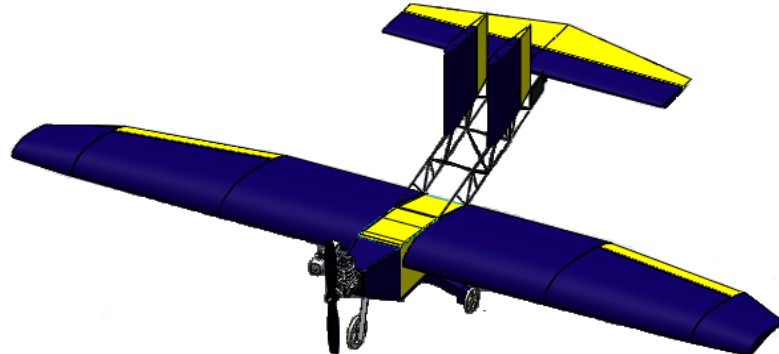
Modo de vibração	Nelson (1998)	EST_AND_CON	Erro
Fugóide	$-0,0171 \pm 0,213 i$	$-0,02743 \pm 0,2297 i$	$0,01033 \pm 0,0167 i$
Curto-período	$-2,5 \pm 2,59 i$	$-2,5115 \pm 2,5916 i$	$0,0115 \pm 0,0016 i$
Espiral	$-0,00877$	$-0,008198$	0,000572
Rolagem	$-8,435$	$-8,4349$	0,0001
Rolagem holandesa	$-0,487 \pm 2,335 i$	$-0,48702 \pm 2,3472 i$	$0,00002 \pm 0,0122 i$

Fonte: Autoria própria.

4.2 COMPARAÇÃO ENTRE OS MODELOS

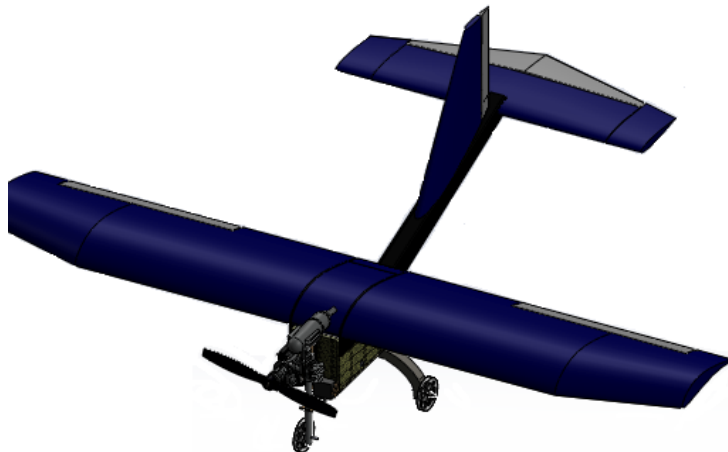
Após a aplicação do código nos exemplos 4.3 e 5.3 presentes em Nelson (1998), o programa foi aplicado às aeronaves 2017 e 2018 da equipe Sol do Equador. As aeronaves 2017 e 2018 são mostradas nas Figuras 14 e 15, respectivamente.

Figura 14: Modelo computacional da aeronave 2017 da equipe Sol do Equador.



Fonte: Acervo da equipe Sol do Equador.

Figura 15: Modelo computacional da aeronave 2018 da equipe Sol do Equador.



Fonte: Acervo da equipe Sol do Equador.

Nas Tabelas 2 e 3 são apresentados os resultados gerados pelos “EST. EST. - GERAL.txt” para as aeronaves 2017 e 2018, respectivamente. Todos os critérios de estabilidade estática foram satisfeitos, portanto, as duas aeronaves são estaticamente estáveis. Como destaque principal, a aeronave 2018 possui aproximadamente o dobro de estabilidade direcional que a aeronave 2017, este fato é devido ao coeficiente de sustentação do estabilizador vertical que pode ser comparado na Tabela A2 do Anexo B. Os modelos de gráficos gerados para estabilidade estática são linearizados e correspondem a retas.

Tabela 2: Resultados da aeronave 2017 para estabilidade estática.

COEFICIENTE	VALOR	CONDIÇÃO
$C_{l\psi}$	0,0012	ESTÁVEL
$C_{l\beta}$	-0,0052	ESTÁVEL
C_{m0}	0,0419	ESTÁVEL
$C_{m\alpha}$	-0,0130	ESTÁVEL
$C_{n\beta}$	0,0008	ESTÁVEL
$C_{n\psi}$	-0,0007	ESTÁVEL

Fonte: Autoria própria.

Tabela 3: Resultados da aeronave 2018 para estabilidade estática.

COEFICIENTE	VALOR	CONDIÇÃO
$C_{l\psi}$	0,0015	ESTÁVEL
$C_{l\beta}$	-0,0075	ESTÁVEL
C_{m0}	0,0109	ESTÁVEL
$C_{m\alpha}$	-0,0140	ESTÁVEL
$C_{n\beta}$	0,0017	ESTÁVEL
$C_{n\psi}$	-0,0014	ESTÁVEL

Fonte: Autoria própria.

Na Tabela 4 são mostrados os resultados gerados no arquivo “EST. DIN. - GERAL.txt”. Para ambas as aeronaves são mostrados os autovalores resultantes da matriz de movimento longitudinal e lateral.

Tabela 4: Autovalores das matrizes de movimento das aeronaves 2017 e 2018 da equipe Sol do Equador.

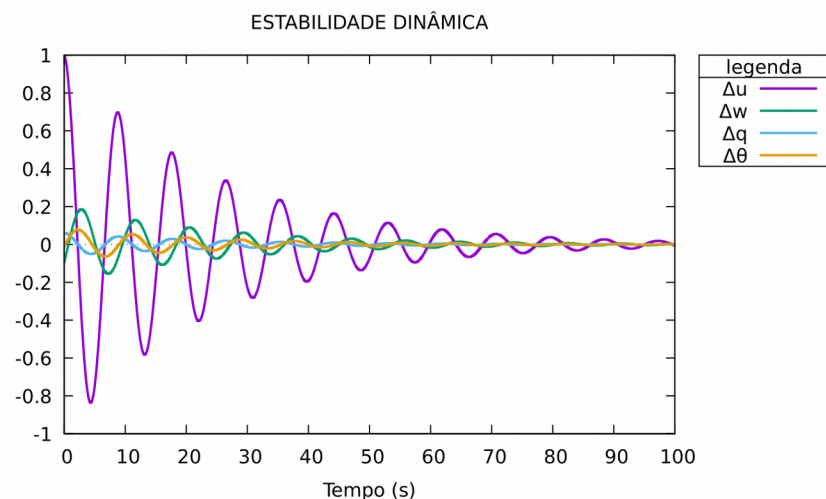
MODO	AUTOVALORES	
	AERONAVE 2017	AERONAVE 2018
Fugóide	$-0,040931 \pm 0,71017 i$	$-0,10476 \pm 0,86224 i$
Curto-período	$-0,30142 \pm 2,5723 i$	$-5,5558 \pm 6,0536 i$
Espiral	0,094423	0,14573
Rolagem	-0,69814	-1,5803
Rolagem holandesa	$-0,088255 \pm 19,579 i$	$-0,52020 \pm 19,216 i$

Fonte: Autoria própria.

Na situação analisada em estabilidade dinâmica, as duas aeronaves estão estáveis nos dois modos longitudinais. Analisando o modo fugóide, a aeronave 2018 apresenta um amortecimento maior em relação à aeronave 2017, visto que o retorno à posição inicial ocorre em aproximadamente 50 segundos para aeronave 2018 e em aproximadamente 100 segundos para a aeronave 2017. O modo fugóide das duas aeronaves pode ser visto nas Figuras 16 e 17.

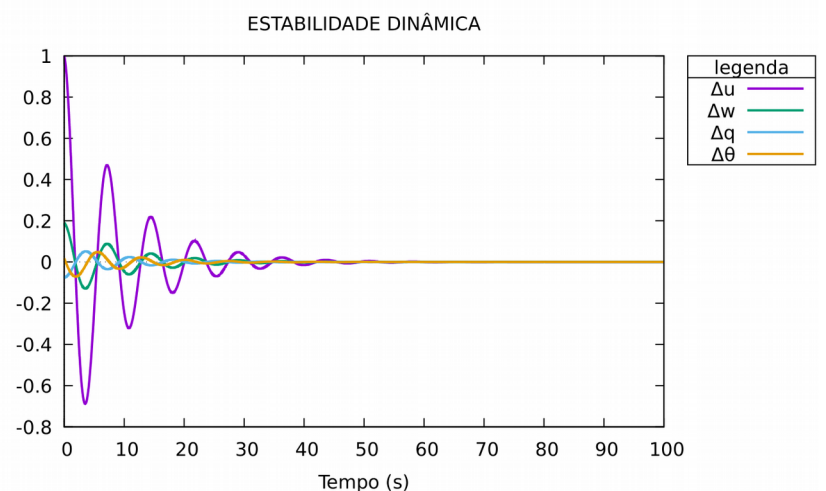
Analisando o modo curto período percebe-se que a aeronave 2018 retorna a posição inicial em cerca de 1 segundo após a perturbação, enquanto que a aeronave 2017 possui um menor grau de amortecimento e tem a amplitude da variação da velocidade no eixo Z diminuída pela metade em cerca de 2 segundos. O modo longitudinal de curto período são mostrados nas Figuras 18 e 19.

Figura 16: Oscilação do modo fugóide da aeronave 2017.



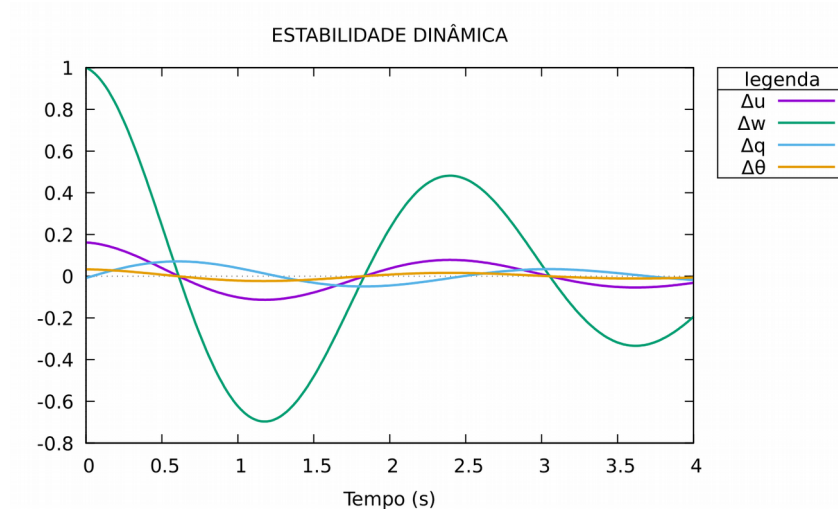
Fonte: Autoria própria.

Figura 17: Oscilação do modo fugóide para aeronave 2018.



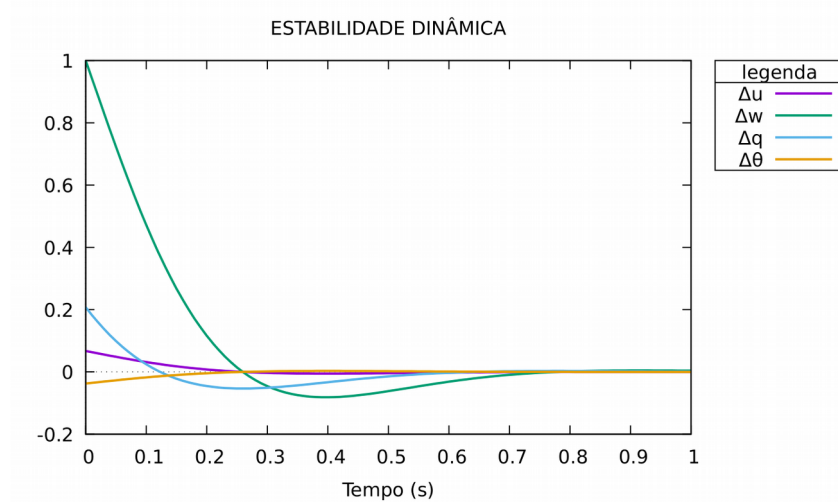
Fonte: Autoria própria.

Figura 18: Oscilação do modo curto período para aeronave 2017.



Fonte: Autoria própria.

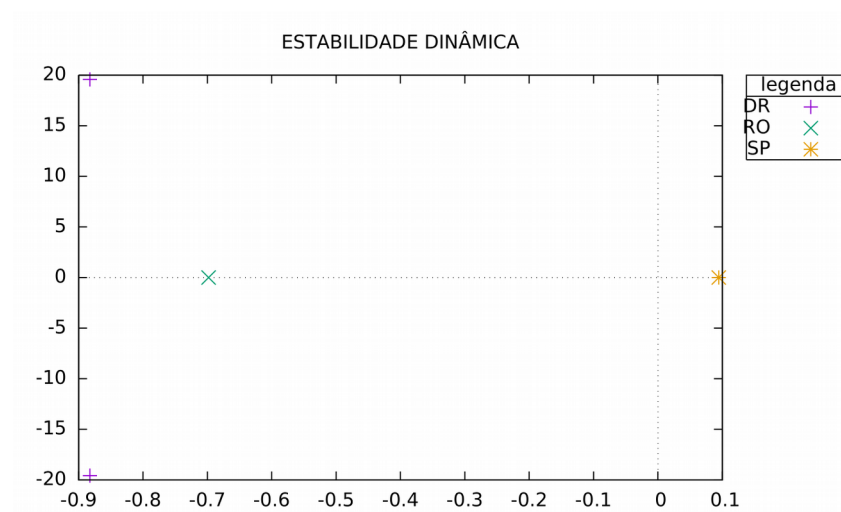
Figura 19: Oscilação do modo curto período para aeronave 2018.



Fonte: Autoria própria.

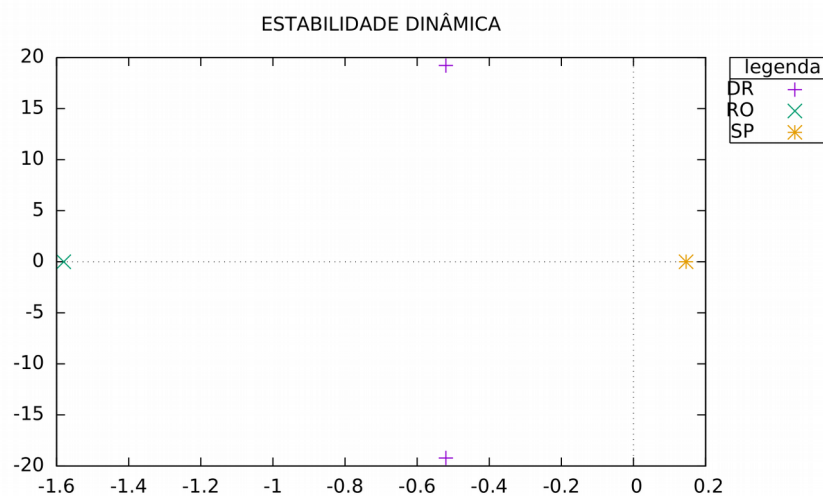
As Figuras 20 e 21 apresentam os polos látero-direcionais, onde o eixo vertical indica o valor imaginário e o eixo horizontal indica o valor real. Verifica-se que as duas aeronaves apresentam um par de raízes complexas, e duas raízes reais, porém, uma das raízes reais possui valor positivo, indicando que existe um modo instável. A raiz real mais próximo do zero representa o modo espiral, e verificando a Figura 20 e 21 conclui-se que ambas estão instáveis neste modo de vibração, para a condição analisada.

Figura 20: Polos látero-direcionais da aeronave 2017.



Fonte: Autoria própria.

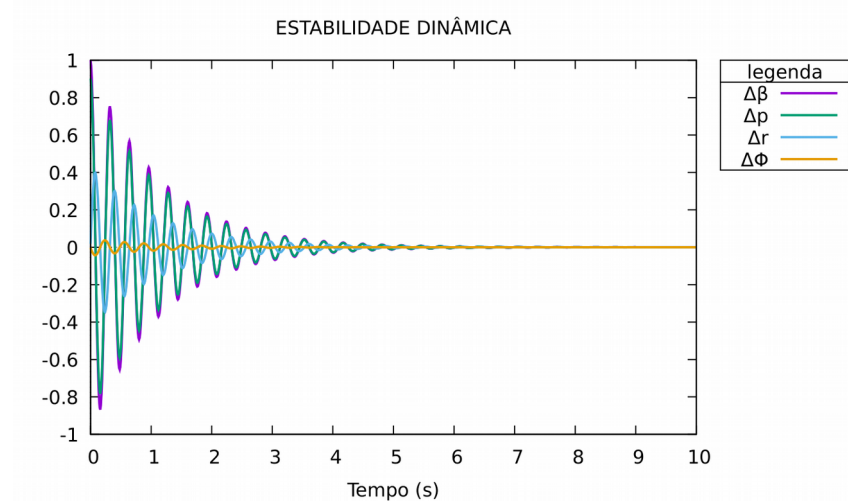
Figura 21: Polos látero-direcionais da aeronave 2018.



Fonte: Autoria própria.

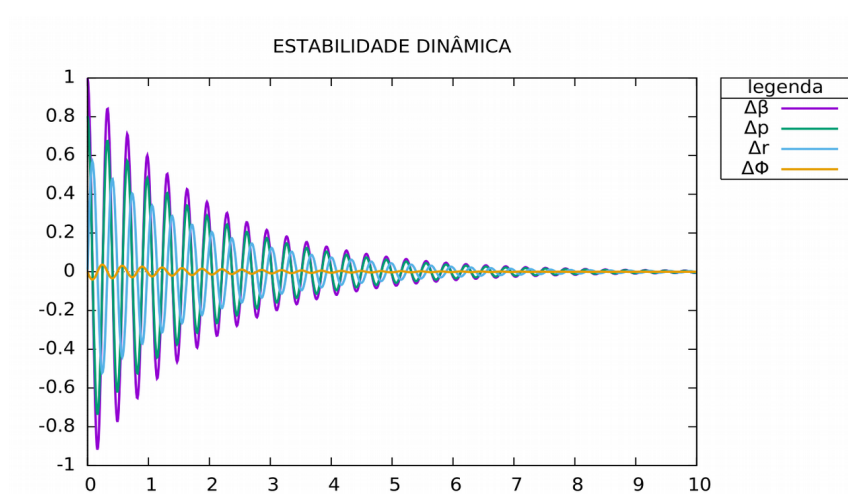
No modo látero-direcional de rolagem holandesa, a aeronave 2017 possui maior grau de amortecimento e apresenta retorno a posição inicial após cerca de 6 segundos, e redução para metade amplitude de oscilação inicial do ângulo de derrapagem em cerca de 0,8 segundos. Enquanto a aeronave 2018 leva cerca de 10 segundos para recuperação da posição inicial em aproximadamente 1 segundos para redução da amplitude do ângulo de derrapagem para metade. A oscilação dos modos de rolagem holandesa podem ser vistos nas Figuras 22 e 23.

Figura 22: Oscilação do modo de rolagem holandesa (*dutch roll*) da aeronave 2017.



Fonte: Autoria própria.

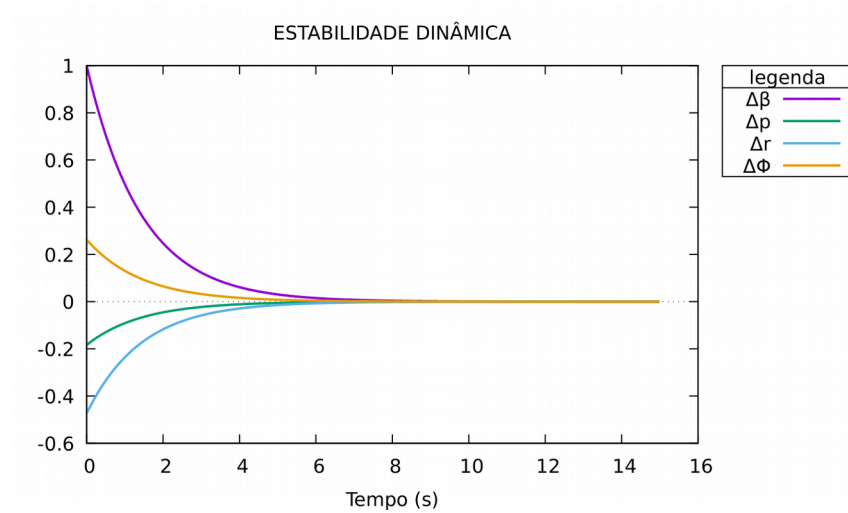
Figura 23: Oscilação do modo de rolagem holandesa (*dutch roll*) da aeronave 2018.



Fonte: Autoria própria.

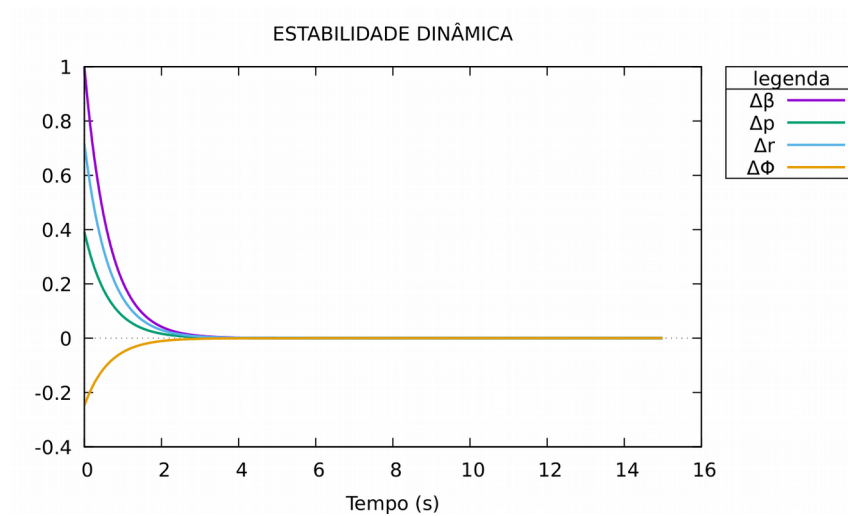
O modo látero-direcional de rolagem apresenta um movimento não oscilatório, e mostra que ambas as aeronaves possuem estabilidade nesse modo, e retorno a posição inicial em cerca de 4 segundos para a aeronave 2018, e 8 segundos para a aeronave 2017. O modo de rolagem é mostrado nas Figuras 24 e 25.

Figura 24: Modo látero-direcional de rolagem da aeronave 2017.



Fonte: Autoria própria.

Figura 25: Modo látero-direcional de rolagem da aeronave 2018.



Fonte: Autoria própria.

5 CONCLUSÕES E SUGESTÕES

A ideia para este trabalho surgiu no ano de 2018 na gerência de Estabilidade e Controle da Equipe Sol do Equador. Através das experiências e conversas obtidas na equipe ao longo de dois anos foi possível escrever o código computacional na linguagem de programação *Fortran 90*, de fácil uso e com resultados imediatos.

O objetivo principal do trabalho era o desenvolvimento do código para melhorar a análise de estabilidade da equipe, de forma a gerar um banco de dados com as análises e otimizar o tempo em busca dos parâmetros necessários para a aeronave alcançar o sucesso da missão, além de poder ser utilizado para melhorar a compreensão dos conceitos de estabilidade, e o impacto provocado pela variação dos parâmetros de entrada no resultado.

O programa executável estará disponível para uso irrestrito da equipe Sol do Equador, juntamente o código escrito em Fortran 90 para permitir futuras alterações necessárias. Devido à utilização do código se tratar de uma ferramenta utilizada no ambiente de competição, o código não foi apresentado neste trabalho.

O código desenvolvido foi aplicado as aeronaves 2017 e 2018 da equipe Sol do Equador, de forma a analisar a estabilidade estática e dinâmica das mesmas. O desenvolvimento do programa exigiu uma gama de conhecimentos, principalmente relacionados à Engenharia Aeronáutica. O projeto desenvolve-se de acordo com as necessidades de ampliar os conhecimentos da equipe e reunir a abordagem das principais bibliografias utilizadas no estudo de Estabilidade e Controle.

As aeronaves 2017 e 2018 mostram-se estaticamente estáveis, pois atingiram todos os critérios propostos pelas bibliografias analisadas. Na análise dinâmica, as aeronaves atenderam os critérios de estabilidade, exceto no modo espiral. Foram obtidos autovalores de 0,094423 para a aeronave 2017 e 0,14573 para a aeronave 2018 no modo espiral, valores reais positivos não atendem os critérios de estabilidade dinâmica, e portanto ambas são dinamicamente instáveis no modo espiral para a situação estudada. Isso se deve principalmente as restrições do regulamento da competição e deve ser contornado para futuras competições.

Como sugestão à equipe Sol do equador, sugere-se a utilização do código em aeronaves anteriores, em diversas condições de voo, para formar um banco de dados de todas as aeronaves já produzidas pela equipe, ponderando erros e

acertos, e utilizando esses dados como comparativo em aeronaves e relatórios futuros.

Para trabalhos futuros, sugere-se a implementação da análise dos parâmetros de Controle, e ainda a análise da dinâmica de controle da aeronave, permitindo analisar a influência das superfícies de controle na dinâmica da aeronave.

Como última sugestão, ferramentas semelhantes podem ser criadas em todas as gerências da equipe, em especial, aerodinâmica e desempenho, e então integradas em um único programa para uma análise completa das aeronaves projetadas.

REFERÊNCIAS

COOK, M. V. **Flight dynamics principles: A linear systems approach to aircraft stability and control**. 2. ed. Elsevier. Miami, 2007.

CORREIA NETO, R. N.; REIS JÚNIOR, J. L.; AMARAL, L. M.; VALE, F. S do L. Desenvolvimento de um código computacional para análise da estabilidade estática de aeronaves rádio-controladas. In: Semana Oficial da Engenharia e da Agronomia, 75, 2018, Alagoas. **Anais do CONTECC**. Maceió: CONFEA, 2018. p.5. Disponível em:<<http://www.confea.org.br/cgi/cgilua.exe/sys/start.htm?sid=1935>>. Acesso em: 29 set. 2018.

EMMERICK, M. C. **Estudo da Estabilidade dinâmica e controle da aeronave AF-X da equipe AeroFEG**, 2011, 48 f. Trabalho de graduação (Graduação em Engenharia Mecânica) – Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá, 2011.

EMMERICK, M. C.; ROSADO, V. O. G. Estabilidade dinâmica de uma aeronave rádio-controlada. **Revista Ciências Exatas**, São Paulo, v.23, n.2, p.18. 2017.

FAJER, M. **Sistemas de investigação de acidentes da aviação geral** – uma análise comparativa. 2009. 150 f. Dissertação (Mestrado em Saúde Pública) – Faculdade de Saúde Pública da USP, São Paulo, 2009.

FLORES, J. A. B. **Metodologia de projeto conceitual de aeronaves**. 2017. 150 f. Trabalho de conclusão de curso – Universidade Federal de Santa Catarina, Joinville, 2017.

GUDMUNDSSON, S. **General aviation aircraft design: Applied methods and procedures**. 1. ed. Estados Unidos: Elsevier, 2014.

NELSON, R. C. **Flight Stability and Automatic Control**. 2. ed. Estados Unidos: McGraw-Hill, 1998.

PERKINS, C. D.; HAGE, R. E. **Airplane performance, stability and control**. 1. ed. Wiley, 1949.

PIMENTEL, P. A. M.; DOS SANTOS, M. D.; KIELING, A. C.; DE QUEIROGA, S. L. M.; DE FREITAS, B. M. Parâmetros das superfícies de controle para estabilidade longitudinal estática de um protótipo de aerodesign rádio-controlado. In: Semana Oficial da Engenharia e da Agronomia 74, 2017, Pará. **Anais do CONTECC**. Belém: CONFEA, 2017. p.9. Disponível em:<<http://www.confea.org.br/cgi/cgilua.exe/sys/start.htm?sid=1900>>. Acesso em: 27 mai. 2018.

RAYMER, D. P. **Aircraft design: a conceptual approach**. 2. ed. American Institute of Aeronautics and Astronautics – AIAA. Washington, 1992.

RODRIGUES, L. E. M. J. **Fundamentos da engenharia aeronáutica com aplicações ao projeto SAE-Aerodesign: Estabilidade e Estruturas**. 1. ed. Salto/SP: www.engbrasil.eng.br, 2014.

_____. Modelo teórico para determinação dos critérios de estabilidade longitudinal estática. **Revista Eletrônica AeroDesign Magazine**, São Paulo, v.2, n.1, p.8. 2010. Disponível em: <http://www.engbrasil.eng.br/revista/v212010/artigos/artigo2v212010.pdf>>. Acesso em 27 mai. 2018.

NOVAES, A. L., SOUZA, A. L. Planos e Programas do Governo Federal na Indução ao Transporte Aéreo Regional e Desenvolvimento da Região Centro-Oeste do Brasil. **Revista Perspectiva Geográfica**, Paraná, v.11, n.15, p. 254-268. jul-dez. 2016. Disponível em: <http://e-revista.unioeste.br/index.php/pgeografica/article/view/16825/11300>>. Acesso em 11 jan. 2019.

SADRAEY, M. H. **Aircraft design: a systems engineering approach**. 1. ed. Wiley. United Kingdom, 2013.

SAE Brasil AeroDesign. Disponível em: <http://portal.saebrasil.org.br/programas-estudantis/sae-brasil-aerodesign>>. Acesso em 08 jan. 2019.

SILVA, L. A. da.; CAROTENUTO, A.; CASSOL, F. Análise de estabilidade e controle de uma aeronave rádio-controlada destinada ao transporte de carga. In: Semana Internacional de Engenharia e Economia FAHOR, 5, 2015, Horizontina. **Anais da SIEF**. Horizontina: FAHOR, 2015. p.10. Disponível em: <https://sites.google.com/a/fahor.com.br/sief2016/anais-da-5-sief>>. Acesso em 27 mai. 2018.

SILVA, W. R. **Modelagem, simulação e controle de um veículo aéreo não tripulado (VANT) de asa fixa**. 2015. 153 f. Trabalho de conclusão de curso – Universidade Federal de Santa Maria, Rio Grande do Sul, 2015.

SOUZA, C. de.; MIRANDA, F. S. A responsabilidade nos transportes aéreos de passageiros no Brasil (Aspectos que emergem do Código Civil e do Código de Defesa do Consumidor). **Revista Eletrônica, Direito, Justiça e Cidadania**, São Paulo, v.2, n.1, p.39. 2011. Disponível em: http://docs.uninove.br/arte/fac/publicacoes/pdfs/cintia_drt_20111.pdf>. Acesso em 27 set. 2018.

VIEIRA, L. S. **Projeto aerodinâmico-estrutural e de estabilidade de um Mini-VANT para imageamento giroestabilizado utilizando técnicas analíticas e numéricas no âmbito da chamada pública MCT/FINEP-CTAERO-VANT– 01/2009**. 2012. 96 f. Projeto de graduação – Universidade de Brasília, Brasília, 2012.

ANEXO A – EQUAÇÕES UTILIZADAS

Nesta seção estão presentes as equações utilizadas no código computacional. Nos Quadros A1 e A2 estão presentes as equações de estabilidade estática lateral. No Quadro A3 está presente as contribuições utilizadas para estabilidade estática longitudinal. Nos Quadros A4 e A5 estão presentes as equações utilizadas para estabilidade estática direcional.

Quadro A1: Equações de Perkins e Hage (1949) para estabilidade estática lateral.

CONTRIBUIÇÃO	VARIÁVEL	EQUAÇÃO
Asa	$C_{l_{\psi w}}$	$\frac{C_{l_{\psi}}}{\Gamma_w} \cdot \Gamma_w + \Delta C_{l_{\psi ts, w}}$
Asa-fuselagem	$C_{l_{\psi wf}}$	+0,0006 para asa alta
		0 para asa média
		-0,0008 para asa baixa
Estabilizador vertical	$C_{l_{\psi vt}}$	$C_{L_{\alpha vt}} \cdot \frac{S_{vt}}{S_w} \cdot \frac{z_{vt}}{b_w} \cdot \eta_{vt}$
Asa-Est. Vertical	$C_{l_{\psi w, vt}}$	-0,00016 para asa acima do EV
		0 para asa reta com EV
		+0,00016 para asa abaixo do EV

Fonte: Autoria própria.

Quadro A2: Equações de Raymer (1992) para estabilidade estática lateral.

CONTRIBUIÇÃO	VARIÁVEL	EQUAÇÃO
Asa (diedro)	$C_{l_{\beta \Gamma}}$	$-\frac{C_{L_{\alpha w}} \cdot \Gamma_w}{4} \cdot \frac{2 \cdot (1 + 2\lambda_w)}{3 \cdot (1 + \lambda_w)}$
Asa-Fuselagem	$C_{l_{\beta wf}}$	$-1,2 \cdot \frac{\sqrt{AR_w} \cdot z_w \cdot (h_{med, f} + w_{med, f})}{b_w^2}$
Asa (enflechamento)	$C_{l_{\beta w}}$	$\frac{C_{l_{\beta w}}}{C_L} \cdot C_{Lw}$

Fonte: Autoria própria.

Quadro A3: Equações de Nelson (1998) para estabilidade estática longitudinal.

CONTRIBUIÇÃO	VARIÁVEL	EQUAÇÃO
Asa	C_{m0w}	$C_{macw} + C_{L0w} \cdot \frac{x_{CG} - x_{AC}}{\bar{c}_w}$
	$C_{m\alpha w}$	$C_{L\alpha w} \cdot \frac{x_{CG} - x_{AC}}{\bar{c}_w}$
Estabilizador horizontal	C_{m0ht}	$C_{macht} \eta_{ht} \frac{S_{ht}}{S_w} - [C_{L0ht} + C_{L\alpha ht} \cdot (i_{ht} - i_w - \epsilon_0)] \eta_{ht} V_{ht}$
	$C_{m\alpha ht}$	$-\eta_{ht} V_{ht} C_{L\alpha ht} \cdot \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right)$
	V_{ht}	$\frac{x_{ht} \cdot S_{ht}}{\bar{c}_w \cdot S_w}$
	ϵ_0	$\frac{2 \cdot C_{L0w}}{\pi \cdot AR_w} \cdot \frac{180}{\pi}$
	$\frac{d\epsilon}{d\alpha}$	$\frac{2 \cdot C_{L\alpha w}}{\pi \cdot AR_w} \cdot \frac{180}{\pi}$

Fonte: Autoria própria.

Quadro A4: Equações de Nelson (1998) para estabilidade estática direcional.

CONTRIBUIÇÃO	VARIÁVEL	EQUAÇÃO
Asa-fuselagem	$C_{n\beta wf}$	$-k_n k_{Rl} \cdot \frac{S_{fs} l_{fs}}{S_w b_w}$
Estabilizador vertical	$C_{n\beta vt}$	$V_{vt} C_{L\alpha vt} \eta_{vt} \left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta}\right)$
	$\eta_v \left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta}\right)$	$0,724 + 3,06 \cdot \frac{S_{vt}/S_w}{1 + \cos(\Lambda_{c/4w})} + 0,4 \frac{z_w}{w_{max,f}} + 0,009 AR_w$
	V_{vt}	$\frac{x_{vt} \cdot S_{vt}}{b_w \cdot S_w}$

Fonte: Autoria própria.

Quadro A5: Equações de Perkins e Hage (1949) para estabilidade estática direcional.

CONTRIBUIÇÃO	VARIÁVEL	EQUAÇÃO
Asa	$C_{n\psi w}$	$-0,00006 \cdot \sqrt{\Lambda_{c/2}}$

Fuselagem	$C_{n\psi f}$	$\frac{0,96 \cdot K_{\beta}}{57,3} \cdot \frac{S_{fs}}{S_w} \cdot \frac{l_{fs}}{b_w} \cdot \left(\frac{h_{1/4,f}}{h_{3/4,f}} \right)^{1/2} \cdot \left(\frac{w_{3/4,f}}{w_{1/4,f}} \right)^{1/3}$
Asa-fuselagem	$C_{n\psi wf}$	-0,0002 para asa alta
		-0,0001 para asa média
		0,0000 para asa baixa
Propulsão	$C_{n\psi p}$	$1,5 \cdot \frac{\pi D_p^2 x_p N_p \cdot \frac{dC_{yp}}{d\psi}}{4 \cdot S_w b_w}$
Estabilizador vertical	$C_{n\psi vt}$	$-C_{L\alpha vt} \cdot \frac{S_{vt}}{S_w} \cdot \frac{x_{vt}}{b_w} \cdot \eta_{vt}$

Fonte: Autoria própria.

A.1 MATRIZ LONGITUDINAL

As Equações 1 e 2 apresentam o sistema de equações para o movimento longitudinal e lateral, respectivamente.

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{u} \\ \Delta \dot{w} \\ \Delta \dot{q} \\ \Delta \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \\ Z_u & Z_w & u_0 & 0 \\ M_u + M_{\dot{w}} Z_u & M_w + M_{\dot{w}} Z_w & M_q + M_{\dot{w}} u_0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta w \\ \Delta q \\ \Delta \theta \end{bmatrix} \quad \text{Equação 1}$$

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{\beta} \\ \Delta \dot{p} \\ \Delta \dot{r} \\ \Delta \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{Y_{\beta}}{u_0} & \frac{Y_p}{u_0} & -\left(1 - \frac{Y_r}{u_0}\right) & \frac{g}{u_0} \cos(\theta_0) \\ L_{\beta} & L_p & L_r & 0 \\ N_{\beta} & N_p & N_r & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \beta \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta \phi \end{bmatrix} \quad \text{Equação 2}$$

ANEXO B – DADOS DE ENTRADA

São mostrados nas Tabela A.1, Tabela A.2, Tabela A.3 e Tabela A.4, os dados de entrada utilizados no arquivo “EST_INPUT.txt” para as aeronaves 2017 e 2018 da equipe Sol do Equador.

Tabela A1: Dados dinâmicos.

GRANDEZA	AERONAVE	
	2017	2018
$\rho \text{ (kg/m}^3\text{)}$	1,2250	1,2250
$u_0 \text{ (m/s)}$	26,73	25,00
$m \text{ (kg)}$	13.63	5,20
$\theta_0 \text{ (graus)}$	0,0	0,0
$I_x \text{ (kg m}^2\text{)}$	0,1257	0,0622
$I_y \text{ (kg m}^2\text{)}$	0,2034	0,0116
$I_z \text{ (kg m}^2\text{)}$	0,2813	0,0585

Fonte: Acervo da equipe Sol do Equador.

Tabela A2: Coeficientes aerodinâmicos.

GRANDEZA	AERONAVE	
	2017	2018
$C_{L\alpha w} \text{ (graus}^{-1}\text{)}$	0,0867	0,09881
C_{L0w}	0,9723	0,6893
$C_{mac w}$	-0,3500	-0,3660
$C_{L\alpha vt} \text{ (graus}^{-1}\text{)}$	0,0271	0,0854
$C_{L\alpha ht} \text{ (graus}^{-1}\text{)}$	0,0663	0,07868
C_{L0ht}	-0,3895	0,0
$C_{mac ht}$	-0,1500	0,0

Fonte: Acervo da equipe Sol do Equador.

Tabela A3: Outros coeficientes e fatores.

GRANDEZA	AERONAVE	
	2017	2018
$\frac{C_{L\psi}}{\Gamma_w}$	0,0	0,0
$C_{l\psi ts, w} \text{ (graus}^{-1}\text{)}$	0,0002	0,0002
$\frac{C_{L\beta w}}{C_L}$	-0,04	-0,04
C_{D0}	0,023438073	0,023438073
η_{vt}	0,9	0,9
η_{ht}	0,9	0,9
k_n	0,0012	0,0012
k_{RI}	1,00	1,00
K_B	0,15	0,15
$\frac{dC_{\tilde{y}p}}{d\psi}$	0,00165	0,00165

Fonte: Acervo da equipe Sol do Equador.

Tabela A4: Ângulos.

GRANDEZA	AERONAVE	
	2017	2018
$\Gamma_w \text{ (graus)}$	0,0	0,0
$i_w \text{ (graus)}$	4,0	3,0
$\Lambda_w \text{ (graus)}$	0,0	0,0
$\lambda_w \text{ (graus)}$	0,8202	0,7419
$i_{ht} \text{ (graus)}$	0,0	-1,0

Fonte: Acervo da equipe Sol do Equador.

Tabela A5: Geométricos.

GRANDEZA	AERONAVE	
	2017	2018
$S_w \text{ (m}^2\text{)}$	0,6540	0,48
$b_w \text{ (m)}$	2,0	1,60

$x_{ACw} \text{ (m)}$	0,0827	0,074805
$MAC_w \text{ (m)}$	0,33097	0,29922
AR_w	6,1162	5,3333
$z_{vt} \text{ (m)}$	0,1500	0,1500
$S_{vt} \text{ (m}^2\text{)}$	0,0888	0,0350
$S_{ht} \text{ (m}^2\text{)}$	0,1400	0,1200
$S_{fs} \text{ (m}^2\text{)}$	0,0883	0,0883
$z_w \text{ (m)}$	0,0286	0,0286
$h_{14f} \text{ (m)}$	0,1410	0,1410
$h_{34f} \text{ (m)}$	0,0727	0,0727
$h_{medf} \text{ (m)}$	0,1210	0,1210
$w_{14f} \text{ (m)}$	0,1200	0,1200
$w_{34f} \text{ (m)}$	0,1200	0,1200
$w_{medf} \text{ (m)}$	0,1200	0,1200
$w_{maxf} \text{ (m)}$	0,1200	0,1200
$l_{fs} \text{ (m)}$	0,8670	0,8670
$D_p \text{ (m)}$	0,31115	0,31115
N_p	1	1
$x_p \text{ (m)}$	0,35074	0,35074
$x_{CG} \text{ (m)}$	0,0827	0,074805
$x_{ht} \text{ (m)}$	0,6956	0,7310
$x_{vt} \text{ (m)}$	0,4500	0,47662

Fonte: Acervo da equipe Sol do Equador.

APÊNDICE A – CAPTURAS DE TELA DOS RESULTADOS

Figura 26: Arquivo "EST. LAT. - PERKINS.txt".

ESTABILIDADE ESTÁTICA LATERAL METODOLOGIA: PERKINS	
INPUTs	
C 1ψ / Γ w	0.00
Γ w	0.00
ΔC 1ψ $t_{s,w}$	0.0002
S w	0.6540
b w	2.00
C λ v t	0.0271
S v t	0.0888
z v t	0.1500
η v t	0.90
OUTPUTs	
C 1ψ w	0.0002
C 1ψ w f	0.0006
C 1ψ v t	0.0002
C 1ψ w v t	0.0002
C 1ψ	0.0012

Fonte: Autoria própria.

Figura 27: Arquivo "EST. LAT. - RAYMER.txt".

ESTABILIDADE ESTÁTICA LATERAL METODOLOGIA: RAYMER	
INPUTs	
C λ w	0.0867
Γ w	0.00
λ w	0.8202
AR w	6.1162
z w	0.0286
h med f	0.1210
w med f	0.1200
b w	2.00
C 1β w / C L	-0.0400
OUTPUTs	
C 1β Γ	-0.0000
C 1β w f	-0.0051
C 1β λ	-0.0001
C 1β	-0.0052

Fonte: Autoria própria.

Figura 28: Arquivo "EST. LON. - NELSON.txt".

EST. LON. - NELSON - Bloco de notas

Arquivo Editar Formatar Exibir Ajuda

ESTABILIDADE ESTÁTICA LONGITUDINAL
METODOLOGIA: NELSON

INPUTs

C α w	0.0867
C $\emptyset$ w	0.9723
C mac w	-0.3500
c w	0.3310
x CG	0.0827
x AC	0.0827
C α ht	0.0663
C $\emptyset$ ht	-0.3895
C mac ht	-0.1500
η ht	0.90
S ht	0.1400
S w	0.6540
i w	4.00
i ht	0.00
x ht	0.6956
AR w	6.1162

OUTPUTs

ϵ $\emptyset$	5.7986
d ϵ /d α	0.5171
V ht	0.4499
C m α w	0.0000
C m $\emptyset$ w	-0.3500
C m α ht	-0.0130
C m $\emptyset$ ht	0.3919
α trim	3.2292

Fonte: Autoria própria.

Figura 29: Arquivo "EST. DIR. - PERKINS.txt".

ESTABILIDADE ESTÁTICA DIRECIONAL METODOLOGIA: PERKINS	
INPUTs	
Λw	0.00
$K \beta$	0.15
$S fs$	0.0883
$l fs$	0.8670
$S w$	0.6540
$b w$	2.00
$h 1/4f$	0.1200
$h 3/4f$	0.1200
$w 1/4f$	0.1200
$w 3/4f$	0.1200
D_p	0.3112
x_p	0.3507
N_p	1.00
$dCyp / d\psi$	0.0016
$C La vt$	0.0271
$S vt$	0.0888
$x vt$	0.4500
ηvt	0.9000
OUTPUTs	
$C n\psi w$	-0.0000
$C n\psi f$	0.0002
$C n\psi wf$	-0.0002
$C n\psi p$	0.0001
$C n\psi vt$	-0.0007

Fonte: Autoria própria.

Figura 30: Arquivo "EST. DIR. - NELSON.txt".

ESTABILIDADE ESTÁTICA DIRECIONAL METODOLOGIA: NELSON	
INPUTs	
$k n$	0.0012
$k Rl$	1.00
$S fs$	0.0883
$l fs$	0.8670
$S w$	0.6540
$b w$	2.0000
$C La vt$	0.0271
$x vt$	0.4500
$S vt$	0.0888
ηvt	0.90
Λw	0.00
$z w$	0.0286
$w max f$	0.1200
$AR w$	6.1162
OUTPUTs	
$V vt$	0.0306
$d\sigma / d\beta$	0.2024
$C n\beta wf$	-0.0001
$C n\beta vt$	0.0009
$C n\beta$	0.0008

Fonte: Autoria própria.

Figura 31: Arquivo "EST. EST. - GERAL.txt".

EST. EST. - GERAL - Bloco de notas			
Arquivo Editar Formatar Exibir Ajuda			
V ht		0.4499	
V vt		0.0306	
ÂNGULOS			
i ht		0.00	
GEOMÉTRICOS			
S vt		0.0888	
S ht		0.1400	
l fs		0.8670	
x vt		0.4500	
x ht		0.6956	
x CG		0.0827	
x p		0.3507	
z vt		0.1500	
+-----+-----+-----+-----+			
ESTABILIDADE LATERAL:			
PERKINS			
C $l\psi$	0.0012		ESTÁVEL!
RAYMER			
C $l\beta$	-0.0052		ESTÁVEL!
+-----+-----+-----+-----+			
ESTABILIDADE LONGITUDINAL:			
NELSON			
C $m\alpha$	-0.0130		ESTÁVEL!
C $m\theta$	0.0419		ESTÁVEL!
+-----+-----+-----+-----+			
ESTABILIDADE DIRECIONAL:			
NELSON			
C $n\beta$	0.0008		ESTÁVEL!
PERKINS			
C $n\psi$	-0.0007		ESTÁVEL!
+-----+-----+-----+-----+			

Fonte: Autoria própria.

Figura 32: Arquivo “EST. DIN. - LON NELSON.txt”.

EST. DIN. - LON NELSON - Bloco de notas

Arquivo Editar Formatar Exibir Ajuda

OUTPUTs

Q 437.6269
Mach 0.0768

COEFICIENTES ADIMENSIONAIS:

	X	Z	M
u	-0.0703	-1.9504	0.0000
α	0.9631	-0.1101	-0.0130
αp	0.0000	-0.0305	-0.0642
q	0.0000	-0.0591	-0.1241

COEFICIENTES DIMENSIONAIS:

	X	Z	M
u	-0.0552	-1.5322	0.0000
w	0.7566	-0.0865	-0.2259
w p	0.0000	-0.0001	-0.0069
α	0.0000	-2.3127	-6.0380
αp	0.0000	-0.0040	-0.1851
q	0.0000	-0.0077	-0.3579

Fonte: Autoria própria.

Figura 33: Arquivo “EST. DIN. - LON NELSON.txt” (continuação).

EST. DIN. - LON NELSON - Bloco de notas

Arquivo Editar Formatar Exibir Ajuda

αp	0.0000	-0.0040	-0.1851
q	0.0000	-0.0077	-0.3579

Autovalor(1) = (-3.0142E-01, 2.5723E+00 i)
Autovetor(1)
(-1.3527E-02, -1.6151E-01 i)
(9.8249E-01, -0.0000E+00 i)
(-8.6742E-03, 8.5290E-02 i)
(3.3098E-02, -5.0622E-04 i)

Autovalor(2) = (-3.0142E-01, -2.5723E+00 i)
Autovetor(2)
(-1.3527E-02, 1.6151E-01 i)
(9.8249E-01, 0.0000E+00 i)
(-8.6742E-03, -8.5290E-02 i)
(3.3098E-02, 5.0622E-04 i)

Autovalor(3) = (-4.0931E-02, 7.1017E-01 i)
Autovetor(3)
(9.7241E-01, 0.0000E+00 i)
(-9.8154E-02, 1.8408E-01 i)
(6.0462E-02, 2.9217E-03 i)
(-8.9911E-03, 8.4618E-02 i)

Autovalor(4) = (-4.0931E-02, -7.1017E-01 i)
Autovetor(4)
(9.7241E-01, -0.0000E+00 i)
(-9.8154E-02, -1.8408E-01 i)
(6.0462E-02, -2.9217E-03 i)
(-8.9911E-03, -8.4618E-02 i)

Fonte: Autoria própria.

Figura 34: Arquivo "EST. DIN. - LAT NELSON.txt".

EST. DIN. - LAT NELSON - Bloco de notas

Arquivo Editar Formatar Exibir Ajuda

OUTPUTs

Q 437.6269
Mach 0.0768

COEFICIENTES ADIMENSIONAIS:

	Y	N	L
β	-0.0040	0.0008	-0.0052
p	0.0000	-0.1215	-0.0137
r	0.0018	-0.0003	0.2432

COEFICIENTES DIMENSIONAIS:

	Y	N	L
β	-0.0836	1.6802	-23.5631
p	0.0000	-9.2524	-2.3402
r	0.0014	-0.0255	41.4341

Fone: Autoria própria.

Figura 35: Arquivo "EST. DIN. - LAT NELSON.txt" (continuação).

EST. DIN. - LAT NELSON - Bloco de notas

Arquivo Editar Formatar Exibir Ajuda

Autovalor(1) = (-8.8255E-01, 1.9579E+01 i)
Autovetor(1)
(-2.2607E-02, 2.0189E-03 i)
(9.0234E-01, 0.0000E+00 i)
(1.8888E-02, 4.2753E-01 i)
(-2.0733E-03, -4.5994E-02 i)

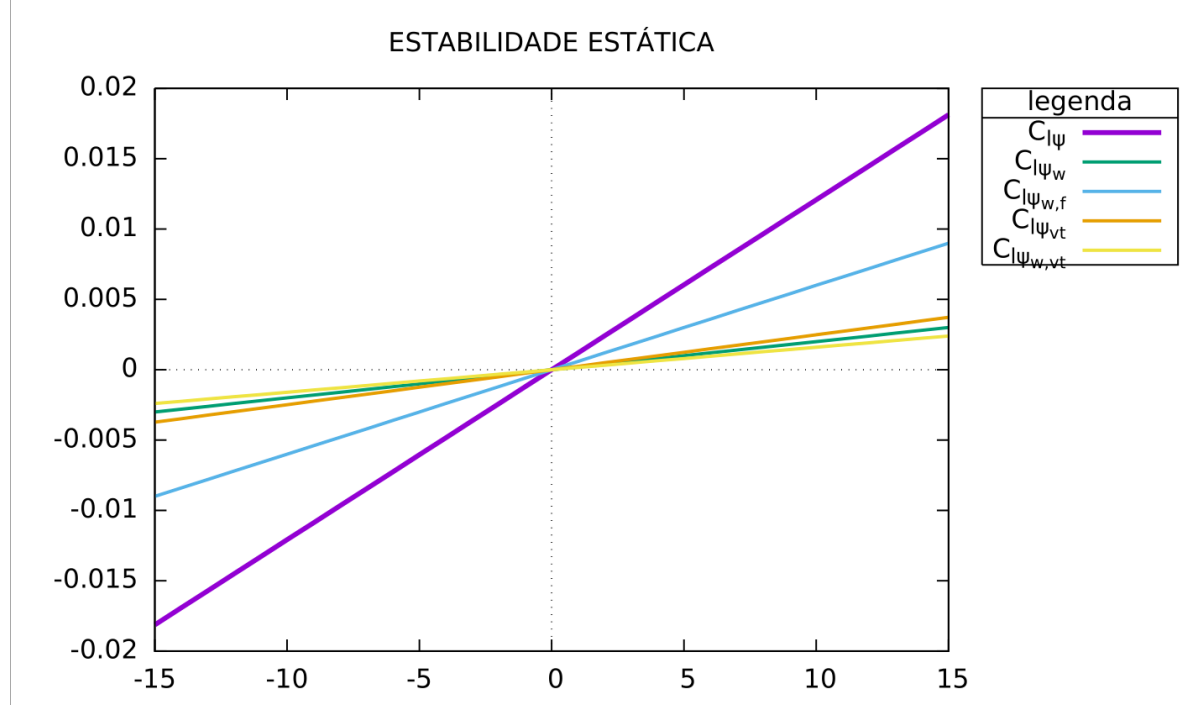
Autovalor(2) = (-8.8255E-01, -1.9579E+01 i)
Autovetor(2)
(-2.2607E-02, -2.0189E-03 i)
(9.0234E-01, -0.0000E+00 i)
(1.8888E-02, -4.2753E-01 i)
(-2.0733E-03, 4.5994E-02 i)

Autovalor(3) = -6.9814E-01
Autovetor(3)
-8.2030E-01
-1.8340E-01
-4.7377E-01
2.6270E-01

Autovalor(4) = 9.4423E-02
Autovetor(4)
4.5812E-01
7.9753E-02
2.6522E-01
8.4464E-01

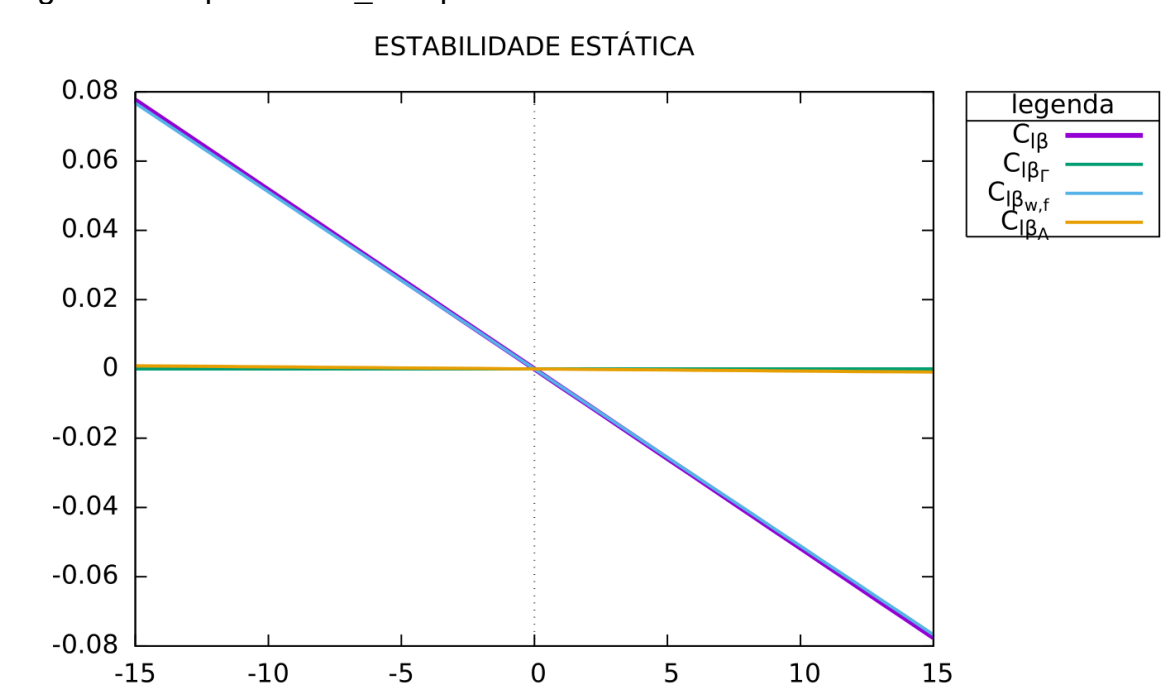
Fone: Autoria própria.

Figura 37: Arquivo "EXP_EST.pdf" - Parte 1.



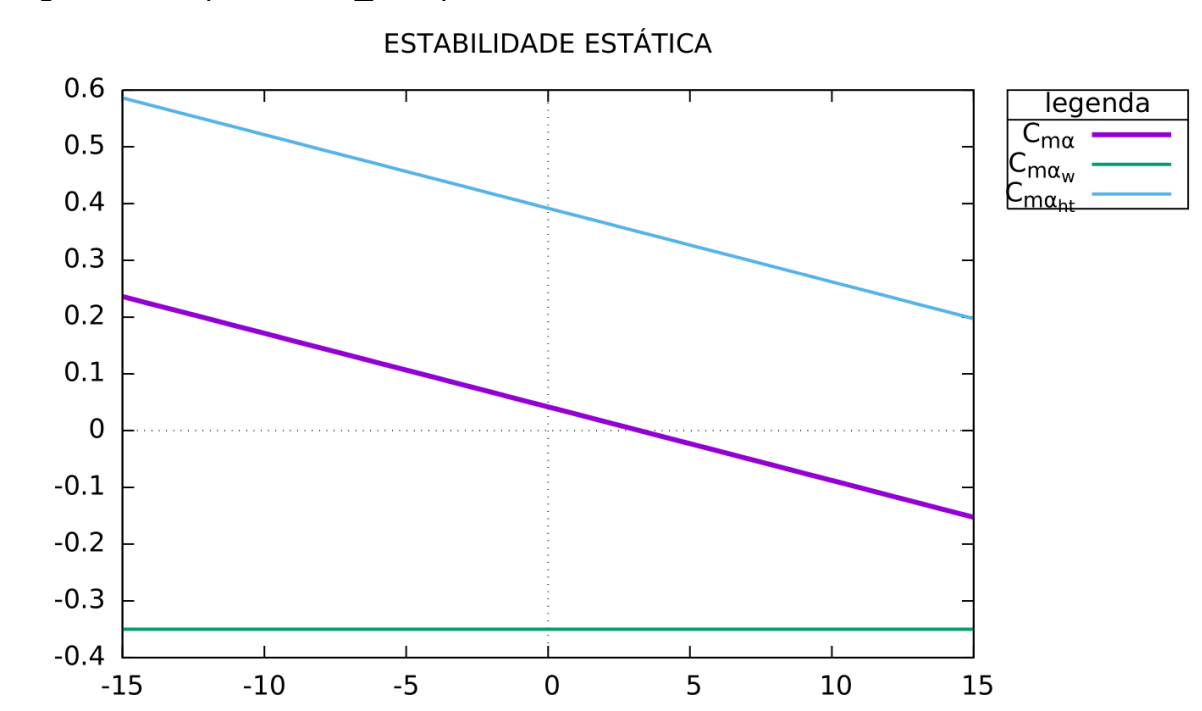
Fonte: Autoria própria.

Figura 38: Arquivo "EXP_EST.pdf" - Parte 2.



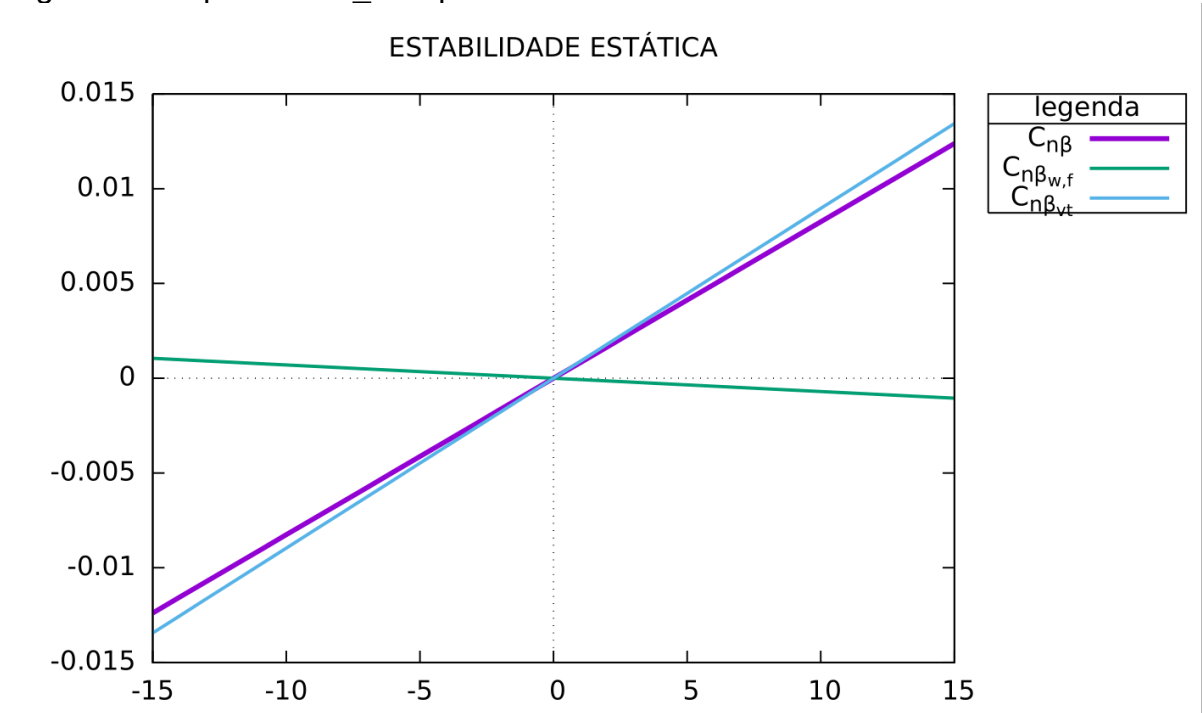
Fonte: Autoria própria.

Figura 39: Arquivo "EXP_EST.pdf" - Parte 3.



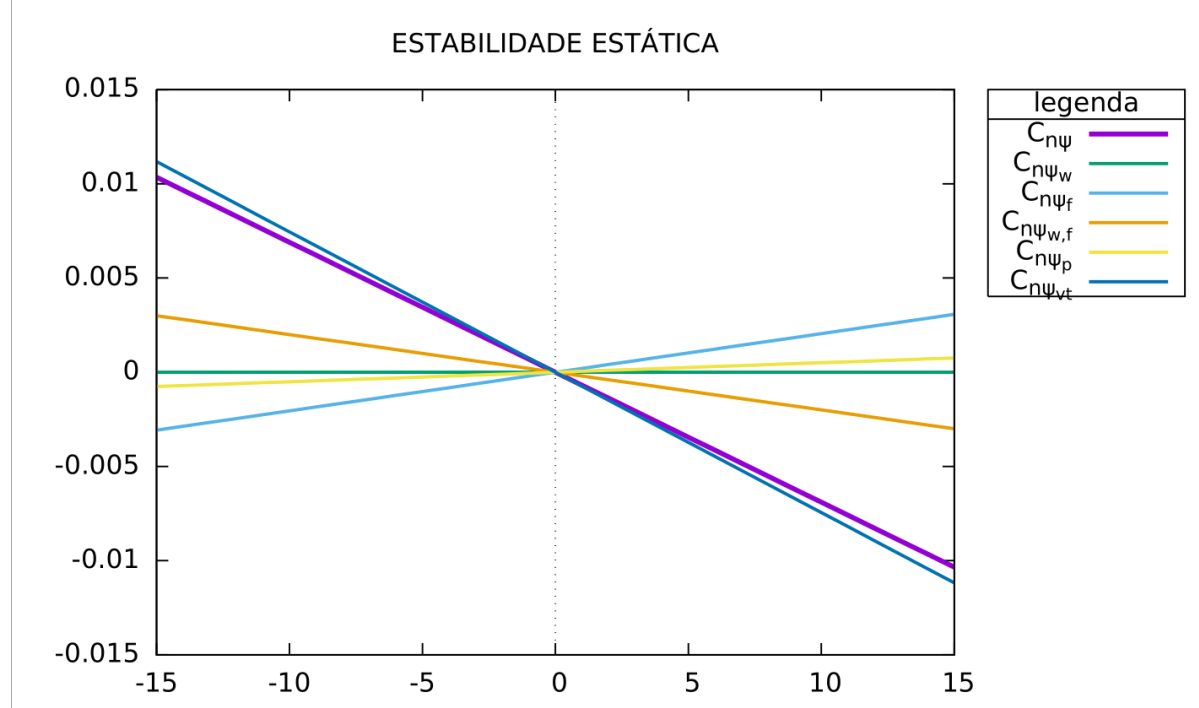
Fonte: Autoria própria.

Figura 40: Arquivo "EXP_EST.pdf" - Parte 4.



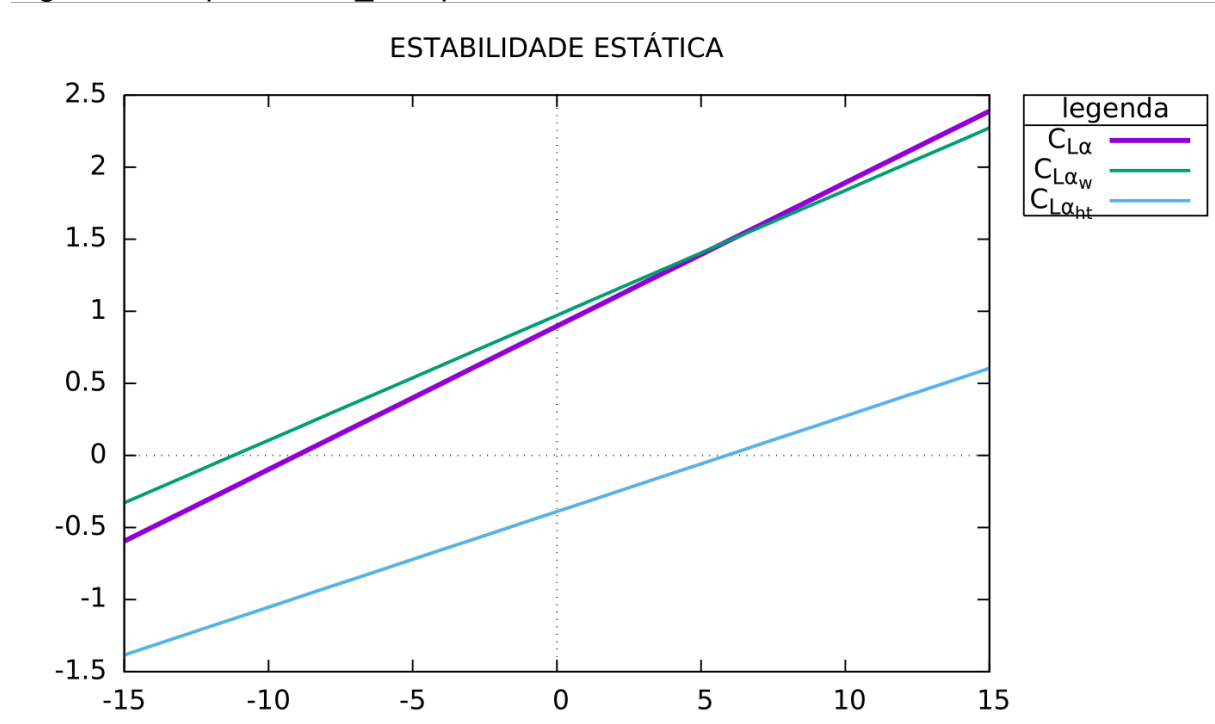
Fonte: Autoria própria.

Figura 41: Arquivo "EXP_EST.pdf" - Parte 5.



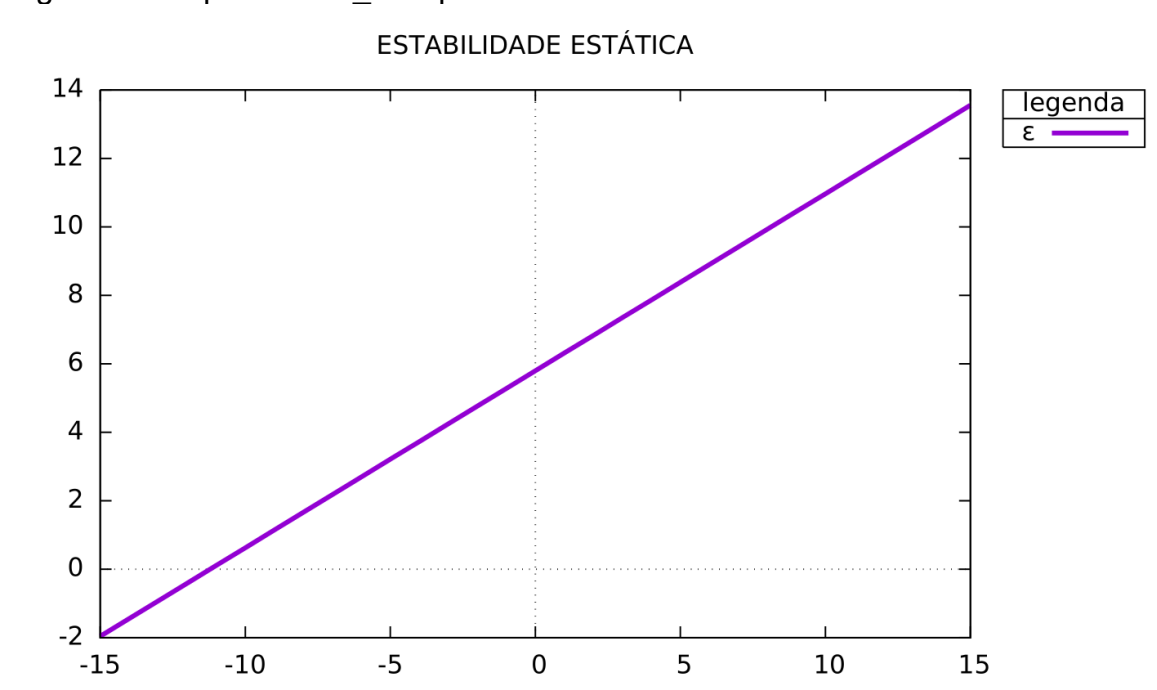
Fonte: Autoria própria.

Figura 42: Arquivo "EXP_EST.pdf" - Parte 6.



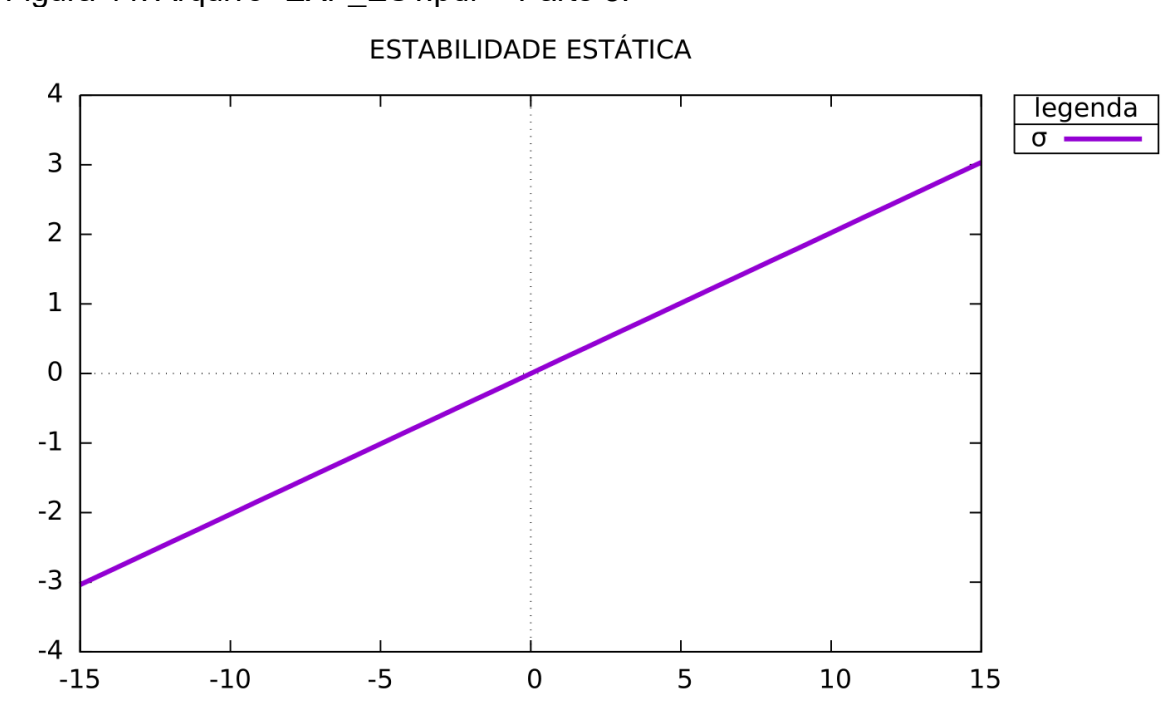
Fonte: Autoria própria.

Figura 43: Arquivo "EXP_EST.pdf" - Parte 7.



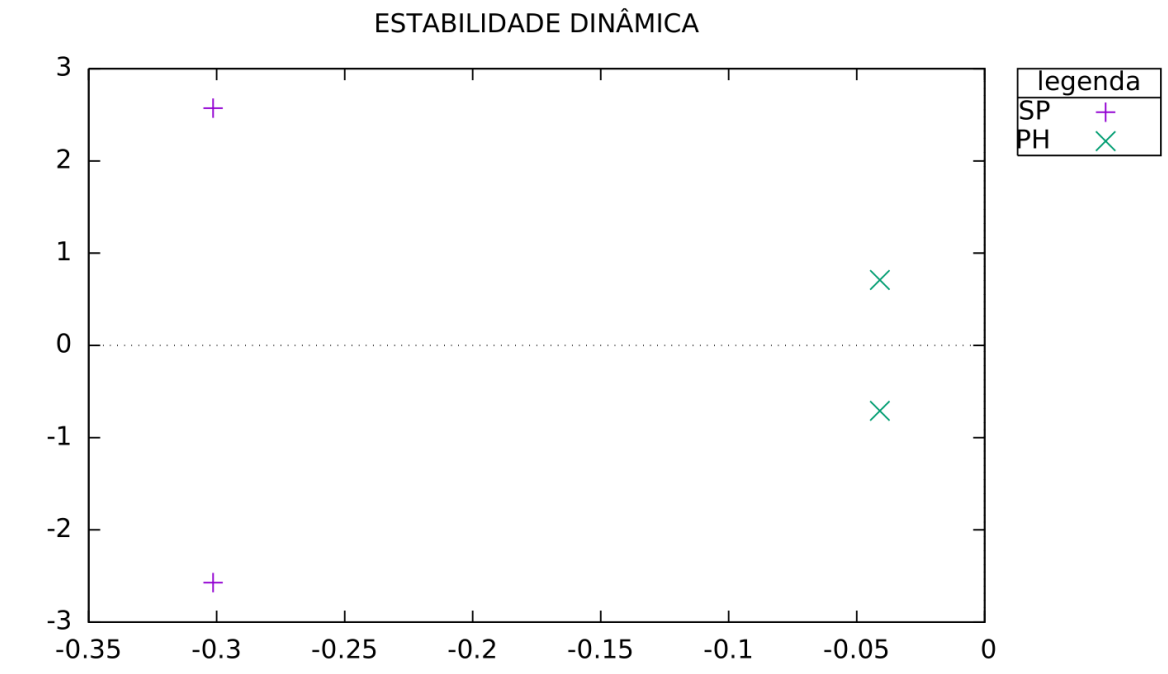
Fonte: Autoria própria.

Figura 44: Arquivo "EXP_EST.pdf" - Parte 8.



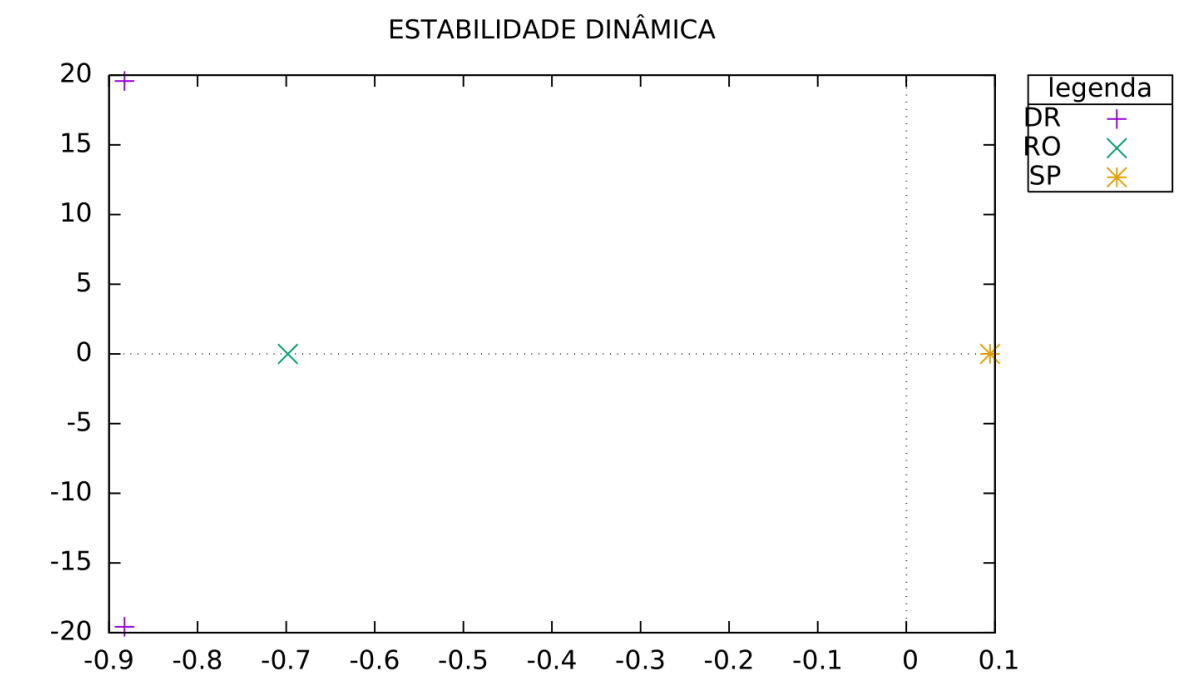
Fonte: Autoria própria.

Figura 45: Arquivo "EXP_DIN.pdf" - Parte 1.



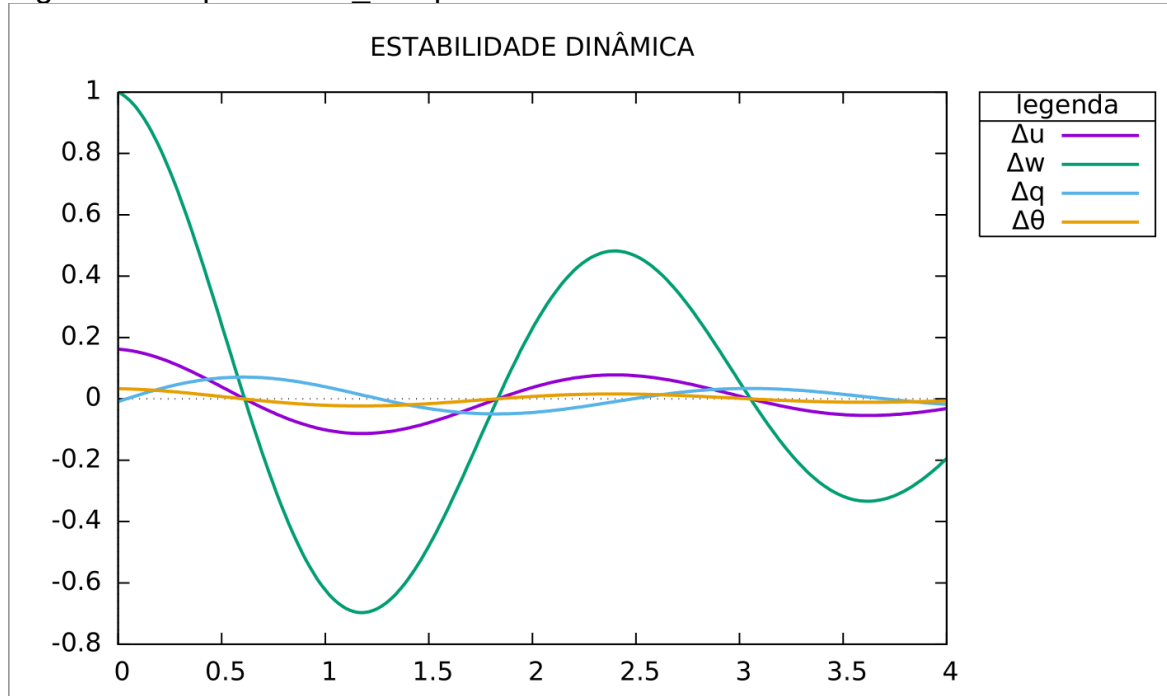
Fonte: Autoria própria.

Figura 46: Arquivo "EXP_DIN.pdf" - Parte 2.



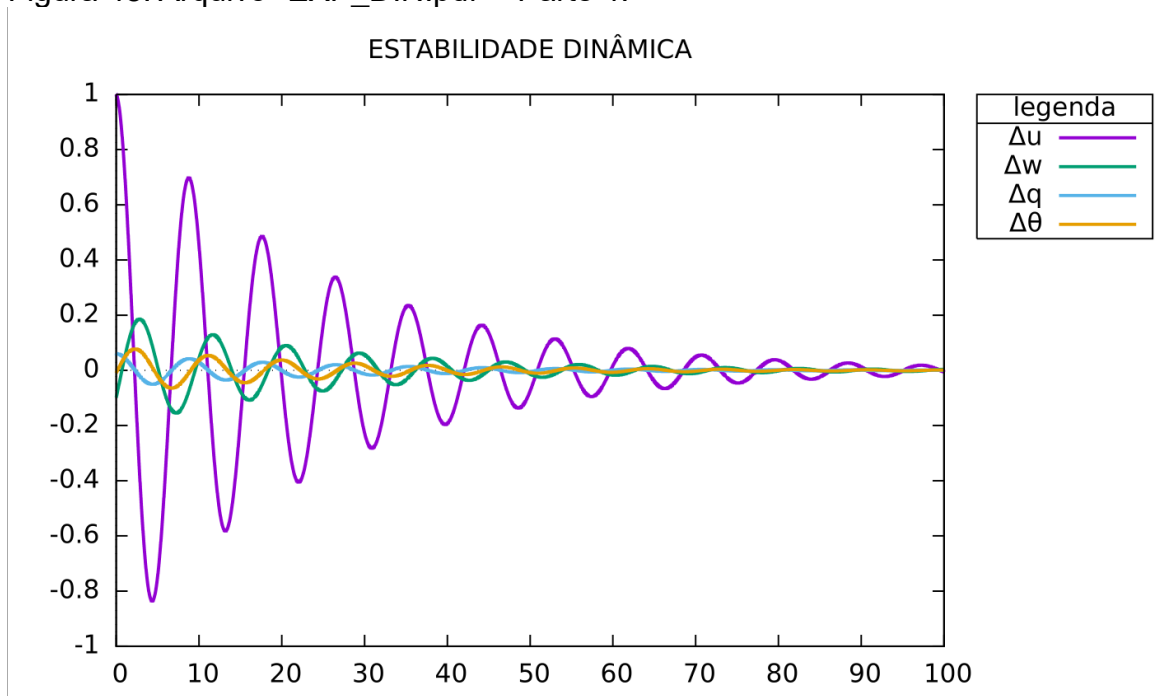
Fonte: Autoria própria.

Figura 47: Arquivo "EXP_DIN.pdf" - Parte 3.



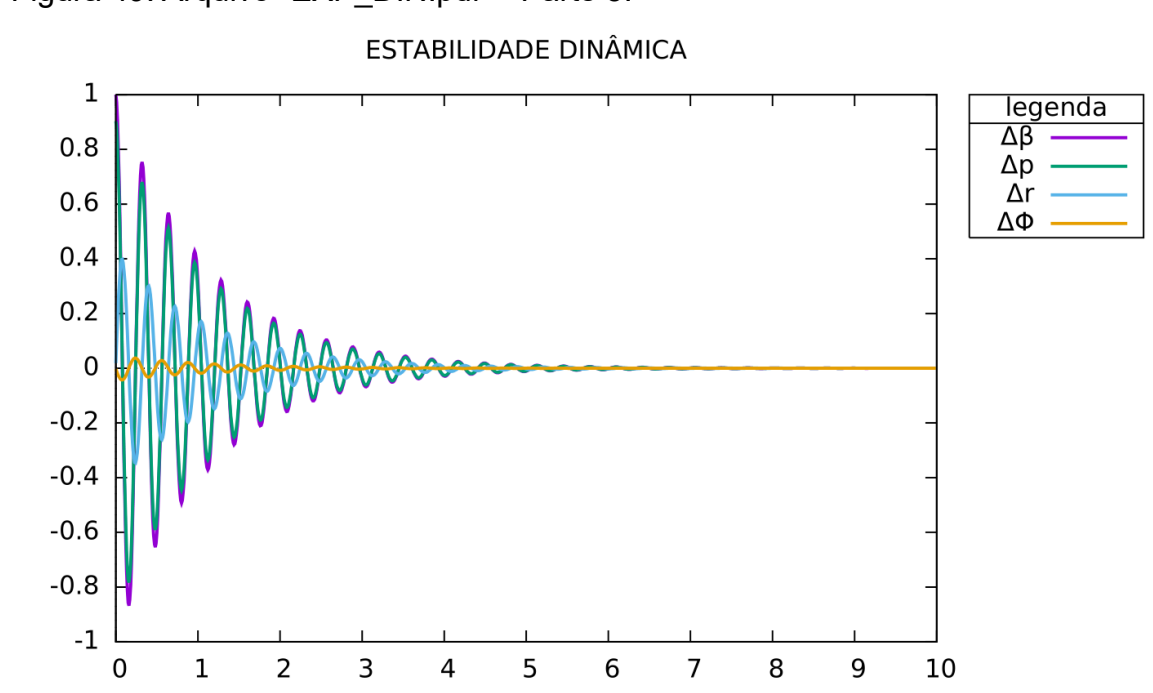
Fonte: Autoria própria.

Figura 48: Arquivo "EXP_DIN.pdf" - Parte 4.



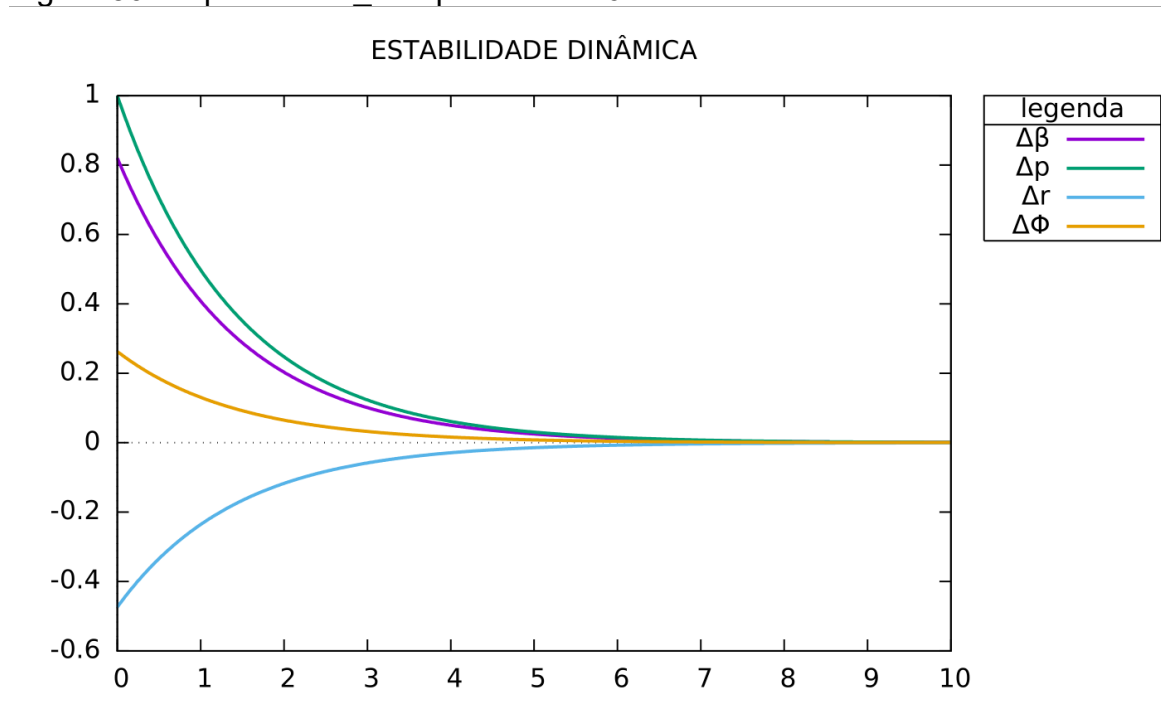
Fonte: Autoria própria.

Figura 49: Arquivo "EXP_DIN.pdf" - Parte 5.



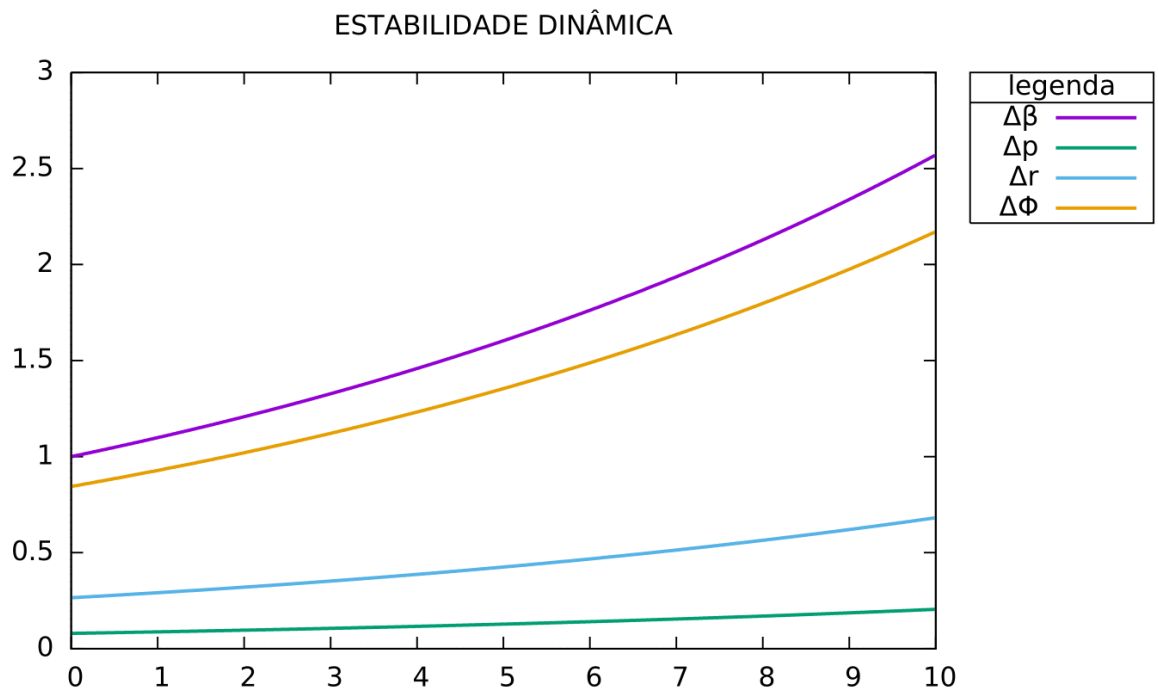
Fonte: Autoria própria.

Figura 50: Arquivo "EXP_DIN.pdf" - Parte 6.



Fonte: Autoria própria.

Figura 51: Arquivo "EXP_DIN.pdf" - Parte 7.



Fonte: Autoria própria.