WELLINGTON DA SILVA MATTOS

**AJUSTE DO MODELO MATEMÁTICO DE UMA
AERONAVE COM SISTEMA DE AUMENTO DE
ESTABILIDADE COM BASE EM ENSAIOS
EM TÚNEL DE VENTO**

Dissertação apresentada à Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São Paulo, como parte dos requisitos para a obtenção do Título de Mestre em Engenharia Mecânica.

ORIENTADOR: PROF. DR. PAULO CELSO GRECO JÚNIOR

São Carlos

2007

*A meus pais João e Maria
E a minha esposa Neide
dedico com muito amor
e carinho este Trabalho*

AGRADECIMENTOS

Agradeço primeiramente a Deus pela oportunidade e saúde para estudar e completar este curso.

Agradeço ao Professor Paulo Celso Greco Júnior pela orientação segura e amizade desenvolvida ao longo desse trabalho.

Aos todos os professores do Núcleo de Pesquisas em Aeronáutica pelo aprendizado, experiência transmitida e constante ajuda no decorrer deste curso.

Ao Professor Carlos Alberto Zuzzi (UFSCAR) pela grande amizade e receptividade em São Carlos.

À Coordenação do Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico (CNPq), pela bolsa de estudo concedida.

Aos colegas de ambos os Laboratórios LAE e LADINC, pela ajuda e bons momentos compartilhados.

Também agradeço aos funcionários do Departamento de Engenharia de Materiais, Aeronáutica e Automobilística pela boa e constante recepção e ajuda sempre que precisei.

E a todos que oraram e torceram pelo meu sucesso nesse Mestrado, também do fundo do coração agradeço grandemente pelo apoio.

“O coração do homem pode fazer muitos planos, mas a resposta certa dos lábios vem de Deus”. (Provérbios 16:1)

Bíblia Sagrada

RESUMO

Mattos, Wellington da Silva (2007). Ajuste do Modelo Matemático de uma Aeronave com Sistema de Aumento de Estabilidade com base em Ensaios em Túnel de Vento. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2007.

O presente trabalho descreve a aplicação de um método de ajuste de modelo, com base em resultados experimentais obtidos em túnel de vento, a uma aeronave com sistema de aumento de estabilidade longitudinal (LSAS). O estudo inclui uma revisão de métodos para ajuste de modelos, o desenvolvimento do modelo matemático da aeronave e uma descrição dos ensaios em túnel de vento da aeronave com o LSAS. O sistema automático de controle é composto de (1) Um sistema de aquisição de dados, que processa o sinal do sensor e envia um sinal de comando para o atuador; (2) Um potenciômetro, usado como sensor de ângulo de arfagem; e (3) Um servo motor, usado como atuador do canard. O modelo de aeronave é baseado no Grumman X-29, que tem asa de enflechamento negativo e canard. Sua margem de estabilidade estática pode ser ajustada mudando a posição do centro de rotação que, por sua vez, coincide com a posição do centro de gravidade da aeronave através de balanceamento do peso. O ajuste do modelo matemático do avião é conduzido, no ambiente Matlab / Simulink, com a modificação dos parâmetros das derivadas de estabilidade da aeronave, do filtro digital e da dinâmica do sensor e do atuador. O objetivo é obter uma correlação ótima entre resultados teóricos e experimentais. O método da análise da sensibilidade paramétrica é escolhido para o ajuste do modelo. Numa primeira fase do estudo, a comparação entre resultados experimentais e numéricos é feita com base nas frequências e razões de amortecimento da variação do ângulo de arfagem em resposta a uma entrada do tipo impulso de deflexão do canard. Numa segunda fase a comparação é baseada diretamente na resposta no tempo do ângulo de arfagem numérico e experimental para a mesma entrada impulso do canard. Três posições do centro de gravidade são analisadas, uma em que a aeronave é estaticamente estável e duas em que ela é instável. Os resultados mostram grande variação dos parâmetros ajustados indicando a necessidade de aperfeiçoamento na implementação da metodologia utilizada.

Palavras-chave: Sistema de Aumento de Estabilidade, Análise de Sensibilidade Paramétrica, Sistemas de Controle de Vôo.

ABSTRACT

Mattos, Wellington da Silva (2007). Adjustment of an Aircraft Mathematical Model with Stability Augmentation System based on Wind Tunnel Analysis. M.Sc. Dissertation – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2007.

The present work describes the application of a model updating method, based on experimental wind tunnel data to an aircraft longitudinal stability augmentation system (LSAS). The study includes a revision of model updating methods, the development of the aircraft mathematical model and the description of a, previously conducted, aircraft LSAS wind tunnel testing. The LSAS is comprised by (1) A data acquisition system, which processes the sensor signal and sends the control command to the actuator; (2) A potentiometer, used as a pitch angle sensor; and (3) A servo motor, used to actuate canard deflection. The aircraft model is based on the Grumman X-29, which has canard and forward swept wing. Its static stability margin can be adjusted by changing the center of rotation position which, in turn, coincides with the aircraft center of gravity position through weight balance. The airplane mathematical model updating is carried out, in the Matlab/Simulink environment, by adjusting model parameters for aircraft stability derivatives, digital filter, sensor and servo dynamics. The objective is to obtain an optimal correlation between numerical and experimental results. The parametric sensitivity analysis method is chosen for model updating. In a first phase of the study the comparison between theoretical and experimental results is based on frequencies and damping ratios for aircraft pitch angle response to an impulse canard deflection input. In a second phase the comparison is based directly on experimental and numerical pitch angle time response to the same impulse canard deflection input. Three center of gravity positions are analyzed, one for which the aircraft is statically stable and two for which it is unstable. Results show large variations among adjusted parameters indicating the need for improvements in the implementation of the adopted methodology.

Keywords: Stability Augmentation System, Parametric Sensitivity Analysis and Flight Control Systems.

LISTA DE FIGURAS

Figura 2.1- Esquema de uma célula neuronal humana.....	8
Figura 2.2- Esquema de um neurônio artificial (CÉREBRO & MENTE, 1998).....	8
Figura 2.3- Exemplo de uma Rede Neural Artificial organizada em camadas com duas entradas e uma saída.....	9
Figura 2.4- Exemplo de diagrama de Tornado (MOURA DA SILVA, 2005).....	28
Figura 2.5- Diagrama de Spiderplot para o caso da Eagle Airlines (MOURA DA SILVA, 2005).....	29
Figura 2.6- Sistema de Aumento de Estabilidade para amortecedor de arfagem (STEVENSON, 1992).....	32
Figura 2.7- Formas primárias de oscilação longitudinal da aeronave (SOUZA, 1991).....	34
Figura 2.8- Divisão da componente de sustentação reduz o arrasto no momento da decolagem. (NASA DRYDEN, 2005).....	39
Figura 2.9- Comparativo da passagem do fluxo de ar em uma aeronave com asa de enflechamento negativo e positivo. (NASA DRYDEN, 2005).....	40
Figura 2.10- Três vistas do Grumman X-29. (GOOGLE IMAGENS).....	43
Figura 2.11- Exemplo de aeronaves com asas com enflechamento negativo. (1) Junkers Ju-287, (2) Heinkel He 162A-1, (3) MBB HFB 320 Hansa e (4) Sukhoi SU-47 Berkut.....	45
Figura 3.1- Túnel de vento de circuito fechado LAE-2, utilizado no experimento (NPA-EESC).....	47
Figura 3.2- 4 vistas da aeronave modelo testada no túnel de vento (PEREIRA, 2005).....	50

Figura 3.3- Esquema do Ensaio Dinâmico montado no Laboratório de Dinâmica e Controle.....	55
Figura 3.4- Gerenciador dos dados de saída conforme o Programa Control Desk....	58
Figura 3.5-Diagrama de Blocos elaborado no Simulink e compilado no Control Desk para a realização da simulação do sistema de controle dinâmico.....	59
Figura 5.1-Eixos de rotação da aeronave.....	79
Figura 5.2- Esquema com a aeronave modelo acoplada a um sistema oscilatório com molas do Laboratório de Aeronaves.....	105
Figura 6.1- Diagrama de blocos do modelo computacional para a reprodução e análise das características de controle e estabilidade do modelo testado em túnel de vento, tendo incluído o Filtro utilizado para as posições de CG-2 e CG-3.....	129

LISTA DE FOTOGRAFIAS

Foto 3.1- Fixação do modelo no túnel de vento (Fonte: PEREIRA, 2005).....48

Foto 3.2- Dispositivo de fixação do modelo (rótula) (Fonte: PEREIRA, 2005).....49

Foto 3.3- Rasgo lateral para deslocamento do centro de gravidade da aeronave modelo em estudo.....51

Foto 3.4- Vista da aeronave modelo em escala baseada no Grumman X-29.....51

Foto 3.5- Foto da montagem do Experimento Dinâmico no Laboratório de Dinâmica e Controle do NPA.....60

Foto 3.6- Detalhe do Servo Motor, Potenciômetros, Servo Atuador, acoplador elástico e buchas.....61

Foto 3.7- Calibração do servo-atuador. Vista frontal (1) e vista posterior (2).....64

LISTA DE TABELAS

Tabela 1.1- Intervalos de valores estimados para as variáveis independentes.....	27
Tabela 2.1- Informações Técnicas sobre o Grumman X-29.....	42
Tabela 3.1- Dimensões da aeronave modelo.....	52
Tabela 3.2- Especificações técnicas dos componentes eletrônicos do sistema de controle	55
Tabela 6.1. Resultados da simulação para os parâmetros em malha aberta para a posição CG-601 mm.....	132
Tabela 6.2. Resultados da simulação para os parâmetros com ganhos $P=0,3$, $I=0,0$ e $D=0,01$ Amostra 2.....	134
Tabela 6.3. Resultados da simulação para os parâmetros com ganhos $P=0,3$, $I=0,0$ e $D=0,02$ Amostra 2	135
Tabela 6.4. Resultados da simulação para os parâmetros com ganhos $P=0,3$, $I=0,0$ e $D=0,03$ Amostra 1.....	136
Tabela 6.5. Resultados da simulação para os parâmetros com ganhos $P=0,3$, $I=0,0$ e $D=0,03$ Amostra 2.....	137
Tabela 6.6. Resultados da simulação para os parâmetros com ganhos $P=0,5$, $I=0,04$ e $D=0,04$ Amostra 2.....	138
Tabela 6.7. Resultados da simulação para os parâmetros com ganhos $P=11$, $I=0,0$ e $D=1,5$	140
Tabela 6.8. Resultados da simulação para os parâmetros com ganhos $P=11$, $I=1,2$ e $D=2,5$ Amostra 1.....	141
Tabela 6.9. Resultados da simulação para os parâmetros com ganhos $P=11$, $I=0,4$ e $D=3$ Amostra 1.....	142

Tabela 6.10. Resultados da simulação para os parâmetros com ganhos $P=13$, $I=1,2$ e $D=2,5$	143
Tabela 6.11. Resultados da simulação para os parâmetros com ganhos $P=13$, $I=1,6$ e $D=2,5$	144
Tabela 6.12. Resultados da simulação para os parâmetros com ganhos $P=15$, $I=0,0$ e $D=3,0$	145
Tabela 6.13. Resultados da simulação para os parâmetros com ganhos $P=15$, $I=0,8$ e $D=2,5$	146
Tabela 6.14. Resultados da simulação para os parâmetros com ganhos $P=15$, $I=1,6$ e $D=3,0$	147
Tabela 6.15. Resultados da simulação para os parâmetros com ganhos $P=12$, $I=0,0$ e $D=1,5$	148
Tabela 6.16. Resultados da simulação para os parâmetros com ganhos $P=12$, $I=1,2$ e $D=3$ Amostra 2.....	149
Tabela 6.17. Resultados da simulação para os parâmetros com ganhos $P=12$, $I=1,6$ e $D=3$ Amostra 2.....	150
Tabela 6.18. Resultados da simulação para os parâmetros com ganhos $P=13$, $I=0,8$ e $D=2,5$ Amostra 2	151
Tabela 6.19. Resultados da simulação para os parâmetros com ganhos $P=14$, $I=0,0$ e $D=3$ Amostra 1.....	152
Tabela 6.20. Resultados da simulação para os parâmetros com ganhos $P=14$, $I=0,0$ e $D=3$ Amostra 2.....	153
Tabela 6.21- Resultados da simulação para os parâmetros com ganhos $P=15$, $I=0,0$ e $D=2,5$ Amostra 2.....	154
Tabela 6.22- Resultados da simulação para os parâmetros com ganhos $P=15$, $I=0,8$ e $D=2$ Amostra 1.....	155

Tabela 6.23- Comparativo dos parâmetros obtidos matematicamente e dos resultados ajustados para as respectivas posições do centro de gravidade.....	157
---	-----

LISTA DE GRÁFICOS

Gráfico 6.1- Gráfico do Ângulo por Tempo para os Sinais de entrada, do encoder e do potenciômetro.....	116
Gráfico 6.2- Curvas comparativas das Atenuações e Fase (Teóricas e Experimentais) pela Frequência para o 1° servo-atuador testado antes do ajuste do modelo teórico (linha azul).....	120
Gráfico 6.3- Curvas comparativas das Atenuações e Fase (Teóricas e Experimentais) pela Frequência para o 2° servo-atuador antes do ajuste do modelo teórico (linha azul).....	121
Gráfico 6.4- Gráfico do Desvio Padrão para o 1° servo-atuador para se obter o valor da Frequência de ajuste.....	125
Gráfico 6.5- Curvas comparativas das Atenuações e Fase (Teóricas e Experimentais) pela Frequência para o 1° servo-atuador após do ajuste do modelo teórico (computacional).....	126
Gráfico 6.6- Gráfico do Desvio Padrão para o 2° servo-atuador para se obter o valor da Frequência de ajuste.....	127
Gráfico 6.7- Curvas comparativas das Atenuações e Fase (Teóricas e Experimentais) pela Frequência para o 2° servo-atuador após do ajuste do modelo teórico (computacional).....	128
Gráfico 6.8- Gráfico comparativo da curva experimental e do modelo computacional com ganhos $P=0,3$, $I=0,0$ e $D=0,02$	134
Gráfico 6.9- Gráfico comparativo da curva experimental e do modelo computacional com ganhos $P=0,3$, $I=0,0$ e $D=0,02$	135
Gráfico 6.10- Gráfico comparativo da curva experimental e do modelo computacional com ganhos $P=0,3$, $I=0,0$ e $D=0,03$	136

Gráfico 6.11- Gráfico comparativo da curva experimental e do modelo computacional com ganhos $P=0,3$, $I=0,0$ e $D=0,03$ Amostra 2.....	137
Gráfico 6.12- Gráfico comparativo da curva experimental e do modelo computacional com ganhos $P=0,5$, $I=0,04$ e $D=0,04$ Amostra 2.....	139
Gráfico 6.13- Gráfico comparativo da curva experimental e do modelo computacional com ganhos $P=11$, $I=0,0$ e $D=1,5$	140
Gráfico 6.14- Gráfico comparativo da curva experimental e do modelo computacional com ganhos $P=11$, $I=1,2$ e $D=2,5$ Amostra 1.....	141
Gráfico 6.15- Gráfico comparativo da curva experimental e do modelo computacional com ganhos $P=11$, $I=0,4$ e $D=3$ Amostra 1.....	142
Gráfico 6.16- Gráfico comparativo da curva experimental e do modelo computacional com ganhos $P=13$, $I=1,2$ e $D=2,5$	143
Gráfico 6.17- Gráfico comparativo da curva experimental e do modelo computacional com ganhos $P=13$, $I=1,6$ e $D=2,5$	144
Gráfico 6.18- Gráfico comparativo da curva experimental e do modelo computacional com ganhos $P=15$, $I=0,0$ e $D=3$	145
Gráfico 6.19- Gráfico comparativo da curva experimental e do modelo computacional com ganhos $P=15$, $I=0,8$ e $D=2,5$	146
Gráfico 6.20- Gráfico comparativo da curva experimental e do modelo computacional com ganhos $P=15$, $I=1,6$ e $D=3,0$	147
Gráfico 6.21- Gráfico comparativo da curva experimental e do modelo computacional com ganhos $P=12$, $I=0,0$ e $D=1,5$	148
Gráfico 6.22- Gráfico comparativo da curva experimental e do modelo computacional com ganhos $P=12$, $I=1,2$ e $D=3$ Amostra 2.....	149
Gráfico 6.23- Gráfico comparativo da curva experimental e do modelo computacional com ganhos $P=12$, $I=1,6$ e $D=3$ Amostra 2.....	150

Gráfico 6.24- Gráfico comparativo da curva experimental e do modelo computacional com ganhos $P=13$, $I=0,8$ e $D=2,5$ Amostra 2.....	151
Gráfico 6.25- Gráfico comparativo da curva experimental e do modelo computacional com ganhos $P=14$, $I=0,0$ e $D=3$ Amostra1	152
Gráfico 6.26- Gráfico comparativo da curva experimental e do modelo computacional com ganhos $P=14$ $I=0,0$ e $D=3$ Amostra 2.....	153
Gráfico 6.27- Gráfico comparativo da curva experimental e do modelo computacional com ganhos $P=15$, $I=0,0$ e $D=2,5$ Amostra 2.....	154
Gráfico 6.28- Gráfico comparativo da curva experimental e do modelo computacional com ganhos $P=15$, $I=0,8$ e $D=2$ Amostra 1.....	155

LISTA DE SIGLAS

AC	Aerodynamic Center
AG	Algoritmo Genético
BFGS	Broyden-Fletcher-Goldfarb-Shanno
CFD	Computational Fluid Dynamics
CG	Centro de Gravidade
FBW	Fly-By-Wire
FRF	Funções de Resposta em Frequência
FSW	Forward Swept Wing
GE	General Electric
HFB	Hamburger Flugzeugbau
LADINC	Laboratório de Dinâmica e Controle
LCD	Liquid Crystal Display
LP	Linear Programming
LSAS	Longitudinal Stability Augmentation System
MA	Método Analítico
MBB	Messerschmitt Bölkow Blohm
MDF	Método das Diferenças Finitas
MIT	Massachusetts Institute of Technology
MPH	Milhas por Hora
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NN	Neural Networks
NPA	Núcleo de Pesquisas em Aeronáutica

OPF	Optimal Power Flow
PCA	Propulsion Controlled Aircraft
PID	Proportional, Integral and Derivative
PNL	Programação Não Linear
PVC	PolyVinyl Chloride
PWM	Pulse Width Modulation
RMS	Root Mean Square
RSS	Relaxed Static Stability
SAS	Stability Augmentation System
SPFO	Sensibilidade Aplicada ao Fluxo de Potência Ótimo
TVC	Thrust Vectoring Control
UAM	Unidade de Aquisição de Medidas
VFC	Vortex Flux Control

LISTA DE SÍMBOLOS

a	inclinação da curva de sustentação da asa
AR	alongamento
A	amplitude
AR_w, AR_c, AR_t	alongamento da asa, canard e cauda vertical (deriva) respectivamente
b	envergadura
b_w, b_c	envergadura da asa e do canard respectivamente
B	fator de correção para enflechamento considerando efeitos de compressibilidade
B, B_c	amortecimento e amortecimento crítico
$\bar{c}$	corda média aerodinâmica da aeronave
$C_{Du}, C_{D\alpha}, C_{Dq}$	derivadas adimensionais do coeficiente de arrasto com a velocidade, com o ângulo de ataque e com a razão de arfagem respectivamente.
$C_{D\alpha'}, C_{D\delta\epsilon}$	derivadas adimensionais do coeficiente de arrasto com a razão de mudança do ângulo de ataque e com o ângulo do profundor
CG	centro de gravidade
C_L, C_D, C_M	coeficientes de sustentação, arrasto e de momento de arfagem respectivamente
C_{Lic}	derivada de sustentação devido ao ângulo do canard.
$C_{l\alpha}$	derivada adimensional bidimensional do coeficiente de sustentação com o ângulo de ataque ou inclinação da curva de sustentação
$C_{L\alpha'}$	derivada adimensional do coeficiente de sustentação com a razão de mudança do ângulo de ataque
$c_{l\alpha c}$	inclinação da curva de sustentação do aerofólio do canard
$C_{L\alpha}, C_{Lu}, C_{Lq}, C_{L\delta\epsilon}, C_{L\delta\epsilon}$	derivada adimensional do coeficiente de sustentação com o

	ângulo de ataque, com a velocidade, com a razão de arfagem e com o ângulo do profundor e canard respectivamente
C_{LaH}, C_{Lac}	derivada adimensional do coeficiente de sustentação com o ângulo de ataque do estabilizador horizontal e canard respectivamente.
C_{Law}, C_{LacwB}	derivada adimensional do coeficiente de sustentação com o ângulo de ataque em relação à asa e com relação à asa – fuselagem respectivamente.
$C_{M\alpha}, C_{Mq}, C_{M\dot{\alpha}}, C_{M\dot{\alpha}c}$	derivadas adimensionais do momento de arfagem com o ângulo de ataque e com a razão de arfagem e com o ângulo do profundor e canard respectivamente.
C_{Mqw}, C_{MqC}	derivadas adimensionais do momento de arfagem com a razão de arfagem para a asa e canard respectivamente
$C_{M\dot{\alpha}c}, C_{Mic}$	derivada adimensional do momento de arfagem com a deflexão do canard e derivada do momento de arfagem devido ao ângulo de incidência do canard (também chamada de força de controle do canard)
$C_{M\alpha_{FUS}}$	derivada adimensional do momento de arfagem com o ângulo de ataque em relação à fuselagem
$C_{M\alpha'}$	derivada adimensional do momento de arfagem com a razão de mudança do ângulo de ataque
$C_{M\theta}$	derivada adimensional do momento de arfagem com o ângulo de arfagem
C_{Mit}, C_{Mic}	derivadas adimensionais do momento de arfagem
$\bar{c}_w, \bar{c}_c, \bar{c}_t$	corda média aerodinâmica da asa, canard e deriva respectivamente
c_{wr}, c_{cr}, c_{tr}	corda da asa, canard e deriva na raiz
c_{wt}, c_{ct}, c_{tt}	corda da asa, canard e deriva na ponta
d	diâmetro da fuselagem
$\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$	razão de mudança no downwash com o ângulo de ataque da asa
F	fator de sustentação da fuselagem e parâmetro para estimar o efeito da fuselagem na posição do centro aerodinâmico

g	aceleração da gravidade
G	parâmetro para estimar o efeito da fuselagem na posição do centro aerodinâmico
h	altura da fuselagem e posição do cg, fração da corda média.
H_{cg}	altura do cg
h_n	ponto neutro da aeronave
I_X, I_Y, I_Z	momentos de inércia para os eixos X, Y e Z.
I_{YY}	momento de inércia da aeronave para o eixo em estudo (Y)
J	função objetivo
K	constante dos gases
k	inclinação da curva de sustentação para placa plana e igual a $2.\pi$
$K, k_\theta, k_q, k_\alpha$	ganhos do sistema de controle
k'	fator de correção que leva em consideração as não linearidades na deflexão em altos ângulos do canard
k_b	fator de envergadura do canard
K_f	fator empírico do momento de arfagem
k_w	constante de correção para contribuição da asa em amortecimento em arfagem
k_{wf}	fator de interferência asa – fuselagem
K_1, K_2	parâmetros para estimar o efeito da fuselagem na posição do centro aerodinâmico
L	comprimento da aeronave e comprimento da corda de oscilação da aeronave
L, M, N	momentos de rolagem, arfagem e guinada respectivamente.
L_f, W_f	comprimento e peso da fuselagem respectivamente
$L_{f-cr/4}$	distância da fuselagem do nariz da aeronave até $1/4$ da corda na raiz da asa

L_1	distância do ponto de apoio à ponta do nariz da aeronave
m, W	massa e peso da aeronave
ME	margem estática
M_q, M_u	derivadas dimensionais do momento de arfagem com a razão de velocidade angular e com a velocidade em X respectivamente
$M_{Tu}, M_{T\alpha}$	derivadas dimensionais do momento de arfagem devido ao empuxo e a velocidade e com o ângulo de ataque respectivamente
$M_{T\alpha'}$	derivada dimensional do momento de arfagem com a razão de mudança do ângulo de ataque
M_w	derivada dimensional do momento de arfagem com a velocidade em Z
$M_{\delta_e}, M_{\delta_c}$	derivadas dimensionais do momento de arfagem com a deflexão do profundor e canard respectivamente
M_θ, M_α	derivadas dimensionais do momento de arfagem e derivada dimensional do momento de arfagem com o ângulo de ataque
M_∞	número de mach
N	número de valores
P_{atm}	pressão atmosférica
p, q, r	razões de rolagem, arfagem e guinada respectivamente
$\bar{q}, q_\infty, Pd$	pressão dinâmica
q', u'	aceleração angular em arfagem e da velocidade
$\bar{q}_H, \bar{q}_c$	pressão dinâmica no estabilizador e canard respectivamente
R	constante dos gases
Re	número de Reynolds
$\bar{R}_Y$	raio de giro dimensional
S	área

S_A, S_r	área do aileron (flaperon) e leme de direção respectivamente
S_{exp}	área exposta
$S_{\text{exp}_W}, S_{\text{exp}_C}$	área exposta da asa e canard respectivamente
S_{ref}	área de referência
S_w, S_c, S_H, S_t	área total da asa, canard, estabilizador horizontal e deriva
$S_{\text{wint } f}, S_{\text{cint } f}$	área da asa coberta pela fuselagem, e área do canard coberta pela fuselagem.
u, w, v	velocidades de perturbação na direção X, na direção Z e velocidade de perturbação total da aeronave respectivamente.
$\bar{v}, V(U_1)$	velocidade molecular média e Velocidade da corrente livre (No túnel de vento)
$\bar{V}_H, \bar{V}_c$	coeficiente de volume do estabilizador horizontal e canard respectivamente
x, y, z	eixos de coordenadas da aeronave
X, Y, Z	forças de arrasto axial, lateral e normal de sustentação.
X_{ac_H}	posição do centro aerodinâmico no estabilizador horizontal
$\bar{X}_{ac_w}$	centro aerodinâmico da asa-fuselagem em termos de $\bar{c}$
X_c	distância do centro aerodinâmico do canard ao centro de gravidade da aeronave
$X_{cg}, X_{ac_W}, X_{ac_H}, X_{ac_C}$	posição do centro de gravidade, centro aerodinâmico da asa, estabilizador horizontal e canard respectivamente
$\bar{X}_{cg}, \bar{X}_{ac_W}, \bar{X}_{ac_H}, \bar{X}_{ac_C}$	posição do centro de gravidade, centro aerodinâmico da asa, estabilizador horizontal e canard respectivamente em termos de $\bar{c}$
X_{Hq}	distância do centro aerodinâmico do estabilizador horizontal ao centro de gravidade da aeronave
$\bar{X}_{np}, \bar{X}_{ac_A}$	posição do ponto neutro ou centro aerodinâmico da aeronave em termos de $\bar{c}$
X_u, X_w	derivadas dimensionais da força na direção X com a velocidade em X e em Z respectivamente

x_w	distância do centro de gravidade até $\frac{1}{4}$ da corda da asa
y_{mac}	localização da corda média aerodinâmica na envergadura
$Z_\alpha, Z_u, Z_w, Z_{\dot{\alpha}}$	variações dimensionais da força Zs com o ângulo de ataque, com a velocidade, com a velocidade angular e com o ângulo do canard respectivamente

Símbolos Gregos

$\alpha, \alpha_{\dot{\alpha}}$	ângulos de ataque da asa e do canard respectivamente
$\alpha'(\Delta\alpha'), \theta'(\Delta\theta')$	razão do ângulo de ataque e de arfagem
θ, β	ângulos de arfagem e de escorregamento respectivamente
β_c	efeito de compressibilidade (adotado)
$\delta_e(\alpha_F), \delta_c$	deflexões do profundor, canard respectivamente
ΔX_h	deslocamento na localização do centro aerodinâmico devido a fuselagem
κ	constante de mola
η	eficiência do aerofólio
η_H, η_c	razão da pressão dinâmica do estabilizador horizontal e canard respectivamente para a asa
$\Lambda_{c/2w}, \Lambda_{c/2C}, \Lambda_{c/2t}$	enflechamento da asa, canard e deriva na altura da semicorda (1/2) do aerofólio
$\Lambda_{c/4w}, \Lambda_{c/4C}, \Lambda_{c/4t}$	enflechamento da asa, canard e cauda a $\frac{1}{4}$ da corda do aerofólio
$\Lambda_{LEw}, \Lambda_{LEc}, \Lambda_{LEt}$	enflechamento da asa, canard e deriva respectivamente no bordo de ataque
$\lambda_w, \lambda_c, \lambda_t$	afilamento da asa, canard e deriva respectivamente
ρ	densidade do ar
$\partial\alpha_H, \partial\alpha_c, \partial\alpha_p$	variação do ângulo de ataque do profundor, do canard e do grupo motopropulsor.
$\lambda_w, \lambda_c, \lambda_t$	afilamento da asa, canard e deriva respectivamente

μ	coeficiente de viscosidade do fluido
μ, ω	multiplicadores de Lagrange
$\lambda_w, \lambda_c, \lambda_t$	afilamento da asa, canard e deriva respectivamente
ρ	densidade do ar
σ	ângulo de sidewash
ω, ω_n	frequência e frequência natural
ζ	razão de amortecimento

SUMÁRIO

RESUMO	v
ABSTRACT	vi
LISTA DE FIGURAS	vii
LISTA DE FOTOGRAFIAS	ix
LISTA DE TABELAS	x
LISTA DE GRÁFICOS	xiii
LISTA DE SIGLAS	xvi
LISTA DE SÍMBOLOS	xviii
1.INTRODUÇÃO	1
1.1.CONSIDERAÇÕES INICIAIS	1
1.2. OBJETIVO	3
1.3.ORGANIZAÇÃO DO TRABALHO	3
2. REVISÃO DA LITERATURA	5
2.1. REDES NEURAIS ARTIFICIAIS	5
2.1.1. O NEURÔNIO HUMANO	6
2.1.2. O NEURÔNIO ARTIFICIAL	8
2.1.3. A REDE NEURAL	9
2.1.4.O APRENDIZADO	11
2.2. ALGORITMO GENÉTICO	12
2.2.1.APLICAÇÕES DE ALGORITMOS GENÉTICOS	13
2.2.2.VANTAGENS DA UTILIZAÇÃO DE ALGORITMOS GENÉTICOS	15
2.3.O MÉTODO DE NEWTON RAPHSON	15
2.4. ANÁLISE DE SENSIBILIDADE PARAMÉTRICA	16
2.4.1. APLICAÇÕES DE ANÁLISE DE SENSIBILIDADE PARAMÉTRICA	25
2.5. SISTEMA DE AUMENTO DE ESTABILIDADE (SAS)	30
2.5.1. EXEMPLO DE APLICAÇÃO DE SISTEMA DE AUMENTO DE ESTABILIDADE	35
2.6. AERONAVE BASE PARA A ELABORAÇÃO DO MODELO ENSAIADO EM TÚNEL DE VENTO	37
2.6.1. INFORMAÇÕES GERAIS SOBRE O X-29	37
2.6.2.INFORMAÇÕES TÉCNICAS DO GRUMMAN X-29	42
2.6.3. HISTÓRIA DO PROGRAMA	43
3. DESCRIÇÃO DO EXPERIMENTO	46
3.1. O TÚNEL DE VENTO (LAE 2)	46
3.1.1. ENSAIO EXPERIMENTAL NO TÚNEL DE VENTO	47
3.2. A AERONAVE MODELO	49
3.3. ENSAIO DINÂMICO COM OS ATUADORES E SENSORES	53
3.3.1.MATERIAL DE APOIO PARA A EXECUÇÃO DO ENSAIO DINÂMICO EXPERIMENTAL	60
3.3.2.CALIBRAÇÃO DOS POTENCIÔMETROS	61
3.3.3.CALIBRAÇÃO DOS SERVO-ATUADORES	63
3.3.4.CONTROLADOR PROPORCIONAL INTEGRAL DERIVATIVO (PID)	65
3.3.5.MODULAÇÃO DE LARGURA DE PULSO (PWM)	65
3.3.6.FILTRO DO SISTEMA DE CONTROLE BUTTERWORTH	67

4. METODOLOGIA PARA APLICAÇÃO DA FERRAMENTA DE OTIMIZAÇÃO PARA A APROXIMAÇÃO DO MODELO COMPUTACIONAL COM O EXPERIMENTAL	70
4.1. PARÂMETROS DE AJUSTE EM MALHA ABERTA	77
4.2. PARÂMETROS DE AJUSTE EM MALHA FECHADA	77
5.ELABORAÇÃO DO MODELO MATEMÁTICO E COMPUTACIONAL	78
5.1. MODELO MATEMÁTICO	78
5.2. MODELO COMPUTACIONAL	113
6.APRESENTAÇÃO DOS RESULTADOS	115
6.1. COMPORTAMENTO DO POTENCIÔMETRO DO SERVO-MOTOR	115
6.2.COMPORTAMENTO DO SERVO-ATUADOR	117
6.2.1. OBTENÇÃO DA FUNÇÃO DE TRANSFERÊNCIA PARA O SERVO-ATUADOR	122
6.3.1. RESULTADOS PARA A SIMULAÇÃO EM MALHA ABERTA.....	131
6.3.2. RESULTADOS DE SIMULAÇÃO PARA MALHA FECHADA COM POSIÇÃO ESTÁVEL – CG- 601 MM.....	133
6.3.3. RESULTADOS DE SIMULAÇÃO PARA MALHA FECHADA COM A POSIÇÃO INSTÁVEL – CG-615 MM	139
6.4. DISCUSSÃO DOS RESULTADOS	157
7.CONCLUSÕES E SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS	168
7.1. CONCLUSÕES	168
7.2. SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS	173
REFERÊNCIAS.....	174
APÊNDICE A.....	180
ANEXO 1.....	190

1.INTRODUÇÃO

1.1.CONSIDERAÇÕES INICIAIS

O crescente desenvolvimento da tecnologia aeronáutica não pára. Em um século de história da aviação, o homem galgou passos nunca antes imaginados pela humanidade. Uma das áreas da Aeronáutica que mais tem se desenvolvido, principalmente a partir das três últimas décadas, foi a de sistemas de controle de voo.

A preocupação em proporcionar um voo mais seguro e melhores possibilidades de contornar situações indesejáveis de instabilidade fez com que pesquisadores aplicassem muitas horas de estudo no desenvolvimento de sistemas de controle de voo que proporcionassem respostas rápidas e seguras, resultando em estabilidade e controle da condição de voo. Dessa forma, a busca de melhores qualidades de manejo passa a ser um assunto interessante e tecnicamente desafiante para o qual grande quantidade de disciplinas de engenharia tem direcionado seus esforços e habilidades com o intuito de estabelecer projetos de sistemas de sucesso (FIELDING; COOK, 2000).

Os modernos sistemas de controle de voo automáticos (AFCS) trazem mais segurança e conforto a passageiros e tripulantes e maior prazer em voar, principalmente em pousos e decolagens, que são as fases mais críticas do voo.

Modernos sistemas de controle de voo como o “Fly-by-wire”, (que substituem componentes hidráulicos por elétricos ou em conjunto com hidráulicos), ajustam as forças e sensibilidades necessárias nos comandos. Isso acontece porque o sistema somente recebe o comando necessário para a manobra da aeronave, cancelando manejos do piloto que possam ir

além da capacidade estrutural da aeronave. Tal ação proporciona, assim, segurança e contribui para que sejam reduzidas as duras estatísticas de acidentes com aviões, principalmente com os de passageiros. Somado a isso, as telas de cristal líquido (LCD), substituem a excessiva quantidade de botões e mostradores dispostos antigamente na cabine de comando das aeronaves, facilitando a vida da tripulação, pois mostra de uma forma mais clara os comandos e a situação da aeronave em qualquer condição de voo. Além disso, os computadores executam “check-ups” que antes só poderiam ser feitos pela manutenção com a aeronave no chão.

Dentro dessa linha de pesquisa, estão os modernos sistemas de aumento de estabilidade que nada mais são do que sistemas de controle de voo que proporcionam melhor controle da aeronave por parte do piloto, principalmente em situações de instabilidade, que podem ser devido a intempéries como uma zona de turbulência. O sistema faz com que a aeronave volte a sua condição estável o mais rápido possível, proporcionando dessa forma um voo mais agradável.

O crescente uso também de redes neurais artificiais em sistemas de controle de voo colabora para que a tecnologia desses sistemas alcance índices de segurança de grande confiabilidade. As redes neurais adquirem conhecimento pela experiência, sendo treinadas para enfrentar situações de prováveis falhas, respondendo de forma efetiva a fim de contornar o eventual problema em voo.

Modernos métodos de otimização que buscam melhores resultados para os parâmetros em análise estrutural seja de um carro ou aeronave por exemplo, fornecem subsídios para se aprimorar projetos já em andamento, buscando a redução de custo e melhor confiabilidade dos mesmos, com o objetivo de buscar um valor ótimo para os parâmetros do projeto em estudo e direcionar novos projetos de forma mais rápida e com menor custo o que é essencial em engenharia.

1.2. OBJETIVO

Este trabalho tem por objetivo geral a utilização de técnicas de otimização para o ajuste dos parâmetros de um modelo matemático, usando resultados obtidos em ensaios em túnel de vento e o estudo de sistemas automáticos de controle de vôo em arfagem.

Os ensaios em túnel de vento utilizam um modelo de aeronave em que é incorporado um sistema automático de controle para aumento da estabilidade longitudinal. A configuração permite a variação da estabilidade estática longitudinal do modelo e dos parâmetros do sistema de controle.

A partir da comparação entre resultados obtidos dos experimentos e da simulação de um modelo matemático (computacional), pretende-se utilizar uma técnica de otimização que ajuste os vários parâmetros do modelo matemático de maneira a aproximar os resultados experimentais e numéricos. Entre os parâmetros a serem ajustados estão os parâmetros para a função de transferência do servo-atuador, momento de inércia e as derivadas de estabilidade longitudinal.

Existem vários métodos para o ajuste de modelos matemáticos como Redes Neurais, Algoritmos Genéticos e Análise de Sensibilidade Paramétrica. O estudo desses métodos é apresentado como forma de análise e como opção de aplicação em uma futura pesquisa para comparar os métodos de otimização e escolhida a Análise de Sensibilidade que é implementada e testada para o caso que foi estudado.

1.3. ORGANIZAÇÃO DO TRABALHO

Este capítulo descreve sucintamente a importância de sistemas de controle de vôo e algumas de suas várias aplicações, a base de estudo desse trabalho e informações gerais sobre o objetivo dessa pesquisa.

No capítulo 2 é descrito uma revisão das possíveis ferramentas de otimização para o ajuste do modelo computacional e exemplos de aplicação. Também é descrito informações sobre a aeronave base para o modelo ensaiado em túnel de vento.

No capítulo 3 descrevemos a realização do experimento em túnel de vento resumidamente com informações conforme Pereira (2005) e sua contribuição para essa pesquisa, além da descrição do ensaio dinâmico com sistema de controle.

No capítulo 4 é mostrado a metodologia de aplicação da ferramenta de otimização escolhida, no nosso caso a Análise de Sensibilidade para o ajuste do modelo matemático.

No capítulo 5 é descrito o desenvolvimento do modelo matemático com as respectivas derivadas de estabilidade e controle para aplicação desejada com o intuito de se obter as funções de transferência para as respectivas posições do centro de gravidade.

No capítulo 6 temos a apresentação dos resultados para o ensaio dinâmico experimental, função de transferência do servo-atuador e o ajuste do modelo matemático e comparação do resultado final computacional com o resultado experimental e mostra a discussão dos resultados obtidos para os parâmetros que foram variados para as simulações em ambiente computacional para cada respectiva posição do centro de gravidade, análise dos gráficos comparativos e aponta justificativas para o resultado.

E no capítulo 7 temos a conclusão da pesquisa e possibilidades de projetos futuros com base no trabalho que foi desenvolvido.

No final há as referências utilizadas nesse trabalho além dos resultados fornecidos pelo ensaio dinâmico para a construção dos gráficos das curvas de calibração dos potenciômetros e servo-atuadores e os respectivos gráficos.

2. REVISÃO DA LITERATURA

Neste tópico apresentamos possíveis ferramentas de otimização como Redes Neurais, Algoritmo Genético e Análise de Sensibilidade para aplicação do ajuste do modelo matemático. O estudo desses métodos é apresentado como forma de análise e como opção de aplicação em uma futura pesquisa até para comparação dos métodos de otimização. Depois é escolhida a Análise de Sensibilidade que é implementada e testada para o caso que foi estudado.

2.1. REDES NEURAIS ARTIFICIAIS

As Redes Neurais Artificiais foram desenvolvidas, originalmente, no início da década de 40, pelo neurofisiologista Warren McCulloch, do MIT, e pelo matemático Walter Pitts, da Universidade de Illinois (1943), ambos norte-americanos. Esses pesquisadores, dentro do espírito cibernético, fizeram uma analogia entre células nervosas vivas e o processo eletrônico num trabalho publicado sobre "neurônios formais". O trabalho consistia num modelo de resistores variáveis e amplificadores representando conexões sinápticas de um neurônio biológico.

Juntamente com eles, Hebb (1949) e Roseblatt (1958), também introduziram o primeiro modelo de redes neurais simulando “máquinas”: o modelo básico de rede de auto-

organização, e o modelo Perceptron de aprendizado supervisionado, respectivamente (POZO, 2005).

A partir da década 80, principalmente com trabalhos de Hopfield (1982), diversos modelos matemáticos de redes neurais artificiais têm surgido com o propósito de aperfeiçoar e aplicar esta tecnologia. Algumas destas propostas tendem a aperfeiçoar mecanismos internos da rede neural para aplicação tanto na indústria como aproximar de modelos biológicos originais.

Por definição, Redes neurais artificiais nada mais são do que técnicas computacionais que apresentam um modelo matemático inspirado na estrutura neural de organismos inteligentes e que adquirem conhecimento através da experiência. Uma grande rede neural artificial pode ter centenas ou milhares de unidades de processamento, comparado com o cérebro de um mamífero que pode ter muitos bilhões de neurônios (GONZAGA, 2001).

2.1.1. O NEURÔNIO HUMANO

O sistema nervoso humano é formado por um conjunto extremamente complexo de células que são os neurônios. Eles têm um papel essencial na determinação do funcionamento e comportamento do corpo humano e do raciocínio. Os neurônios são formados pelos dendritos, que são um conjunto de terminais de entrada, pelo corpo central, e pelos axônios que são longos terminais de saída.

Os neurônios se comunicam através de sinapses. A Sinapse é uma região onde dois neurônios entram em contato e através do qual os impulsos nervosos são transmitidos entre eles. Os impulsos recebidos por um neurônio A, em um determinado momento, são processados e, atingindo um dado limiar de ação, o neurônio A dispara, produzindo uma substância neurotransmissora que flui do corpo celular para o axônio, que pode estar

conectado a um dendrito de um outro neurônio B. O neurotransmissor pode diminuir ou aumentar a polaridade da membrana pós-sináptica, inibindo ou excitando a geração dos pulsos no neurônio B. Este processo depende de vários fatores, como a geometria da sinapse e o tipo de neurotransmissor.

Em média, cada neurônio forma entre mil e dez mil sinapses. O cérebro humano possui cerca de 10^{11} neurônios, e o número de sinapses é de mais de 10^{14} , possibilitando a formação de redes muito complexas (POZO, 2005).

O cérebro é tido como um processador altamente complexo e que realiza processamentos de maneira paralela. Para isso, ele organiza sua estrutura, ou seja, os neurônios, de forma que eles realizem o processamento necessário. Isso é feito numa velocidade extremamente alta e não existe qualquer computador no mundo capaz de realizar o que o cérebro humano faz.

Os principais componentes dos neurônios são 3 conforme Lopes (1978) e Homepage de Redes Neurais (2005):

- os dendritos que são vários filamentos curtos e que tem por função, receber os estímulos transmitidos pelos outros neurônios;
- o corpo celular do neurônio, onde fica o núcleo, que é responsável por coletar e combinar informações vindas de outros neurônios;
- e finalmente o axônio, que é um filamento longo e é responsável por transmitir os estímulos para outras células.

A seguir temos a constituição da célula nervosa.

Figura 2.1- Esquema de uma célula neuronal humana.

2.1.2. O NEURÔNIO ARTIFICIAL

O neurônio artificial é uma estrutura lógico-matemática que procura simular a forma, o comportamento e as funções de um neurônio biológico. Assim sendo, os dendritos foram substituídos por *entradas*, cujas ligações com o corpo celular artificial são realizadas através de elementos chamados de *peso* (simulando as sinapses). Os estímulos captados pelas entradas são processados pela *função de soma*, e o limiar de disparo do neurônio biológico foi substituído pela *função de transferência*.

Figura 2.2- Esquema de um neurônio artificial (CÉREBRO & MENTE, 1998)

2.1.3. A REDE NEURAL

Combinando diversos neurônios artificiais podemos formar o que é chamado de rede neural artificial. As entradas, simulando uma área de captação de estímulos, podem ser conectadas em muitos neurônios, resultando, assim, em uma série de saídas, onde cada neurônio representa uma (CÉREBRO & MENTE, 1998). Essas conexões, em comparação com o sistema biológico, representam o contato dos dendritos com outros neurônios, formando assim as sinapses. A função da conexão em si é tornar o sinal de saída de um neurônio em um sinal de entrada de outro, ou ainda, orientar o sinal de saída para o mundo externo (mundo real). As diferentes possibilidades de conexões entre as camadas de neurônios podem gerar n números de estruturas diferentes.

Figura 2.3- Exemplo de uma Rede Neural Artificial organizada em camadas com duas entradas e uma saída.

As variantes de uma rede neural são muitas, e combinando-as, podemos mudar a arquitetura conforme a necessidade da aplicação, ou ainda, conforme o gosto do projetista.

Basicamente, os itens que compõem uma rede neural e, portanto, sujeito a modificações, são baseados em camadas conforme McCulloch e Pitts (1943).

Usualmente as camadas são classificadas em três grupos:

- Camada de Entrada: onde os padrões são apresentados à rede;
- Camadas Intermediárias ou Escondidas: onde é feita a maior parte do processamento, através das conexões ponderadas; podem ser consideradas como extratoras de características;
- Camada de Saída: onde o resultado final é concluído e apresentado.

Uma rede neural artificial é composta por várias unidades de processamento, cujo funcionamento é bastante simples. Essas unidades, geralmente são conectadas por canais de comunicação que estão associados a determinado peso. As unidades fazem operações apenas sobre seus dados locais, que são entradas recebidas pelas suas conexões. O comportamento inteligente de uma Rede Neural Artificial vem das interações entre as unidades de processamento da rede.

A operação de uma unidade de processamento pode ser resumida da seguinte maneira (MC CULLOCH; PITTS, 1943):

- sinais são apresentados à entrada;
- cada sinal é multiplicado por um número, ou peso, que indica a sua influência na saída da unidade;
- a soma ponderada dos sinais realizada produz um nível de atividade;
- uma determinada resposta de saída é produzida pela unidade, caso este nível de atividade exceda certo limite (*threshold*).

A Rede Neural Artificial possui como características:

- são modelos adaptativos treináveis através da experiência;
- podem representar domínios complexos (não lineares);
- são capazes de generalização diante de informação incompleta;
- são sistemas robustos;
- são capazes de fazer armazenamento associativo de informações;
- processam informações Espaço / temporais;
- possuem grande paralelismo, o que lhe conferem rapidez de processamento.

A maioria dos modelos de redes neurais possui alguma regra de treinamento, na qual os pesos de suas conexões são ajustados de acordo com os padrões apresentados. Em outras palavras, elas aprendem através de exemplos.

Uma rede neural é especificada, principalmente, pela sua topologia, pelas características dos neurônios e pelas regras de treinamento.

2.1.4.O APRENDIZADO

O processo de aprendizagem das redes neurais é realizado quando ocorrem várias modificações significantes nas sinapses dos neurônios. Essas mudanças ocorrem de acordo com a ativação dos neurônios. Se determinadas conexões são mais usadas, estas são reforçadas enquanto que as demais são enfraquecidas. É por isso que quando uma rede neural artificial é implantada para uma determinada aplicação, é necessário um tempo para que esta seja treinada. Existem, basicamente, três tipos de aprendizado nas redes neurais artificiais:

- Aprendizado Supervisionado: a rede neural é treinada recebendo um conjunto de entradas padronizadas a fim de responder conforme o estímulo recebido;
- Aprendizado não-supervisionado: neste tipo, a rede neural fornece a resposta baseada na sua capacidade de se organizar. A rede trabalha os dados de forma a determinar algumas propriedades dos conjuntos de dados. A partir destas propriedades é que o aprendizado é constituído;
- Aprendizado por classificação: neste tipo ocorre uma “classificação” da saída podendo ser boa ou ruim, ajustando-se os pesos conforme este grau de análise.

2.2. ALGORITMO GENÉTICO

Algoritmos Genéticos são algoritmos ou modelos computacionais de busca paralela, estruturada e aleatória, baseados em mecanismos de seleção natural. É um procedimento de procura geral, pertencendo a um maior grupo de algoritmos que simulam o processo de evolução natural (AUSTIN; JACOBS, 2001). Fazem uso de paradigma genético e evolucionário. Os mesmos foram criados com o intuito de imitar alguns dos processos observados na evolução natural das espécies. (SANTA CATARINA; OPAZO; BACH, 2002).

Os algoritmos genéticos são o ramo mais conhecido da computação evolutiva (BITTENCOURT, 1998) e tiveram origem nos trabalhos de John Holland da Universidade de Michigan, EUA, em meados dos anos 60, que propôs a construção de um algoritmo matemático para otimização em sistemas complexos vindo a ser denominado algoritmo genético.

Sua função é transformar uma população de indivíduos, cada um com um valor associado de adaptabilidade, chamado de aptidão, numa nova geração de indivíduos usando

os princípios darwinianos de reprodução e sobrevivência dos mais aptos, pela aplicação de operações genéticas tais como mutação e recombinação (SILVA BORGES, 2002).

A partir dos anos 80, o algoritmo genético recebeu um grande impulso em diversas áreas de aplicação científica, devido principalmente à versatilidade e excelentes resultados apresentados. A popularização dos computadores e o aparecimento de sistemas computacionais cada vez mais rápidos e potentes, também auxiliaram muito o seu desenvolvimento. O algoritmo genético tem sido aplicado nas mais variadas áreas, podendo-se destacar sua utilização em: processamento de imagem; modelagem e identificação de sistemas; filtros para cancelamento de ruídos; robótica e seleção de parâmetros de redes neurais.

Mais recentemente, o algoritmo genético começou a ser utilizado em química, uma vez que nesta área problemas complexos de otimização também são normalmente encontrados. As aplicações deste algoritmo cresceram muito nos últimos anos, principalmente devido às vantagens que este apresenta quando comparado a outros métodos de otimização.

2.2.1.APLICAÇÕES DE ALGORITMOS GENÉTICOS

Os AG's possuem uma larga aplicação em muitas áreas científicas, entre as quais podem ser destacadas:

→ síntese de circuitos analógicos: para uma certa entrada e uma saída desejada, como no caso da tensão. O AG gera a topologia, o tipo e o valor dos componentes do circuito;

- síntese de protocolos: determinação de quais funções do protocolo devem ser implementadas em hardware e quais devem ser implementadas em software para que um certo desempenho seja alcançado;
- programação genética: gera a listagem de um programa, numa determinada linguagem especificada, para que um determinado conjunto de dados de entrada forneça uma saída desejada;
- gerenciamento de redes: supervisão do tráfego nos links e das filas nos "buffers" de roteadores para descobrir rotas ótimas e para reconfigurar as rotas existentes no caso de falha de algum link;
- computação evolutiva: gera programas que se adaptam a mudanças no sistema ao longo do tempo;
- otimização evolutiva multi-critério: otimização de funções com múltiplos objetivos que sejam conflitantes;
- problemas de otimização complexos: problemas com muitas variáveis e espaços de soluções de dimensões elevadas. Ex: problema do caixeiro viajante, gerenciamento de carteiras de fundos de investimento;
- ciências biológicas: modela processos biológicos para o entendimento do comportamento de estruturas genéticas;
- autômatos auto-programáveis (MIRANDA, 2004).

2.2.2.VANTAGENS DA UTILIZAÇÃO DE ALGORITMOS GENÉTICOS

Como principais vantagens podem-se destacar:

- não requer informações sobre o gradiente da superfície de resposta;
- eventuais descontinuidades da superfície de resposta não afetam o desempenho da otimização;
- a presença de mínimos locais não reduzem a eficiência do algoritmo;
- o desempenho do algoritmo tem apresentado excelentes resultados para problemas de otimização de grande escala. (UNICAMP, 2004)

2.3.O MÉTODO DE NEWTON RAPHSON

O Método de Newton Raphson é um tipo de ferramenta de Programação Matemática (PM) bastante utilizado na solução de problemas de otimização sem restrições. A idéia básica do método é fazer uma expansão da função objetivo em série de Taylor até a segunda ordem (PARENTE JR, 2000):

$$f(x_0 + d) = f(x_0) + d'.g + \frac{1}{2} d'.H.d$$

Nota-se que a expressão acima é função apenas de d , uma vez que o ponto x_0 é conhecido. A minimização da expressão é feita aplicando-se a condição necessária de 1ª ordem:

$$\nabla f(x_0 + d) = g + H.d = 0$$

Se H não for singular, então esta equação permite a determinação da direção de busca d :

$$d = -H^{-1}.g$$

Além disso, se H for uma matriz positiva definida, então d é uma direção de decréscimo, pois,

$$g^t.d = -g^t.H^{-1}.g < 0$$

O Método de Newton é muito eficiente, pois possui convergência quadrática. No entanto em um grande número de problemas reais, o cálculo da Hessiana a cada iteração é um processo bastante complexo e computacionalmente caro, dificultando a sua aplicação.

Os métodos Quase-Newton surgiram para resolver esse problema sem perder as propriedades de convergência do Método de Newton. Nesses métodos, uma aproximação da matriz Hessiana (ou de sua inversa) é construída a partir de valores dos gradientes ao longo das iterações. Esses métodos do qual o BFGS é o mais popular, possuem convergência superlinear e são amplamente utilizados na solução de problemas de otimização.

2.4. ANÁLISE DE SENSIBILIDADE PARAMÉTRICA

Durante a década de 60 e início dos anos 70 o problema de estabilidade sob parâmetros incertos foi quase completamente ignorado pelos pesquisadores de controle (BHATTACHARYYA; CHAPPELLAT; KEEL, 1995). As exceções foram as pesquisas de Horowitz que em 1963 propôs uma quantidade aproximada para a teoria de feedback; e Siljak (1969) que estudou o uso do plano paramétrico e técnicas de otimização para análise de sistemas de controle e projetos sob parâmetros incertos.

Quando são introduzidas novas variáveis ou simplesmente restrições em um sistema, isso pode levar a um problema de saber se a solução ótima do sistema é a mesma, e se houver alteração, qual é o seu valor. Este estudo é designado por Análise de Sensibilidade ou também chamada de “Análise de Pós Otimização” conforme Tavares e Corrêa (1999).

Os estudos paramétricos de sistemas dinâmicos são importantes tarefas na maioria dos projetos de engenharia. Sua aplicação tem obtido maior sucesso no projeto de sistemas de controle, quando o foco é a baixa sensibilidade à variação dos parâmetros. É importante conhecer quando um parâmetro é mudado e como afeta o sistema. Cumpre também observar se o sistema se torna instável e realizar as mudanças de frequência natural. Estas são considerações a se atentar na elaboração de um sistema (VESSEL, 2002).

Quando realizamos uma análise paramétrica, é necessário considerar a sensibilidade do sistema a perturbações (VESSEL, 2002). Este estudo envolve o problema de determinar quão sensível é um parâmetro a mudanças em uma ou mais variáveis.

As sensibilidades indicam como um valor de resposta é influenciado por uma modificação de um valor de parâmetro. Esses valores são armazenados em uma matriz de sensibilidade. Analisando esta matriz, proporcionam-se informações sobre zonas de sensibilidade e insensibilidade da estrutura. Parâmetros para os quais os valores de resposta mostram pequenas sensibilidades que não deveriam ser selecionadas. Também a condição geral de matriz de sensibilidade deveria ser analisada. Ferramentas gráficas permitem a visualização destas diferentes zonas e uma rápida otimização da seleção do parâmetro.

A análise de sensibilidade e o ajuste do modelo exigem que o usuário selecione resposta de referência e parâmetros.

Para se utilizar um algoritmo para uma determinada solução matemática, torna-se necessária a utilização de derivadas da função objetivo ou também chamada função custo que engloba a variável principal a ser minimizada ou maximizada e de restrições com relação as outras variáveis envolvidas como de projeto para se determinar a melhor direção de busca durante o processo de análise para otimização, sendo que esses gradientes devem ser calculados a cada passo do sistema matemático.

A Análise de Sensibilidade é uma técnica teórica de sistema bem conhecida na literatura de engenharia (SULIEMAN, 1998), que permite uma análise para se conseguir um tipo de impressão sobre como a resposta estrutural de um modelo é influenciada por modificações de parâmetros como rigidez de uma mola, materiais, geometria etc. Esta informação pode ser usada para diferentes aplicações, inclusive ajuste de modelos. O gradiente das respostas (derivada) da estrutura é conhecido como Sensibilidade e o seu cálculo como foi dito, é chamado de Análise de Sensibilidade.

Winston (1995) define que Análise de Sensibilidade é o estudo de quanto uma solução ótima de um Programa Linear (LP) está relacionada com os parâmetros utilizados.

Também a Análise de Sensibilidades pode ser definida como uma etapa muito importante na metodologia de Análise de Decisão. De modo geral, a Análise de Sensibilidade é utilizada para:

- tomar melhores decisões;
- decidir quais dados estimados devem ser refinados antes de tomar uma decisão;
- concentrar-se nos elementos críticos durante a implementação conforme Eschenbach (1999).

Project Management (2004) diz que a Análise de Sensibilidade é uma técnica de análise quantitativa de riscos e modelagem usada para ajudar a determinar quais riscos apresentam maior impacto potencial no projeto. Ela examina a extensão com que a incerteza de cada elemento do projeto afeta o objetivo que está sendo examinado quando todos os outros elementos incertos são mantidos em seus valores de linha de base. A representação típica de seus resultados é na forma de um diagrama de Tornado.

Conforme Souza (2005), o sucesso da técnica utilizando Análise de Sensibilidade está no propósito de se obter o caso-base, ou seja, quanto menor for o resultado para o erro das equações, melhor será o resultado obtido para a análise.

Segundo Kirsch, Bogomolni e Van Keulen (2005), o projeto de sensibilidades é freqüentemente usado na geração de aproximações para a resposta de um sistema modificado, incluindo aproximações explícitas de uma função com restrições de parâmetros estruturais e modelos de reanálises aproximados. Em adição, as sensibilidades são requeridas para acesso dos efeitos de incertezas nas propriedades estruturais na resposta do sistema. No geral, os fatores seguintes são considerados na escolha de um método adequado de análise de sensibilidade para uma aplicação específica:

- a acuracidade do cálculo;
- os esforços computacionais envolvidos;
- a facilidade de implementação.

Ainda segundo Tavares e Corrêa (1999), a sua importância prática é enorme por serem inúmeras as situações reais em que se verificam alterações ao problema inicialmente formulado.

A Análise de Sensibilidade desempenha um papel fundamental no processo de otimização. Frequentemente ela é a etapa mais cara desse processo, podendo consumir mais da metade do tempo total. Outro aspecto a ser considerado é a precisão das derivadas a serem obtidas as quais são as próprias sensibilidades. Erros na avaliação de derivadas levam a direções de busca incorretas, causando sérios problemas de convergência do algoritmo de otimização. Assim, o cálculo das sensibilidades deve ser o mais preciso e eficiente possível segundo Parente Jr. (2000), a fim de se conseguir aproximar o máximo possível do mínimo global, já que na análise do sistema, há vários mínimos chamados locais os quais não são interessantes para os resultados e sim o mínimo global em meio a um sistema com várias ramificações ou malhas.

Esta mesma ferramenta trabalha com o problema de forma a obter uma solução ótima possível do problema modificado partindo-se da solução ótima provável do problema inicial, segundo Murty (1983).

De acordo com Dantzig e Thapa (1997), a Análise de Sensibilidade é importante por vários fatores:

- a estabilidade ou robustez da solução ótima sob mudanças dos parâmetros, o que é altamente desejável;
- os valores dos coeficientes de entrada e saída, função objetivo e/ou restrições constantes podem ser “um tanto controláveis” a certo custo;
- mesmo se os coeficientes de entrada e saída e função objetivo e restrições não são “controláveis”, os seus valores podem ser aproximados.

Também Winston (1995) cita como importância de sua aplicação o fato de os valores dos parâmetros da programação linear (LP) podem ser alterados. Um conhecimento mais aprofundado de Análise de Sensibilidade capacita o analista a determinar a partir da solução inicial ou original, quantas variações nos parâmetros da programação linear vai causar uma mudança na solução ótima do sistema.

A Análise de Sensibilidade pode ser usada com os seguintes propósitos de acordo com Navcon (2005):

- análise variacional – encontra a relação entre as variáveis de projeto e resposta no espaço do projeto como um todo;
- análise de pré - teste – A análise de sensibilidade pode ser usada em aplicações de planejamento de pré-teste como o estudo do efeito do carregamento da massa do transdutor sob parâmetros modais;

→ identificação de áreas de sensibilidade e insensibilidade da estrutura para dadas respostas e parâmetros de combinações. Isto ajudará o analista a decidir quais parâmetros e respostas incluir na seleção para o ajuste do modelo;

→ ajuste do modelo: matriz de sensibilidade é invertida para encontrar um ganho na matriz. Este ganho na matriz é multiplicado com a diferença entre o valor predito e os valores de resposta de referência para encontrar o parâmetro de mudança requerido para compensar este erro;

→ otimização do projeto: encontra a posição ótima para modificar a estrutura na ordem para variar os valores dos parâmetros modais ou outros tipos de resposta;

→ sensibilidade acústica – Sensibilidade estrutural computada com ferramentas auxiliares que podem ser exportadas para a análise acústica onde são utilizadas para o cálculo de sensibilidade acústica.

A técnica de Análise de Sensibilidade mais utilizada é baseada na diferenciação implícita das equações que descrevem o comportamento da estrutura discretizada. Uma das formas de realizar a diferenciação das equações pode ser de forma direta, sendo mais simples e intuitiva. Os métodos de projeto de análise de sensibilidade para sistemas discretizados para o cálculo das sensibilidades de uma estrutura podem ser divididos em 4 classes:

- Método das Diferenças Finitas (MDF);
- Método Analítico (MA);
- Método Semi-Analítico (MSA);
- Método Semi-Analítico Refinado (MSAR) conforme Parente Jr. (2001).

O Método das Diferenças Finitas é simples e geral, sendo fácil de implementar, mas envolve, na maioria dos casos, análises repetidas e alto custo computacional, tendo também problemas de acuracidade ou precisão, sendo assim um método ineficiente.

O Método Analítico fornece precisão e eficiência, proporcionando solução exata, contudo, as expressões são longas e sua implementação não é muito simples como no caso da otimização de forma que permite alterar a forma da estrutura de maneira a encontrar a solução ótima.

O Método Semi-Analítico se baseia no ajuste dos dois métodos anteriores (tentando combinar suas vantagens e eliminar as desvantagens) e é fácil de implementar, mas em alguns casos ele apresenta graves problemas de precisão. Os problemas de precisão podem ser eliminados usando a formulação semi-analítica exata ou a formulação refinada. Este método usa evolução das diferenças finitas.

O Método Semi-Analítico Refinado também é outro tipo de ferramenta que auxilia na eliminação dos erros das sensibilidade pelo Método Semi-Analítico. Ele faz uso das relações entre os movimentos do corpo rígido e a matriz de rigidez de um elemento finito para melhorar a qualidade das sensibilidade conforme Van Keulen e De Bôer (1998).

A Análise de Sensibilidade de estruturas não lineares tem apresentado grandes progressos nos últimos anos. Inicialmente foram desenvolvidas expressões para o cálculo das sensibilidade de deslocamentos, tensões e deformações e para o cálculo da sensibilidade da carga limite. A determinação de sensibilidade de cargas de bifurcação é mais complexa e foi desenvolvida em diferentes trabalhos.

Os trabalhos apresentados se concentram no desenvolvimento de equações gerais, que são válidas para qualquer elemento finito e para problemas de otimização envolvendo forma e de dimensão.

Apesar disso, na grande maioria dos casos, as aplicações práticas são restritas a análises de sensibilidade aplicadas para treliças em relação à área das barras, já que nesse caso as derivadas dos vetores e matrizes dos elementos são calculadas de maneira trivial no caso de sensibilidade em relação à forma das estruturas. A maioria dos trabalhos utiliza o método semi-analítico, já que neste método o problema da derivação dos vetores e matrizes dos elementos finitos não precisa ser considerado, o que o torna mais fácil de ser aplicado.

Como a aplicação para esse trabalho se concentra em uma aplicação inicialmente não linear mas com equações numéricas, destacamos o teorema de Fiacco (1976). Esse autor forneceu uma significativa contribuição para o desenvolvimento de métodos computacionais para a análise de sensibilidade e estabilidade e seu teorema serve de base para a pesquisa de muitos trabalhos com aplicação de Análise de Sensibilidade como ferramenta de otimização.

Fiacco (1976) propôs um teorema para resolução de problemas de programação não linear. Esse teorema faz uso da ferramenta de Análise de Sensibilidade de primeira ordem aplicada à solução local de segunda ordem, para estimar a solução após a ocorrência de perturbações no problema de programação não linear.

Teorema proposto conforme Fiacco (1976):

Se f , g_i , h_j são duas vezes continuamente diferenciáveis em (x, ϵ) , próximas às variáveis ótimas $(x^*, 0)$ e se as condições (i) e (iv), discutidas a seguir, são válidas, então, na vizinhança de $\epsilon = 0$, a seguinte relação explícita infere que:

$$f^*(\varepsilon) = L^*(\varepsilon)$$

$$\nabla_{\varepsilon} f^*(\varepsilon) = \nabla_{\varepsilon} f - \sum_{i=1}^m u_i(\varepsilon) \nabla_{\varepsilon} g_i(\varepsilon) + \sum_{j=1}^p w_j(\varepsilon) \nabla_{\varepsilon} h_j(\varepsilon)$$

onde:

$$f^*(\varepsilon) = f(x^*(\varepsilon), \varepsilon)$$

L é a Lagrangiana definida como:

$$L(x, u, w) = F(x) - \sum_{i=1}^m u_i g_i(x) + \sum_{j=1}^p w_j h_j(x)$$

Onde u e w são os multiplicadores lagrangianos, associados com as restrições h_i e g_i , respectivamente. Em adição, $L^*(\varepsilon)$ é o valor ótimo da Lagrangiana que é definido como:

$$L^*(\varepsilon) = L(x^*(\varepsilon), u^*(\varepsilon), w^*(\varepsilon), \varepsilon)$$

As quatro condições que têm que ser satisfeitas são:

- (i) As funções f , g_i , h_j são duas vezes continuamente diferenciáveis com respeito a x , e os gradientes $\nabla_{\varepsilon} f, \nabla_{\varepsilon} g_i, \nabla_{\varepsilon} h_j$ são continuamente diferenciáveis com respeito a ε na vizinhança de $(x^*, 0)$.
- (ii) $\nabla_{\varepsilon} g_i(x^*, 0) \nabla_{\varepsilon} h_j(x^*, 0)$, são linearmente independentes.
- (iii) Condições suficientes de segunda ordem para um mínimo local de $P(0)$ mantido para x^* , com multiplicadores de Lagrange associados u^* e w^* .
- (iv) $u^* > 0$ quando $g_i(x^*, 0) = 0$ (i.e., complemento exato mantido)

Então, neste caso, os multiplicadores ótimos de Lagrange capturam a sensibilidade da função objetivo, que está relacionada com os parâmetros que queremos maximizar ou minimizar, sobre pequenas perturbações de ε .

2.4.1. APLICAÇÕES DE ANÁLISE DE SENSIBILIDADE PARAMÉTRICA

Podemos encontrar na literatura muitas aplicações para a Análise de sensibilidade tanto voltadas para resolução de problemas de programação linear (PL) como programação não linear (PNL) conforme Belati, Baptista e Costa (2005).

Hershkovitz e Teboulle (1997) estudaram e aplicaram a análise de sensibilidade com base no Teorema de Fiacco para resolver o problema de qualidade funcional de uma classe de garras robóticas sujeitando perturbações e introduzindo uma medida de sensibilidade global junto com um procedimento computacional. Nessa análise é desenvolvido uma estrutura de teoria de sensibilidade e dois métodos de programação não linear. O autor considera uma formulação de otimização que obtém a qualidade de uma garra. Neste modelo, o uso dos pontos de contato de um dedo e a magnitude das cargas elétricas são fornecidas. Perturbações desses parâmetros a partir dos seus valores nominais podem influenciar de forma significativa as variações nas medidas de qualidade da garra robótica.

Também considerando “Fiacco”, Belati, Baptista e Costa (2003) desenvolveram um estudo de operação ótima para um sistema de potência através de análise de sensibilidade. O estudo é baseado na perturbação de um teorema ótimo, o qual trabalha com função Lagrangiana associada com o problema de perturbação. Partindo do ponto de operação ótimo obtido pela solução do problema do fluxo de potência ótima (OPF), o novo ponto de operação ótimo é calculado diretamente satisfazendo as restrições e otimizando a função objetivo após ocasionar uma pequena perturbação nas cargas.

A aplicação da metodologia de SFPO conforme Belati, mostrou que pode ser aplicada para a resolução de problemas não lineares, atingindo bons resultados. Quanto menor for a perturbação do sistema, melhor o resultado para a ferramenta utilizada.

Moura da Silva e Belderrain (2005), fizeram um estudo de Análise de Sensibilidade em que após se obter a solução ótima, ele variou alguns parâmetros para analisar o comportamento do modelo. Partiu-se de dois modelos matemáticos com o intuito de resolver problemas decisórios caracterizados por eventos aleatórios, considerados de difícil resolução. O autor também faz uso de duas técnicas para melhor resultado das sensibilidades como os gráficos ou diagramas de Tornado e “Spiderplot” auxiliados pelo programa computacional Top Rank. Ambas as técnicas são muito utilizadas por economistas e tomadores de decisão, sendo muito úteis para avaliar o impacto das incertezas e facilitaram a implementação e utilização.

Focando a pesquisa especificamente no primeiro aspecto para a utilização de Análise de Sensibilidade, o autor se baseia no estudo de uma companhia aérea, no caso a “Eagle Airlines”.

Considerando a compra de mais uma aeronave com o objetivo de aumentar a sua lucratividade. Existem várias variáveis independentes que influenciam o resultado final (lucro) que será a variável dependente. A Tabela 1-1 a seguir, apresenta os valores máximo e mínimo de cada variável independente. O valor base permite calcular o resultado determinístico do lucro.

Tabela 1.1- Intervalos de valores estimados para as variáveis independentes

VARIÁVEL	VALOR MÍNIMO	VALOR BASE	VALOR MÁXIMO
Horas de voo / Ano	500	800	1000
Preço Charter / Hora	R\$ 300,00	R\$ 325,00	R\$ 350,00
Preço Bilhete / Hora	R\$ 95,00	R\$ 100,00	R\$ 108,00
Taxa de ocupação	40%	50%	60%
Porcentagem de voo charter	0,45	0,5	0,7
Custo Operacional / Hora	R\$ 230,00	R\$ 245,00	R\$ 260,00
Seguro	R\$ 18.000,00	R\$ 20.000,00	R\$ 25.000,00
Porcentagem de capital financiado	0,3	0,4	0,5
Taxa de juros	10,50%	11,50%	13%
Preço de compra da aeronave	R\$ 85.000,00	R\$ 87.500,00	R\$ 90.000,00

Variável Valor Mínimo Valor Base Valor Máximo Fonte: Moura da Silva (2005)

No diagrama Tornado e “Spiderplot” existem duas linhas verticais que servem de parâmetros para análise:

(a) a linha “break-even” e, (b) a linha do resultado esperado.

A linha “break-even” ou taxa de ocupação média dos serviços é a linha vertical para a qual o resultado final é nulo, isto significa quando o volume total de custos e o volume total de lucro têm o mesmo valor, isto é, lucro líquido nulo.

O diagrama Tornado identifica quais variáveis independentes afetam a sensibilidade da variável dependente. A partir de um conjunto de valores máximo e mínimo de cada variável independente, escolhe-se uma variável específica para determinar os impactos totais que os valores máximo e mínimo dessa variável causam no resultado final (variável dependente). Procede-se de forma semelhante para todas as variáveis independentes. Calculadas as extensões totais de todas as variáveis independentes, elabora-se um gráfico com o eixo horizontal representando a variação no resultado final e o eixo vertical definido pelo resultado calculado com o valor-base da variável dependente. As extensões das variáveis são

barras horizontais, limitadas por seus valores no eixo horizontal. As variáveis de maior extensão são, sobretudo, as mais indicadas para análise, pois possuem grande influência no resultado final. Dessa forma, ordenam-se as variáveis independentes de acordo com a sua importância para o resultado final. O diagrama Tornado pode sumarizar o impacto total de muitas variáveis independentes.

Figura 2.4- Exemplo de diagrama de Tornado (MOURA DA SILVA, 2005)

Analisando o diagrama Tornado, deve-se atentar com as variáveis em que a extensão dos valores atravessa a linha “break-even”, dado que determinados valores dessas variáveis geram prejuízos. Para o problema analisado, as variáveis taxa de ocupação, custo operacional, horas de vôo e preço charter atravessam a linha “break-even”.

A linha do resultado esperado representa o valor da variável dependente ao serem substituídas todas as variáveis independentes por seus valores base. Essa linha é atravessada por todas as extensões das variáveis e, a partir dela, pode-se comparar os limites máximos e mínimos de cada variável. Em geral, em um problema de análise de decisão, foca-se a atenção em variáveis que apresentam limites com grande distância da linha do resultado esperado, pois as mesmas podem resultar em grandes lucros ou possíveis prejuízos. Logo, para o

problema analisado, deve-se focar nas variáveis taxa de ocupação, custo operacional, horas de voo e preço charter.

Analisando o gráfico “Spiderplot”, observa-se que todas as curvas interceptam-se no mesmo ponto, o qual é o valor determinístico, ao serem substituídas todas as variáveis por seus valores base. Logo, nesse ponto a porcentagem de mudança da variável em relação ao valor esperado é zero.

No “Spiderplot” é importante notar como a curva se comporta com a variação no eixo horizontal. As curvas que apresentam maiores inclinações, seja positiva ou negativa, merecem especial atenção porque uma pequena variação no valor esperado tem maiores reflexos no resultado final.

O autor concluiu que ambas as técnicas gráficas são muito úteis para a análise do impacto das incertezas. Com isso, a análise de sensibilidade pode melhorar o processo de tomada de decisão ao focar a atenção nas variáveis de alto impacto e principalmente naquelas variáveis que são possíveis de gerenciar, acrescido ainda da praticidade do software utilizado para a elaboração dos dois tipos de gráficos.

Figura 2.5- Diagrama de Spiderplot para o caso da Eagle Airlines (MOURA DA SILVA, 2005)

Um outro exemplo vem da empresa alemã MBB que desenvolveu um projeto de otimização de uma viga de sustentação do assoalho da aeronave para um projeto de avião civil da Airbus conforme Olhof, Bensoe e Rammussen (1991), relacionada com a sustentação do assoalho da aeronave. O objetivo é manter a rigidez e reduzir ao máximo o volume de material da viga.

Dois métodos são usados. São eles:

- a otimização de forma que permite alterar a forma da estrutura de maneira a encontrar a solução ótima.
- otimização topológica que consiste num método computacional que permite projetar a topologia ótima de estruturas segundo um certo critério de custo (por exemplo, máxima rigidez e menor peso) conforme Nelli Silva (1999).

O autor concluiu que houve uma redução de 5% em relação ao volume inicial utilizando-se otimização de forma e chegou a 42% utilizando-se otimização topológica.

Alves (2002), destaca problemas de vibrações aleatórias em que não é possível prever o efeito da excitação na estrutura e por consequência não se prevê a resposta da estrutura a essa excitação em determinado instante de tempo. O autor apresenta uma formulação para a análise de sensibilidade e otimização de estruturas submetidas a esse tipo de vibração, fazendo uso do Método Analítico e implementando o Método das Diferenças Finitas para validar as equações obtidas de forma analítica, das quais ficou demonstrado ser válidas para a análise de sensibilidade da resposta de estruturas submetidas a vibrações aleatórias.

2.5. SISTEMA DE AUMENTO DE ESTABILIDADE (SAS)

A maioria dos aviões comerciais e militares de alto desempenho não conseguiria obter certas exigências de qualidade de voo sem o uso de SAS (Stability Augmentation System) (STEVENS; LEWIS, 1992).

Uma boa parte dessas aeronaves citadas acima são instáveis e seria impossível voar sem estarem equipadas com um sistema de controle automático. Isso ocorre devido à própria evolução das modernas aeronaves que hoje possuem um envelope de voo com desempenho mais amplo. Por exemplo, o envelope de voo cobre um extenso alcance de pressão dinâmica. Haja vista que grandes variações na pressão dinâmica influenciarão variações nos coeficientes das equações dinâmicas, dessa forma um modo dinâmico que é estável e adequadamente amortecido em determinada condição de voo, pode se tornar instável ou não devidamente amortecido em outra condição de voo. Estes problemas são superados com o uso de controle de realimentação do sistema que modifica a dinâmica da aeronave.

O SAS é um sistema de controle automático de voo que proporciona estabilidade artificial para uma aeronave com características de voo indesejáveis (NELSON, 1989). Esse sistema usa sensores para medir as razões angulares dos eixos da aeronave e responde processando esses sinais para os servomecanismos que comandam as superfícies de controle, ou seja, ele age de acordo com a perturbação. Desta forma, um momento aerodinâmico proporcional à velocidade angular pode ser gerado e usado para produzir um efeito de amortecimento no movimento.

Este sistema provém estabilidade artificial sem a interferência de controle por parte do piloto reduzindo sua carga de trabalho.

É acompanhado pela produção de uma deflexão do profundor na proporção da razão de arfagem, adicionando o controle do piloto.

Os sistemas de aumento de estabilidade são convencionalmente projetados separadamente quanto a dinâmica longitudinal e latero-direcional e isto é possível desacoplando a dinâmica da aeronave em mais condições de voo.

Entre os tipos de sistemas de aumento de estabilidade temos:

- amortecedor de rolagem (roll damper);

- amortecedor de arfagem (pitch damper);
- amortecedor de guinada (yaw damper).

Para a nossa pesquisa, irá nos interessar o Sistema de Aumento de Estabilidade (SAS) do tipo “Pitch damper” ou amortecedor de arfagem.

A seguir o esquema de um SAS:

Figura 2.6- Sistema de Aumento de Estabilidade para amortecedor de arfagem (STEVENS, 1992).

Este sistema também é conhecido como amortecedor de razão de arfagem, onde “u” é o comando de entrada do piloto, “ δ_e ” é a deflexão do profundor e “ α ” é o ângulo de ataque. A “razão de giro” (sensor), podendo ser dotada de um filtro de ruído, é usada para medir a razão de arfagem e criar um sinal elétrico filtrado que é usado para prover a deflexão do profundor (q_F) e o filtro reduz a quantidade de ruído que entra no sistema de controle, pois o sinal do sensor do ângulo alfa é freqüentemente ruidoso, devido à turbulência. A figura acima mostra a realimentação do ângulo alfa e razão de arfagem para controle de “modo de curto período”. O termo “ k_α ” é o ganho com a utilização do sensor. O “sistema de controle” representa o atuador do profundor (ou o completo circuito fechado com o servo do profundor) e na “dinâmica da

aeronave” está embutido o modelo matemático com as respectivas derivadas de estabilidade e rigidez aerodinâmica. O termo “ q ” proveniente da dinâmica da aeronave é a velocidade angular e “ k_q ” é o ganho.

A finalidade de um SAS de arfagem é prover satisfatoriamente amortecimento artificial para o modo de curto período, sem interferir no comando do piloto. Este modo envolve as variáveis de ângulo de ataque (α) e razão de arfagem e resposta dessas variáveis para o controle do profundor que modificará a frequência e o amortecimento. O modo de fugóide, que possui baixo amortecimento, não é afetado com essa realimentação do sistema. O controle de realimentação externo do circuito estará freqüentemente fechado em volta do SAS de amortecimento de arfagem para dessa forma, prover funções de autopiloto ou controle do piloto para, por exemplo, aceleração normal (eixo z).

A análise dos modos da aeronave é dividida em diferentes categorias. Uma categoria inclui modos que envolvem principalmente rotação dos graus de liberdade, onde está incluído o curto período que é o modo longitudinal que nos interessa para a pesquisa. A sua frequência natural é determinada pelos momentos de inércia da aeronave e derivadas dependentes da posição angular, como $C_{M\alpha}$, enquanto que o seu amortecimento é determinado pelas derivadas dependentes da velocidade angular, como C_{Mq} .

O modo de curto período, especificamente, é uma forma primária de oscilação longitudinal que a aeronave apresenta quando tenta retornar à condição de voo equilibrado, sendo uma oscilação do ângulo de ataque, rápida e de período curto. Mas com seu curto período natural, esta oscilação pode piorar se o piloto tentar amortecê-la pelo uso dos controles, podendo até gerar forças destrutivas (SOUZA, 1991). O curto período descreve a dinâmica da aeronave em torno do CG (Centro de Gravidade), importando dessa forma as variáveis α , q e θ (VASCONCELOS, 2002).

Figura 2.7- Formas primárias de oscilação longitudinal da aeronave (SOUZA, 1991).

A frequência desses modos tende a ser suficientemente alta que o piloto encontraria dificuldade ou seria até impossível controlar a aeronave se o modo for ligeiramente amortecido ou instável. Dessa forma, se torna imprescindível a utilização de sistemas de controle automático como o SAS para proporcionar adequado amortecimento.

Aeronaves com amortecimento baixo de curto período como asas voadoras, aeronaves a grandes altitudes ou a baixíssimas velocidades exigem aumento de amortecimento de arfagem para melhorar sua manobrabilidade neste modo longitudinal (ROSKAM, 1979).

A altitude possui um significativo efeito na estabilidade dinâmica devido ao decréscimo da magnitude das derivadas dimensionais. Assim, o amortecimento do curto período decresce rapidamente com a altitude. O amortecedor de arfagem possui melhor desempenho ao nível do mar. Para assegurar bom amortecimento a altas altitudes é necessário variar o ganho com altitude. Estes dispositivos que acompanham são chamados de “gain schedulers”. Embora pode ser necessário o seu uso, seu emprego resulta em complexidade adicional para o sistema de controle (ROSKAM, 1979).

Para se obter melhores graus de manobrabilidade, muitos aviões de combate são projetados para serem estaticamente instáveis longitudinalmente, pois devem ser altamente manobráveis, isto é, devem responder rapidamente aos comandos do piloto, assim, necessitam

de um sistema de controle automático continuamente ativo, por exemplo, um SAS, desde a decolagem até o pouso, que juntamente com o piloto tornam possível o voo deste determinado tipo de avião (SOUZA, 1991). Para isso, a aeronave deve possuir o seu centro aerodinâmico à frente do centro de gravidade (CG).

Em uma aeronave de configuração de canard como o exemplo a ser ensaiado, é projetada para ser instável, pois a posição do canard acaba determinando essa situação, pois tende a deslocar o centro aerodinâmico para frente do CG da aeronave. Já uma aeronave comum, caso seja demasiadamente estável, prejudicará a sua manobrabilidade, ou seja, a facilidade com que o piloto pode acionar os comandos dos controles ficará afetada.

2.5.1. EXEMPLO DE APLICAÇÃO DE SISTEMA DE AUMENTO DE ESTABILIDADE

Burcham et al. (1996) juntamente com outros pesquisadores da NASA Dryden e um especialista da Mc Donnell Douglas Aerospace (incorporada pela Boeing Company em 1997), desenvolveram um sistema de controle de voo emergencial utilizando empuxo do motor chamado PCA (Propulsion Controlled Aircraft) ou Sistema de Controle de Voo da aeronave Controlada pela Propulsão. Neste sistema, os comandos de voo, os parâmetros de resposta da aeronave e percurso de voo do piloto são usados para controlar as manetes. A aeronave utilizada no ensaio foi uma aeronave de passageiros de longo alcance Boeing MD-11. O sistema instalado na aeronave usa modificações do software do computador já existente na aeronave. O sistema mostrou que a aeronave pode voar para um determinado aeroporto e pousar seguramente com os sistemas de controle de voo com falha ou inoperante.

Pilotos de grandes aeronaves comerciais têm experimentado muitas falhas no sistema de controle de voo e fazem uso das manetes para controle de voo emergencial. Dessa forma a

NASA Dryden conduziu esse teste a fim de investigar o uso de empuxo do motor para controle de voo em situações de emergência.

Os pilotos de teste utilizaram controle de manetes diferenciais para gerarem escorregamento lateral e assim através do efeito do diedro da asa resulta em rolagem para um desejável ângulo de descida resultando em curva e mudança da direção da aeronave.

O ensaio foi efetuado com o LSAS desligado, trem de pouso baixado, flapes para cima e leve turbulência.

A aeronave MD-11 é dotada de LSAS ou sistema de aumento de estabilidade longitudinal e amortecedor de guinada (yaw damper) com os comandos localizados na parte superior do painel do cockpit, acima da cabeça do piloto.

O LSAS auxilia a aeronave a estabilizar-se longitudinalmente. O LSAS aumenta a estabilidade longitudinal através dos comandos para os profundores em uma série de modos. O LSAS mantém a atitude de arfagem existente sempre que a soma das forças da coluna de controle do comandante e primeiro oficial ou co-piloto são menores do que duas libras (TSB, 2003). Na versão do software instalada nesse tipo de aeronave, abaixo de 15000 ft (4600 m), não há entrada de LSAS quando a força da coluna está acima de duas libras. Acima de 15000 ft, o LSAS proporciona uma entrada adicional no amortecimento em razão de arfagem quando a força na coluna de controle está acima de 2 libras. A trimagem automática em arfagem do estabilizador horizontal também opera no modo de LSAS. O LSAS não opera sempre que o autopiloto está ativo ou quando a aeronave está abaixo de 100 ft (31 m) acima do nível do chão. Com o LSAS inoperante e o sistema de trimagem automática em arfagem indisponível, um sistema de “trimagem” manual em arfagem fica ao alcance da tripulação.

O MD-11 possui comportamento de fugóide (oscilação longitudinal de longo período e baixo amortecimento) levemente amortecido, por isso a necessidade de um sistema de

aumento de estabilidade sem o qual seria impossível estabilizar a aeronave em vôo. O fugóide pode ser excitado durante uma arfagem, empuxo do motor e mudança de velocidade.

Além do problema do fugóide, um momento de arfagem pode ser gerado pela compensação da linha do empuxo dos motores. Se a linha do empuxo dos motores não passa através do CG vertical, um momento de arfagem será introduzido quando ocorrer mudança no empuxo. Para a maioria dos aviões de passageiros, a linha do empuxo é abaixo do cg e o aumento no empuxo resulta em um momento de arfagem elevando-se o nariz do avião (cabragem). No caso do MD-11, os três motores são usados igualmente resultando em linha do empuxo próximo ao centro de gravidade e assim torna-se pequeno o efeito. No caso, os motores da asa estão 3 metros abaixo do cg vertical. Se somente os motores das asas forem usados, o momento de arfagem é significativo o que torna o uso do LSAS fundamental em caso de pane do motor central que está 6 metros acima do cg vertical e causa um duro momento de arfagem para baixo (picagem) com o aumento de empuxo, tornando-se necessário a utilização do LSAS.

2.6. AERONAVE BASE PARA A ELABORAÇÃO DO MODELO ENSAIADO EM TÚNEL DE VENTO

A aeronave modelo ensaiada feita em escala e é baseada na aeronave X-29 com asa com enflechamento negativo (FSW), desenvolvida para o Centro de Pesquisas da NASA Dryden Flight Research Center pela Grumman Aircraft Corporation e testada entre os anos de 1984 a 1992.

2.6.1. INFORMAÇÕES GERAIS SOBRE O X-29

O X-29 possui uma configuração das menos usuais utilizadas na história da aviação. Possui seção do nariz semelhante à aeronave de caça Northrop F-5 Tiger. Sua configuração é

de uma aeronave com dois tipos de superfícies de controle, constituído de canards móveis e asas com enflechamento negativo ou enflechadas para frente (FSW), dotadas de flaperons (flape + aileron) e uma superfície de controle móvel junto à raiz da asa na parte posterior da aeronave chamada de “flape strake”.

Este modelo de testes também explorou vários outros conceitos aeronáuticos como seu aerofólio supercrítico, superfície da asa com câmbio variável, sistema de controle de voo “fly-by-wire” (FBW) usado para manter o controle dessa aeronave que é instável e o uso de materiais compósitos que possibilitaram a construção de sua asa (NASA DRYDEN, 2005). A tecnologia disponível até antes dos anos 70 não resultava em sucesso da construção da asa com esse tipo de enflechamento com perfil supercrítico devido à falta de materiais adequados que pudessem resistir a flexões e forças torcionais sem elevar o peso da aeronave.

O comportamento estrutural da asa é o motivo porque este tipo de configuração foi pouco explorado ao longo dos anos. Quando a asa sofre um carregamento, o ângulo de ataque aumenta de forma diferente na asa com enflechamento negativo. Por causa disso, a sustentação na ponta da asa é aumentada e a deflexão piora. A asa pode então sofrer aumento progressivo de torção. Esta condição é conhecida como divergência. O problema piora porque um aumento na carga da ponta da asa produzirá um momento de arfagem que levantará o nariz da aeronave além de aumentar o ângulo de ataque na asa inteira e aumentar a carga (BARNARD; PHILPOTT, 1995).

A construção com material compósito permite um ajuste aeroelástico na estrutura externa asa, sendo possível alguma flexão, mas limitando forças torcionais e elimina divergência estrutural dentro dos limites do envelope de voo. Outra técnica que pode ser empregada é automatizar a detecção de torção e usar um sistema comandado por computador para defletir os ailerons para baixo simultaneamente para cancelar o efeito da torção.

A subestrutura da asa do Grumman X-29 é feita de titânio e alumínio.

Os atuadores do bordo de fuga da asa controlam o arqueamento e são montados externamente em acoplamentos aerodinâmicos por causa do perfil supercrítico muito fino.

Os canards como superfícies de controle, acoplados próximos à asa na parte dianteira da fuselagem (close-coupled canards), dividem a carga de sustentação com as asas, proporcionando controle de arfagem primário proporcionando menos arrasto. O downwash e os vórtices do bordo de fuga produzidos pelos canards inibem a separação da camada limite na região mais interna da asa.

Podemos ver a seguir a influência da configuração de asa com enflechamento negativo com canard na geração de sustentação comparada com uma aeronave convencional durante a decolagem.

Figura 2.8- Divisão da componente de sustentação reduz o arrasto no momento da decolagem.
(NASA DRYDEN, 2005)

Os flaperons usam a mudança de arqueamento da asa e a função como ailerons para controle de rolagem quando utilizados assimetricamente e os flapes strakes aumentam o controle de arfagem dos canards. As superfícies de controle são ligadas eletronicamente para um sistema de controle de voo “fly-by-wire” para prover estabilidade artificial.

O aerofólio supercrítico da aeronave também contribui para o aumento da manobrabilidade e melhora seu desempenho em velocidades de cruzeiro em regime transônico com considerável redução de arrasto.

As pesquisas que se dividiram em duas fases, mostraram que a asa com enflechamento negativo junto com os canards móveis proporcionou excelente resposta de controle a ângulos superiores a 45° .

O movimento do ar acima das asas enflechadas negativamente tende a fazer o fluxo de ar ir para dentro próximo à raiz da asa ao invés do fluxo ir para fora em direção à ponta da asa. Este fluxo de ar reverso não permite que a ponta da asa e os ailerons entrem em estol a altos ângulos de ataque como poderia ocorrer no caso de aviões com enflechamento de asa positivo, como mostra o esquema a seguir.

Figura 2.9- Comparativo da passagem do fluxo de ar em uma aeronave com asa de enflechamento negativo e positivo. (NASA DRYDEN, 2005).

A moderados ângulos de ataque de até 20° , a asa com enflechamento negativo manteve suas extremidades (ponta da asa) sem estol além de dentro dos parâmetros do envelope de voo, foi prevenido as falhas estruturais por divergência.

O X-29 alcançou considerável controlabilidade a altos ângulos de ataque sem a utilização de flaps ou slats no bordo de ataque da asa para prover sustentação adicional, nem mesmo estruturas móveis no bocal do exaustor do motor para mudar a direção do vetor de empuxo como usado na aeronave X-31 (Controle de Vetoração de Empuxo).

A efetividade das superfícies de controle e as leis de controle foram adequadas para prover estabilidade artificial na aeronave instável. Nesta primeira fase do ensaio com a

aeronave, também ficou demonstrada que esta configuração poderia voar seguramente mesmo em manobras mais extremas.

Durante a fase 2 do programa, a aeronave demonstrou em ângulos de ataque superiores a 67° , melhor controle de qualidade de manobras do que a resposta obtida por métodos computacionais e simulações havia predito. Este melhor resultado com relação a controlabilidade em altos ângulos de ataque pode ser atribuído ao trabalho conjunto da asa com enflechamento negativo mais os canards móveis.

A aeronave também demonstrou capacidade de controle do fluxo de vórtices (VFC). Este controle do fluxo de vórtices foi mais efetivo na geração de forças de guinada, especialmente em altos ângulos de ataque, onde o leme costuma ser menos efetivo e foi menos efetivo no controle quando o avião derrapa ou escorrega, mas fez diminuir as batidas de oscilação da aeronave.

2.6.2.INFORMAÇÕES TÉCNICAS DO GRUMMAN X-29

Tabela 2.1- Informações Técnicas sobre o Grumman X-29

Informações Técnicas GRUMMAN X-29 FSW	
Fabricante	Northrop Grumman Aircraft Corporation (EUA)
Comprimento	14,66 m (48,1 ft)
Envergadura	8,29 m (27,2 ft)
Altura	4,27 m (14 ft)
Motores	1 x GE F-404 -400
Empuxo	7257 Kgf (16000 Lb)
Peso máximo (dec.)	7983 Kg (17600 Lb)
Peso vazio	6169 Kg (13600 Lb)
Velocidade	1909 Km/h (Mach 1,6)
Teto operacional	15240 m (50000 Ft)
Tripulação Técnica	1
Primeiro voo	1984
Aeronaves produzidas	2

Fonte: NASA Dryden (2005)

A seguir detalhe em 3 vistas da aeronave X-29.

Figura 2.10- Três vistas do Grumman X-29. (GOOGLE IMAGENS)

2.6.3. HISTÓRIA DO PROGRAMA

Inicialmente havia antes da II Guerra Mundial, alguns planadores com asa com enflechamento negativo e a antiga NACA Langley Memorial Aeronautical Laboratory fez alguns estudos com este conceito de asa em 1931.

A Alemanha desenvolveu durante a Segunda Guerra Mundial o Junkers Ju-287 (1943) que era um bombardeiro militar leve e foi o primeiro avião projetado e construído com asa

com enflechamento negativo, entretanto, o projeto não foi bem sucedido devido a não existência de tecnologia e materiais para construção de uma asa rígida o suficiente para suportar forças de flexão e torção sem aumentar o peso da aeronave.

Também contemporâneo do Junkers Ju-287, o Heinkel He 162A-1 (1944) possuía enflechamento negativo considerando $\frac{1}{4}$ da corda da asa, era dotado de motor acima da fuselagem, ponta das asas curvadas para baixo e dois estabilizadores verticais, sendo um caça a jato interceptador revolucionário em seu tempo, sendo considerado na época um caça popular (Volksjäger) na Alemanha nazista.

Após a grande guerra, a NACA nos Estados Unidos conduziu o desenvolvimento de testes em túnel de vento com asa com enflechamento negativo. Os próprios engenheiros da NACA montaram um modelo do Bell X-1 com asa com enflechamento negativo em um túnel de vento, mas eles encontraram poucas vantagens relevantes para o projeto. Ao mesmo tempo, os russos também conduziram pesquisas com um planador com asa com enflechamento negativo, sendo abandonado o conceito pouco tempo depois conforme U.S. Centennial of Flight (2003).

O MBB HFB 320 Hansa (1961), um avião executivo a jato, também de fabricação alemã foi o primeiro avião comercial da Alemanha e o primeiro avião comercial de passageiros com asa com enflechamento negativo fabricado no mundo, tendo sido fabricadas 50 unidades desse modelo.

No início dos anos 80, a NACA dos Estados Unidos, agora denominada NASA, volta a iniciar testes com o conceito de asa com enflechamento negativo, encomendando duas aeronaves com esta configuração a Grumman Aircraft Corporation. A aeronave é denominada X-29 e a NASA divide o programa em duas fases se estendendo de 1984 a 1992 com um total de 374 vôos combinados.

E mais atualmente, temos o Sukhoi SU-47 (S-37) Berkut (1997) de fabricação russa que apesar de ser um modelo experimental, é considerado um dos caças mais avançados fabricados pelo homem com a configuração canard, asa com enflechamento negativo e estabilizador horizontal e dotado de controle de empuxo vetorado (VTC).

A seguir temos a ilustração de algumas aeronaves com asa com enflechamento negativo.

(1)

(2)

(3)

(4)

Figura 2.11- Exemplo de aeronaves com asas com enflechamento negativo. (1) Junkers Ju-287, (2) Heinkel He 162A-1, (3) MBB HFB 320 Hansa e (4) Sukhoi SU-47 Berkut

3. DESCRIÇÃO DO EXPERIMENTO

3.1. O TÚNEL DE VENTO (LAE 2)

O experimento do Trabalho base dessa pesquisa conforme Pereira (2005), foi realizado no túnel de vento de circuito fechado LAE-2 do Laboratório de Aerodinâmica (LAE) da Escola de Engenharia de São Carlos. Este experimento no túnel de vento tem como objetivo fornecer para o nosso estudo os resultados das respostas a entrada impulso com os respectivos ganhos de PID para as 3 posições do centro de gravidade (601, 615 e 625 mm do nariz do modelo), ou seja, a obtenção das curvas experimentais que serão comparadas com as curvas ajustadas do modelo computacional desenvolvidas nessa pesquisa.

O túnel de vento LAE-2 é do tipo circuito fechado e possui área na seção de ensaio de 2m^2 (1,7 m de largura por 1,2 m de altura e 3 m de comprimento). É composto de um ventilador de 8 pás que é acionado por um motor elétrico de 110 Hp, gerando uma velocidade máxima do fluxo de 50 m/s (180 Km/h) e turbulência em torno de 0,25%. Possui seções variadas onde o ar é impelido por um ventilador de modo que a velocidade do vento seja maior na seção de ensaio.

As leituras de pressão de pressão dinâmica no tubo de Pitot foram efetuadas no manômetro Betz de 0,1 mm de H_2O de precisão.

A leitura da temperatura na seção de ensaios é feita em um termômetro situado internamente no túnel de vento.

Abaixo podemos ver uma ilustração do túnel de circuito fechado utilizado no experimento.

Figura 3.1- Túnel de vento de circuito fechado LAE-2, utilizado no experimento (NPA-EESC).

3.1.1. ENSAIO EXPERIMENTAL NO TÚNEL DE VENTO

As etapas do ensaio experimental consistiram da montagem do modelo em escala usado no túnel de vento, a calibração do servo-atuador dos canards, pois nos interessa o movimento de arfagem, e o ensaio do modelo no túnel de vento.

Os servo-atuadores dos ailerons e do leme são utilizados apenas para trimar a aeronave, zerando qualquer tendência de rolamento e guinada e não foram calibrados.

A instrumentação é composta de um potenciômetro localizado próximo à rótula no centro da aeronave internamente, que dessa forma com o movimento da aeronave apresenta um determinado valor de diferença de potencial (V). Esse sinal é enviado para uma central de aquisição de dados que retorna para os servo-atuadores que por consequência movimentam as superfícies de controle.

A rótula, localizada internamente no modelo, fixa o mesmo em uma haste que mantém a aeronave na câmara de ensaios do túnel de vento e proporciona os graus de liberdade estabelecidos e assim, com toda e ligações efetuadas e superfícies de controle funcionando inicia-se o ensaio.

Foto 3.1- Fixação do modelo no túnel de vento (Fonte: PEREIRA, 2005).

Foto 3.2- Dispositivo de fixação do modelo (rótula) (Fonte: PEREIRA, 2005).

Com o túnel de vento ligado, o modelo é trimado. Um rádio controle e um aparelho receptor permitem o controle de voo manual. A posição do centro de rotação do modelo pode ser ajustada para permitir variação das características de estabilidade.

Para a implementação do Sistema de Aumento de Estabilidade (SAS), a aeronave é configurada para ser instável estaticamente em arfagem. Um sistema automático de controle de voo é utilizado para prover estabilidade artificial e implementado em um sistema de aquisição de dados. Uma interface eletrônica foi incorporada com a função de enviar o sinal de saída do sistema de aquisição de dados para os servo-atuadores. Dessa forma a funcionalidade do SAS é avaliada e o sistema é ajustado.

3.2. A AERONAVE MODELO

Como foi citado antes, o modelo de aeronave utilizado no ensaio de túnel de vento é uma aeronave em escala com canard e asa com enfilechamento negativo, baseada no Grumman X-29A e perfil da asa NACA 0012.

Este tipo de aeronave foi escolhido devido ao tipo de configuração com canard ser mais propensa essencialmente à instabilidade própria, o que torna a pesquisa sobre estabilidade mais interessante.

O modelo foi elaborado no próprio laboratório de Aerodinâmica da USP de São Carlos. O desenho das vistas da aeronave é mostrado conforme Pereira (2005).

A asa, os canards, o nariz e a deriva são feitos de fibra de vidro cobertos de resina epóxi, enquanto que a fuselagem é feita de tubo PVC de 4" (10,16 cm) de diâmetro, sendo que, a mesma possui uma abertura superior para o acesso ao potenciômetro e a rótula que é o mecanismo de fixação do modelo no túnel de vento com os devidos graus de liberdade e mais as ligações dos servomecanismos.

Além disso, a fuselagem possui dois rasgos laterais de cada lado no centro da mesma, para se efetuar o deslocamento do centro de gravidade do modelo.

Figura 3.2- 4 vistas da aeronave modelo testada no túnel de vento (PEREIRA, 2005).

Foto 3.3- Rasgo lateral para deslocamento do centro de gravidade da aeronave modelo em estudo

Foto 3.4- Vista da aeronave modelo em escala baseada no Grumman X-29

Tabela 3.1- Dimensões da aeronave modelo.

ESPECIFICAÇÃO DA AERONAVE MODELO	
FUSELAGEM	
Comprimento (L) (m)	1,13
Diâmetro da fuselagem (d) (m)	0,1016
ASA	
Área (S_w) (m ²)	0,1738
Envergadura (b_w) (m)	0,912
Corda média ($\bar{c}_w$) (m)	0,195
Comprimento da corda na raiz (c_{wr}) (m)	0,2411
Comprimento da corda na ponta (c_{wt}) (m)	0,14
Alongamento (A_w)	4,8
Enflechamento no bordo de ataque (Λ_{LEw})	-20°
Enflechamento a 1/4 da corda ($\Lambda_{c/4w}$)	-23°
Enflechamento a 1/2 da corda ($\Lambda_{c/2w}$)	-25,71°
Afilamento (λ_w)	0,61
Ângulo de diedro	0°
Área do flaperon (m ²)	0,0085
DERIVA	
Área (A_t) (m ²)	0,0232
Corda média ($\bar{c}_t$) (m)	0,1429
Comprimento da corda na raiz (c_{cr}) (m)	0,203
Alongamento (A_t) (m)	1,4
Enflechamento no bordo de ataque (Λ_{LEt})	43°
Enflechamento a 1/4 da corda ($\Lambda_{c/4t}$)	37°
Afilamento (λ_t)	0,33
Área do leme (S_r) (m ²)	0,0061
CANARD	
Área (S_c) (m ²)	0,05351
Envergadura (b_c) (m)	0,32
Corda média ($\bar{c}_c$) (m)	0,16
Comprimento da corda na raiz (c_{cr}) (m)	0,2749
Comprimento da corda na ponta (c_{ct})	0,059
Alongamento (A_c)	1,92

ESPECIFICAÇÃO DA AERONAVE MODELO	
Enflechamento no bordo de ataque (Λ_{LEc})	42,5°
Enflechamento a 1/4 da corda ($\Lambda_{c/4C}$)	30°
Enflechamento a 1/2 da corda ($\Lambda_{c/2C}$)	13,59°
Afilamento (λ_c)	0,2152
Ângulo de diedro	0°

Fonte: Pereira (2005)

3.3. ENSAIO DINÂMICO COM OS ATUADORES E SENSORES

O ensaio dinâmico foi realizado no Laboratório de Dinâmica e Controle (LADINC) do NPA da USP de São Carlos.

O ensaio dinâmico com o sistema de controle tem por objetivo calcular os parâmetros da função de transferência do servo-atuador e a sua amplitude. Isto é realizado através de uma entrada recebida pelo mesmo servo, variando a frequência com que esse processo se realiza após o sistema sofrer uma entrada harmônica em seno e observando a sua resposta conforme a leitura do potenciômetro. Em virtude disso, é feita a análise de Resposta em Frequência.

Esse sistema, montado a partir de uma bancada com os componentes devidamente fixados através de chapas e parafusos, consiste da adaptação de um servo-motor de corrente contínua com um encoder que opera semelhante a um sistema foto-elétrico de um mouse de computador em um servomecanismo.

Ambos os mecanismos são ligados a uma fonte de alimentação de onde também sai um cabo que se conecta ao painel conector da placa de aquisição de dados. Assim, movimentam harmonicamente um potenciômetro fixado junto ao eixo do servo-motor através de uma bucha acoplada a um acoplador elástico no eixo do mesmo servo.

O potenciômetro é um tipo de resistência elétrica com a função de medir a posição ou deslocamento angular (θ) do servo-motor e envia um sinal na forma de diferença de potencial

(tensão V) para a mesma central de aquisição de dados. O potenciômetro também é alimentado por uma fonte a 10V e corrente de 0,45 A.

A placa receptora recebe o sinal do potenciômetro através da ligação de um conector BNC na extremidade de um cabo com um resistor 4k7 (1W) a fim de se evitar danos na placa. Logo que é realizado sua aquisição de sinal no sistema, o mesmo sinal é analisado e a placa responde com a derivada desse mesmo sinal (θ') para realimentar o sistema (servo- atuador) que assim movimentará as superfícies de controle.

Um segundo potenciômetro ligado através de um conector BNC na extremidade de um cabo à placa receptora do sistema de aquisição de dados com um resistor 4k7 (1W), também é alimentado por uma segunda fonte através de uma conexão BNC em “T” que o liga a essa fonte e à placa por um cabo com resistor. O potenciômetro é alimentado por uma fonte a 10V e corrente de 0,45 A e conectado através do seu eixo a um servo-atuador alimentado por uma outra fonte a uma tensão de 4,8 V e corrente de 0,65 A. Esse servo-atuador é semelhante ao que se usa em aeromodelos e é ligado ao gerador de PWM da placa conectora do sistema de aquisição, e é acoplado ao potenciômetro também através de uma segunda bucha devido à diferença de diâmetro de ambos os eixos. Cada cabo de conexão que sai dos potenciômetros e vão até o conector BNC em “T” possuem um resistor de 68 Ω (1W) para evitar danos no potenciômetro.

A seguir temos o esquema do ensaio com o sistema dinâmico de controle realizado no LADINC – NPA.

Figura 3.3- Esquema do Ensaio Dinâmico montado no Laboratório de Dinâmica e Controle

A seguir temos as características dos componentes do Sistema de Controle:

Tabela 3.2- Especificações técnicas dos componentes eletrônicos do sistema de controle

ESPECIFICAÇÃO TÉCNICA DOS COMPONENTES	
SERVO-ATUADOR 1	
Marca	Futaba
Modelo	FP - S16
Sistema de controle	3 fios, + controle de largura de pulso (650 μS ~1900 μS)
Velocidade	60s / 45°
Torque	2 Kg.cm (≈ 0,2 N.m)
Rotação	± 60°
Dimensões	19,5 x 41,5 x 35,5 mm
Peso	41g
SERVO-ATUADOR 2	
Marca	Futaba

ESPECIFICAÇÃO TÉCNICA DOS COMPONENTES

SERVO ATUADOR 2

Modelo	S 3305 Heavy duty
Sistema de controle	3 fios, + controle de largura de pulso (650 μ S ~1900 μ S)
Velocidade	0,2 s / 60° a 6V
Torque	8,9 Kg.cm a 6 V ($\approx$ 0,89 N.m)
Rotação	$\pm 90^\circ$
Dimensões	40 x 38,1 x 20 mm
Peso	46 g

POTENCIÔMETRO (2 do mesmo modelo utilizados)

Marca	Vishay Spectrol
Modelo	140-0-0-102
Potência	2 W à 40°C
Resistência Total	50 Ω a 20 K Ω
Linearidade	$\pm 1.0 \%$
Rotação	320° $\pm$ 5°.
Tolerância da resistência	$\pm 5\%$

PLACA DE AQUISIÇÃO DE DADOS

Marca	dSPACE
Modelo da Placa	DS1103
Processador	400 MHz
Memória RAM	128 Mb
Conversores	4 (Analógico-digital), resolução de 16b, sendo cada conversor multiplexado entre 4 canais (16 canais no total) + 8 canais de saída (digital-analógico) com resolução de 12b + 6 interfaces para encoder + geradores de modulação de largura de pulso (PWM)

SERVO-MOTOR DE CORRENTE CONTÍNUA

Marca	Thomson Industries Inc. (atual Danaher Motion)
Modelo	Motor de corrente contínua sem escovas com encoder TMC – 1000 BLD 2315-B10200 S/N° 2242F com Fonte de Alimentação
Resistência	6,3 Ω
Pico de corrente	9,1 A
Torque	29,2 oz.in (0,26 N.m)

ESPECIFICAÇÃO TÉCNICA DOS COMPONENTES	
SERVO-MOTOR DE CORRENTE CONTÍNUA	
N° de pólos	6
Peso	22 oz. (737 g)

Com uma entrada harmônica no servo-motor de corrente contínua (uma amplitude a uma determinada frequência) no painel do gerenciador dos dados de saída conforme o Programa Control Desk, observa-se o comportamento do servo-atuador. Dessa forma, podemos observar a resposta com igual frequência, mas com atraso, conforme se aumenta a frequência.

O monitoramento do experimento, a necessidade de alteração dos parâmetros do sistema de controle e a resposta do comportamento dinâmico do ensaio são realizados através da utilização do Programa Simulink e compilado através do Matlab e gerenciado pelo Programa Control Desk. Dessa forma, foi desenvolvido nesse último programa um gerenciador e visualizador das informações ou dados do experimento do sistema de controle conforme a figura a seguir.

Figura 3.5- Diagrama de Blocos elaborado no Simulink e compilado no Control Desk para a realização da simulação do sistema de controle dinâmico

3.3.1. MATERIAL DE APOIO PARA A EXECUÇÃO DO ENSAIO DINÂMICO EXPERIMENTAL

Para a realização do experimento no Laboratório de Dinâmica e Controle (LADINC) do NPA foram confeccionadas algumas peças a fim de acomodar melhor os componentes eletrônicos durante o experimento e adquiridas outras. No Anexo 1 segue uma descrição sucinta dos componentes de apoio utilizados para a realização do experimento.

Foto 3.5- Foto da montagem do Experimento Dinâmico no Laboratório de Dinâmica e Controle do NPA.

Foto 3.6- Detalhe do Servo Motor, Potenciômetros, Servo Atuador, acoplador elástico e buchas.

3.3.2.CALIBRAÇÃO DOS POTENCIÔMETROS

Para se obter uma melhor precisão dos resultados, foi necessário se fazer a calibração de ambos os potenciômetros e os servo-atuadores.

A calibração do potenciômetro do servo-motor de corrente contínua foi realizada baseado no encoder do servo-motor. Foi estabelecida uma correspondência entre o ângulo zero do deslocamento do potenciômetro coincidindo-se com o ângulo zero do encoder no painel de controle do sistema de aquisição de dados e obtida uma determinada tensão. A partir daí foi-se variando o posicionamento do eixo do potenciômetro e anotando-se as tensões.

O potenciômetro foi calibrado já estando acoplado no conjunto formado pela bucha e o acoplador elástico ligados ao eixo do servo-motor de corrente contínua. Apenas tornou-se necessária uma correção do ângulo do encoder, visto que quando se dava uma entrada de ângulo para o potenciômetro igual a zero, o valor do ângulo do encoder era um pouco

superior. Com essa correção, podemos igualar ambos os ângulos para se obter a precisão como uma espécie de “trimagem”.

Com o ângulo de entrada e o ângulo do encoder iguais, iniciou-se a obtenção dos valores das tensões dos potenciômetros em Volts (V) para os respectivos ângulos que seguiram o intervalo de -40° a $+40^{\circ}$ variando de 1 em 1° . As tabelas com os respectivos valores utilizados para traçar o gráfico para a calibração dos potenciômetros se encontram no Apêndice A.

Com os valores obtidos e descritos em uma tabela, traçou-se a curva de calibração dos pontos e aplicou-se uma equação de ajuste nestes dados, chegando-se a uma equação para fazer a conversão. Com isso, obteve-se uma equação de ajuste de 3ª ordem, em que o gráfico é descrito no Apêndice A.

No caso do 2º potenciômetro que foi acoplado ao eixo do servo-atuador, foram feitas duas calibrações do mesmo, pois foram testados dois tipos de servo-atuadores. O motivo foi que o primeiro possuía maior problema de histerese e com isso havia maior imprecisão dos resultados que eram percebidos durante a calibração. Assim, o potenciômetro do servo-atuador foi calibrado com base na calibração do próprio servo e ajustado os parâmetros para que o zero grau do potenciômetro coincidisse com o zero do servo. Dessa forma, foi-se variando os ângulos e obtendo-se as respectivas tensões e da mesma forma que no caso do potenciômetro anterior (servo-motor), foi feita uma tabela e assim, obtida as duas curvas de calibração e a equação de ajuste que foi utilizada para fazer a conversão, sendo essa uma equação de 3ª ordem e da mesma forma que o anterior, os gráficos do potenciômetro relacionado para os 2 servo-atuadores são descritos no Apêndice A.

.

3.3.3.CALIBRAÇÃO DOS SERVO-ATUADORES

Da mesma forma, foram testados e calibrados dois tipos de servo-atuadores. O primeiro, mais antigo e de menor torque e com um movimento angular de $\pm 60^\circ$. O segundo, mais novo, por consequência com menor influência de histerese, com maior torque e com maior movimento angular, chegando a $\pm 90^\circ$. Apesar do ensaio experimental no túnel de vento ter sido realizado com a aeronave modelo dotada de um micro servo para o canard, não foi possível utilizar o mesmo mecanismo no ensaio dinâmico pois o mesmo componente se encontrava sem condições mecânicas de utilização. Também na época do experimento não foi possível se obter um mecanismo semelhante ao do experimento no túnel de vento. Apesar disso, poderia ser mais interessante a utilização do 2º servo-atuador na aplicação para a deflexão do canard no ensaio experimental com a aeronave modelo, por possuir maior torque do que o micro servo utilizado no experimento, que também acabou limitando o próprio ensaio experimental devido a sua limitação de baixo torque em situações de altos ângulos de ataque.

O sinal enviado para acionar os servo-atuadores utiliza a Modulação de Largura de Pulso (PWM) proveniente da placa de Aquisição de Dados através da ligação com a Placa Conectora do sistema de aquisição.

Quando a largura de pulso proveniente do sistema de aquisição é igual a 7,5% do tempo de 20 ms o servo-atuador estará na posição central. A partir daí com o auxílio de um transferidor acoplado ao eixo do motor e um ponteiro, variou-se a largura de pulso no painel de controle do Control Desk em determinados intervalos, e dessa forma o ponteiro acoplado ao eixo do servo-atuador foi indicando o ângulo correspondente. Com isso, elaboramos as tabelas dos dados com os valores de largura de pulso e seu respectivo valor angular e com o

auxílio do Matlab, semelhantemente ao que foi feito com o potenciômetro e assim, obtemos as curvas de calibração e as equações de ajuste que foram adicionadas ao diagrama de blocos. Os gráficos da calibração dos servo-atuadores são descritos no Apêndice A.

(1)

(2)

Foto 3.7- Calibração do servo-atuador. Vista frontal (1) e vista posterior (2).

3.3.4.CONTROLADOR PROPORCIONAL INTEGRAL DERIVATIVO (PID)

O Controlador PID, sigla em inglês para Controlador Proporcional Integral Derivativo, é utilizado em mais da metade dos controladores industriais em uso atualmente, sejam pequenos esquemas de PID ou PID modificado (OGATA, 2003).

A utilidade do PID está na forma de aplicação geral nos sistemas de controle. Em geral, quando não se conhece o modelo matemático da planta ou sistema em análise, o PID passa a ser de muita importância.

O PID é um tipo de controlador automático que tem como finalidade comparar o valor real de saída da planta (Dinâmica da Aeronave, conforme a Figura 3-5) com um valor de entrada, que se possui de referência. Ele faz o cálculo do desvio da diferença de ambos os parâmetros e produz um sinal de controle que minimiza o desvio, reduzindo a zero ou próximo disso. Dessa forma o controlador efetua um tipo de realimentação do sistema.

O Proporcional age aumentando a rigidez do sistema.

O Integrador ou a chamada “Ação Integradora”, interage no sinal fazendo chegar ao valor mais próximo ao de referência em menos tempo, ou seja, acelera o resultado que se espera.

O Derivativo ou a chamada “Ação Derivativa” age para amortecer o sistema, ou seja, aumenta a razão de amortecimento (ζ) para o sistema estabilizar rapidamente.

3.3.5.MODULAÇÃO DE LARGURA DE PULSO (PWM)

A Modulação de Largura de Pulso conhecida por PWM que é a sigla em inglês, conforme dSPACE (2001) é muito utilizada em controles de potência, fontes chaveadas e muitos outros circuitos.

O princípio do PWM nada mais é do que um controle da carga de entrada do sistema em um determinado circuito. Quando o interruptor do circuito se encontra aberto não há corrente na carga e a potência aplicada é nula.

Quando o interruptor é fechado, ocorre o pico máximo de tensão da fonte, assim como a potência máxima. Dessa forma, esse interruptor define uma determinada largura de pulso pelo tempo que ele fica fechado e um intervalo entre os pulsos pelo tempo em que ele fica aberto. Os dois tempos juntos definem um período, e por consequência uma frequência de controle.

A relação entre o tempo em que temos o pulso e a duração de um ciclo completo, que é definido pela largura de pulso quando o interruptor se encontra ligado e o intervalo quando o mesmo está desligado e torna a ligar, forma o chamado ciclo ativo. Quando variamos a largura de pulso e o intervalo, conseguimos controlar a potência média aplicada a uma carga, o que define o princípio do PWM. A largura de pulso é modulada ou variada com o intuito de controlar o ciclo ativo do sinal aplicado a uma determinada carga e por consequência da sua potência no sistema conforme Saber Eletrônica (2001). Na prática, o interruptor é substituído por determinado dispositivo sólido que possa abrir e fechar o circuito rapidamente.

No caso do experimento, utilizou-se uma placa conectora do sistema de aquisição de dados para se obter o sinal de PWM para o servo-atuador, estando os fios ligados nos pontos 5 e 6 da placa, que dessa forma fornece um controle de largura do pulso para o servo-atuador.

3.3.6.FILTRO DO SISTEMA DE CONTROLE BUTTERWORTH

O Filtro utilizado no sistema é o do tipo “Butterworth” de acordo com o utilizado no ensaio experimental do trabalho base dessa pesquisa (PEREIRA, 2005).

O Filtro Butterworth é um tipo de filtro eletrônico analógico utilizado no ambiente computacional que no sistema de controle trabalha como digital por estar acoplado a um software do sistema de aquisição de dados.

Esse filtro tem esse nome pois, foi desenvolvido pelo Engenheiro britânico S. Butterworth conforme sua própria publicação no livro “On the Theory of Filter Amplifiers”, *Wireless Engineer* (BUTTERWORTH, 1930).

O Filtro Butterworth é utilizado em casos em que o ruído é muito grande, comprometendo o comportamento do sinal. Dessa forma esse tipo de filtro trabalha produzindo melhores resultados do que outros filtros tais como o Filtro Inverso conforme De Biasi (1999).

O Filtro Butterworth é do tipo “passa-baixa” e linear que atenua ou elimina os componentes de alta frequência do domínio em estudo, mantendo as baixas frequências inalteradas, que são os sinais que nos interessa para análise, desprezando-se frequências acima do limite determinado. Dessa forma, o sistema fornece respostas mais contínuas e com mínimo de ondulações.

Esse filtro é desenvolvido de modo a ter uma magnitude de resposta em frequência o mais plana o quanto for matematicamente possível na banda passante. Esse filtro mantém o mesmo formato para ordens mais altas em comparação a outros filtros, apenas com uma inclinação mais íngreme na banda atenuada, enquanto outros filtros possuem formatos diferentes para ordens mais altas.

3.3.6.1. Função de Transferência do Filtro Butterworth “Passa Baixas”

A magnitude quadrada da resposta em frequência de um Filtro “passa-baixa” de ordem n pode ser definida matematicamente conforme Schlichthärle (2000) como:

$$|H(j\omega)|^2 = \frac{1}{1 + \left(\frac{\omega}{\omega_c}\right)^{2N}}$$

onde:

- H é a função de transferência
- j é o número imaginário
- N é a ordem do filtro
- ω é a frequência angular do sinal em radianos por segundo,
- ω_c é a frequência de corte (frequência com -3 dB de ganho).

3.3.6.2. Especificação do Filtro Butterworth para o Sistema de Controle através do Programa Matlab / Simulink

Tipo de Filtro: “passa-baixa”

Ordem do Filtro: 8

Frequência da extremidade da banda de passagem: 30 rad/s (Frequência de corte)

A ordem do filtro utilizada no experimento foi de acordo com a utilizada no trabalho base dessa dissertação. A utilização da 8ª ordem no filtro Butterworth é justificado devido ao fato de ser a ordem onde se obteve melhores resultados para a estabilidade da aeronave, enquanto que a frequência de corte ou da extremidade da banda de passagem de 30rad/s ($\approx 4,8$ Hz) foi utilizado devido a uma

margem de segurança limite para o servo-atuador que no caso do experimento do trabalho base foi um micro servo-atuador com baixo torque.

Como no nosso caso o ângulo de fase (Atraso) só para o Filtro (medido para o filtro Butterworth) foi superior a 90° para frequências no geral acima de 1,4 Hz (8,792 rad/s), utilizaremos a Função de Transferência de 2º Grau para o sistema de controle matemático (computacional) e com o propósito de obtenção do comportamento dos gráficos tanto de Atenuação x Frequência como Atraso x Frequência conforme Ogata (2003).

4. METODOLOGIA PARA APLICAÇÃO DA FERRAMENTA DE OTIMIZAÇÃO PARA A APROXIMAÇÃO DO MODELO COMPUTACIONAL COM O EXPERIMENTAL

A otimização matemática é um ramo da ciência computacional que busca a resposta da seguinte questão: “Qual é o melhor?” Para problemas nas quais a qualidade de qualquer resposta pode ser expressa como um valor numérico.

A otimização de um modelo matemático consiste de uma função objetivo $J(x)$ e o estabelecimento de restrições expressas na forma de um sistema de equações ou inequações. A otimização de modelos é usada extensivamente em quase todas as áreas como exemplo: engenharia e finanças (ARSHAM, 2005).

O problema geral de otimização requer encontrar o vetor x que leva ao mínimo ou máximo de uma função escalar $J(x)$, denominada “função custo”. Todo problema de maximização pode se tornar um problema de minimização com a simples inversão de sinal de $J(x)$ (VASCONCELOS, 2002).

Se o modelo matemático é a representação válida do desempenho de um sistema, como mostrado pela aplicação de técnicas analíticas apropriadas, então a solução obtida do modelo deverá também ser a solução para o problema do sistema. A efetividade dos resultados da aplicação de qualquer técnica de otimização é função do grau para o qual o modelo representa o sistema estudado.

Com base nos resultados a serem obtidos para o modelo matemático, os mesmos serão otimizados conforme as seguintes variáveis ou parâmetros descritos a seguir, a fim de se obter uma aproximação do comportamento do modelo matemático em relação ao modelo ensaiado em túnel de vento ou experimental (objetivo principal do trabalho). Dessa forma, fazemos uso da ferramenta de otimização de análise de sensibilidade paramétrica, baseada no Teorema de Fiacco como exposto anteriormente em que novas soluções podem ser obtidas quando perturbações são acrescentadas ao problema ocorrendo na função objetivo.

São elas, as variáveis a serem otimizadas:

- parâmetros para a função de transferência do servo-atuador (ω_n e ζ);
- ponto neutro ($\bar{X}_{np}$);
- momento de inércia (I_{YY});
- derivadas de estabilidade longitudinal ($C_{L\alpha}$ e C_{Mq}).

$F \rightarrow$ Função objetivo (erro ou cálculo da diferença entre os valores otimizados e o experimental)

$X_1 \rightarrow$ Primeiro parâmetro

$X_2 \rightarrow$ Segundo parâmetro

$X_3 \rightarrow$ Terceiro parâmetro

$X_n \rightarrow$ n parâmetro

$\Delta X_1 \rightarrow$ direção de busca ou perturbação para o primeiro parâmetro

$\Delta X_2 \rightarrow$ direção de busca ou perturbação para o segundo parâmetro

$\Delta X_3 \rightarrow$ direção de busca ou perturbação para o terceiro parâmetro

$\Delta X_n \rightarrow$ direção de busca ou perturbação para o parâmetro n

$X_1^* \rightarrow$ caso-base para o primeiro parâmetro

$X_2^* \rightarrow$ caso-base para o segundo parâmetro

$X_3^* \rightarrow$ caso-base para o terceiro parâmetro

$X_n^* \rightarrow$ caso-base para o parâmetro n

Assim zeramos o gradiente da função para todos os parâmetros com o intuito de se obter um valor mínimo para cada parâmetro de uma vez, convergindo os resultados para cada parâmetro de uma vez só.

função de custo:

$\min F(x)$:

$$F = F(X_1, X_2, X_3, \dots, X_n) \quad (4.1)$$

Como não temos as equações analíticas para o sistema, resolvemos a partir da linearização dos termos pelo truncamento por “série de Taylor” e a seguir obtemos a forma algébrica das equações pelo “método das diferenças finitas” a fim de utilizar o equacionamento no programa computacional.

O método das diferenças finitas é um método de resolução de equações diferenciais que faz aproximações de derivadas por diferenças finitas. Essa fórmula é obtida da série de Taylor da função derivada.

A técnica de sensibilidade considera o gradiente da função:

$$\nabla F(X_1, X_2, X_3, \dots, X_n) = 0 \quad (4.2)$$

E assim temos:

$$\frac{\partial F}{\partial X_1} = 0 \quad (\text{para o primeiro parâmetro})$$

$$\frac{\partial F}{\partial X_2} = 0 \quad (\text{para o segundo parâmetro})$$

$$\frac{\partial F}{\partial X_3} = 0 \quad (\text{para o terceiro parâmetro})$$

$$\frac{\partial F}{\partial X_n} = 0 \quad (\text{para o parâmetro } n)$$

Assim, linearizando para cada um dos respectivos parâmetros no ponto ótimo

$(X_1^*, X_2^*, X_3^*, \dots, X_n^*)$ e então temos um exemplo genérico supondo o termo X_i :

$$\frac{\partial F}{\partial X_i} = \frac{\partial F^*}{\partial X_i} + \sum_{j=1}^n \frac{\partial^2 F^*}{\partial X_i \partial X_j} \Delta x_j + \dots \quad (4.3)$$

E da mesma forma fazemos a linearização para os termos $X_1, X_2, X_3, \dots, X_n$ resultando em:

→ Para o 1º termo (X_1):

$$\frac{\partial^2 F^*}{\partial X_1^2} \Delta X_1 + \frac{\partial^2 F^*}{\partial X_1 \partial X_2} \Delta X_2 + \frac{\partial^2 F^*}{\partial X_1 \partial X_3} \Delta X_3 + \dots + \frac{\partial^2 F^*}{\partial X_1 \partial X_n} \Delta X_n = -\frac{\partial F^*}{\partial X_1} \quad (4.4)$$

→ Para o 2º termo (X_2):

$$\frac{\partial^2 F^*}{\partial X_2^2} \Delta X_1 + \frac{\partial^2 F^*}{\partial X_2 \partial X_1} \Delta X_2 + \frac{\partial^2 F^*}{\partial X_2 \partial X_3} \Delta X_3 + \dots + \frac{\partial^2 F^*}{\partial X_2 \partial X_n} \Delta X_n = -\frac{\partial F^*}{\partial X_2} \quad (4.5)$$

→ Para o 3º termo (X_3):

$$\frac{\partial^2 F^*}{\partial X_3^2} \Delta X_1 + \frac{\partial^2 F^*}{\partial X_3 \partial X_1} \Delta X_2 + \frac{\partial^2 F^*}{\partial X_3 \partial X_2} \Delta X_3 + \dots + \frac{\partial^2 F^*}{\partial X_3 \partial X_n} \Delta X_n = -\frac{\partial F^*}{\partial X_3} \quad (4.6)$$

→ Para o termo n (X_n):

$$\frac{\partial^2 F^*}{\partial X_n^2} \Delta X_n + \frac{\partial^2 F^*}{\partial X_n \partial X_1} \Delta X_1 + \frac{\partial^2 F^*}{\partial X_n \partial X_2} \Delta X_2 + \frac{\partial^2 F^*}{\partial X_n \partial X_3} \Delta X_3 + \dots + \frac{\partial^2 F^*}{\partial X_n \partial X_{n+1}} \Delta X_{n+1} = -\frac{\partial F^*}{\partial X_n} \quad (4.7)$$

Se montarmos um gráfico da função objetivo (F) por um dos parâmetros como a Amplitude (A) por exemplo, teremos:

Onde:

$F^* = F(X_1^*, X_2^*, X_3^*, \dots, X_n^*)$, e dessa forma montamos os equacionamentos por diferenças finitas para encontrar cada termo correspondente:

Cálculo dos termos para o 1º termo (X_1):

$$\frac{\partial F^*}{\partial X_1} \cong \frac{F(X_1^* + \delta X_1, X_2^*, X_3^*, \dots, X_n^*) - F(X_1^* - \delta X_1, X_2^*, X_3^*, \dots, X_n^*)}{2 \delta X_1} \quad (4.8)$$

$$\frac{\partial^2 F^*}{\partial X_1^2} \cong \frac{F(X_1^* + \delta X_1, X_2^*, X_3^*, \dots, X_n^*) - 2F(X_1^*, X_2^*, X_3^*, \dots, X_n^*) + F(X_1^* - \delta X_1, X_2^*, X_3^*, \dots, X_n^*)}{\delta X_1^2} \quad (4.7)$$

Cálculo dos termos para a o 2º termo (X_2):

$$\frac{\partial F^*}{\partial X_2} \cong \frac{F(X_2^* + \delta X_2, X_1^*, X_3^*, X_n^*) - F(X_2^* - \delta X_2, X_1^*, X_3^*, X_n^*)}{2 \delta X_2} \quad (4.9)$$

$$\frac{\partial^2 F^*}{\partial X_2^2} \cong \frac{F(X_2^* + \delta X_2, X_1^*, X_3^*, X_n^*) - 2F(X_2^*, X_1^*, X_3^*, X_n^*) + F(X_2^* - \delta X_2, X_1^*, X_3^*, X_n^*)}{\delta X_2^2} \quad (4.9)$$

Cálculo dos termos para a o 3º termo (X_3):

$$\frac{\partial F^*}{\partial X_3} \cong \frac{F(X_3^* + \delta X_3, X_1^*, X_2^*, \dots, X_n^*) - F(X_3^* - \delta X_3, X_1^*, X_2^*, \dots, X_n^*)}{2 \delta X_3} \quad (4.10)$$

$$\frac{\partial^2 F^*}{\partial X_3^2} \cong \frac{F(X_3^* + \delta X_3, X_1^*, X_2^*, \dots, X_n^*) - 2F(X_3^*, X_1^*, X_2^*, \dots, X_n^*) + F(X_3^* - \delta X_3, X_1^*, X_2^*, \dots, X_n^*)}{\delta X_3^2} \quad (4.11)$$

Cálculo dos termos para a o termo n (X_n):

$$\frac{\partial F^*}{\partial X_n} \cong \frac{F(X_n^* + \delta X_n, X_1^*, X_2^*, X_3^*) - F(X_n^* - \delta X_n, X_1^*, X_2^*, X_n^*)}{2 \delta X_n} \quad (4.12)$$

$$\frac{\partial^2 F^*}{\partial X_n^2} \cong \frac{F(X_n^* + \delta X_n, X_1^*, X_2^*, X_3^*) - 2F(X_n^*, X_1^*, X_2^*, X_3^*) + F(X_n^* - \delta X_n, X_1^*, X_2^*, X_3^*)}{\delta X_n^2} \quad (4.13)$$

E dessa forma montamos um sistema de matrizes para o cálculo das perturbações em X_1, X_2, X_3, X_n :

$$\begin{bmatrix} \frac{\partial^2 F^*}{\partial X_1^2} & \frac{\partial^2 F^*}{\partial X_1 \partial X_2} & \frac{\partial^2 F^*}{\partial X_1 \partial X_3} & \cdots & \frac{\partial^2 F^*}{\partial X_1 \partial X_n} \\ \frac{\partial^2 F^*}{\partial X_2 \partial X_1} & \frac{\partial^2 F^*}{\partial X_2^2} & \frac{\partial^2 F^*}{\partial X_2 \partial X_3} & \cdots & \frac{\partial^2 F^*}{\partial X_2 \partial X_n} \\ \frac{\partial^2 F^*}{\partial X_3 \partial X_1} & \frac{\partial^2 F^*}{\partial X_3 \partial X_2} & \frac{\partial^2 F^*}{\partial X_3^2} & \cdots & \frac{\partial^2 F^*}{\partial X_3 \partial X_n} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial^2 F^*}{\partial X_n \partial X_1} & \frac{\partial^2 F^*}{\partial X_n \partial X_2} & \frac{\partial^2 F^*}{\partial X_n \partial X_3} & \cdots & \frac{\partial^2 F^*}{\partial X_n^2} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \Delta X_1 \\ \Delta X_2 \\ \Delta X_3 \\ \vdots \\ \Delta X_n \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -\frac{\partial F^*}{\partial X_1} \\ -\frac{\partial F^*}{\partial X_2} \\ -\frac{\partial F^*}{\partial X_3} \\ \vdots \\ -\frac{\partial F^*}{\partial X_n} \end{Bmatrix} \quad (4.14)$$

Sendo que os parâmetros $X_1^*, X_2^*, X_3^*, \dots, X_n^*$ são os mínimos locais ou parâmetros da solução ótima do sistema.

O problema de análise de sensibilidade foi implementado em ambiente Matlab, a fim de se obter os resultados comparativos para os gráficos do comportamento computacional (matemático) e comparar com o experimental. Simplificamos o equacionamento, usando apenas no programa a 1ª derivada e 2ª derivada relacionada a diagonal principal, pois os outros termos relacionados com a 2ª derivada não forneceram resultados satisfatórios na simulação de teste do programa com a matriz mostrada acima e por isso também não demonstramos o seu equacionamento no trabalho.

Substituímos cada termo das equações anteriores pelo valor dos parâmetros correspondentes e obtemos as variações em delta (Δ) que correspondem às perturbações do sistema para os parâmetros que nos interessa obter seu valor ajustado em relação ao modelo matemático.

Dessa forma, obtemos a variação de cada parâmetro, os quais substituímos nas variáveis correspondentes no programa a fim de se obter um valor para cada parâmetro mais próximo do esperado, sabendo-se que para cada iteração computacional essa variação (Δ) vai diminuindo, o que prova que os resultados obtidos para cada parâmetro está coerente com o esperado do modelo matemático do sistema.

Na elaboração do equacionamento, utilizamos a seguinte equação básica para o ajuste, obtida pelo uso da tabela das transformadas de Laplace conforme Ogata (2003):

$$(\theta) = A.e^{-\zeta.\omega_n.t}.\cos(\omega_n.\sqrt{1-\zeta^2}.t + \phi) + S \quad (4.15)$$

Sendo que:

$A \rightarrow$ amplitude

$\zeta \rightarrow$ amortecimento

$\omega_n \rightarrow$ frequência natural

$\phi \rightarrow$ fase

$S \rightarrow$ valor médio

A frequência natural amortecida do sistema (ω_d) é igual a frequência de oscilação transitória e varia com o amortecimento e que na equação acima é dada por:

$$\omega_d = \omega_n.\sqrt{1-\zeta^2} \quad (4.16)$$

4.1. PARÂMETROS DE AJUSTE EM MALHA ABERTA

- derivadas de estabilidade (C_{Mq} , $C_{L\alpha}$)
- ponto neutro ($\bar{X}_{np}$)
- momento de inércia (I_{YY})

4.2. PARÂMETROS DE AJUSTE EM MALHA FECHADA

- derivadas de estabilidade (C_{Mq} , $C_{L\alpha}$)
- momento de inércia (I_{YY})
- frequência de corte do servo-atuador (ω_{ns})
- amortecimento do servo-atuador (ζ_s)

5.ELABORAÇÃO DO MODELO MATEMÁTICO E COMPUTACIONAL

5.1. MODELO MATEMÁTICO

O modelo matemático configurado de uma forma apropriada é essencial para o processo analítico do projeto do sistema de controle de voo (FIELDING; COOK, 2000). Ele completa o estudo da aeronave junto com os ensaios de túnel de vento, pois ambos precisam ser desenvolvidos em conjunto.

Vamos considerar o modelo da aeronave ensaiada um corpo rígido. Isso implica que, todos os pontos na estrutura do modelo mantêm posições fixas relativas no espaço em todo o tempo (STEVENS; LEWIS, 1992).

As equações de movimento de um corpo rígido podem ser separadas ou desacopladas dentro de equações rotacionais e de translação se a origem da coordenada for escolhida para estar no centro de massa (WELLS, 1967).

Após a obtenção das equações de movimento, propicia-se a obtenção da função de transferência do sistema.

A relação básica de entrada e saída para uma aeronave é descrita pelas funções de transferência aerodinâmica as quais proporcionam a mais simples e fundamental descrição da dinâmica do modelo em estudo (FIELDING; COOK, 2000).

Figura 5.1- Eixos de rotação de uma aeronave

O centro dos eixos de rotação da aeronave é localizado no centro de gravidade da mesma e se torna o ponto inicial para o estudo do comportamento da estabilidade e controle do modelo.

Assim, temos que, se o centro aerodinâmico estiver atrás do centro de gravidade, a aeronave será estável, caso contrário, o centro aerodinâmico estiver à frente do centro de gravidade, a mesma será instável. Finalmente, se ambos os centros coincidirem, a aeronave terá comportamento neutro.

Por conceituação, estabilidade é a propriedade de um estado de equilíbrio e é definida como a tendência que um corpo possui de voltar para a sua condição de equilíbrio, após ter sido deslocado dela por meio de um distúrbio externo qualquer.

Dentro do estudo da estabilidade, a mesma é dividida em estabilidade estática e dinâmica, sendo que:

- Estabilidade estática é a tendência que um corpo possui de retornar a sua condição de equilíbrio após uma perturbação externa, ou seja, determina o estado de equilíbrio da aeronave. Pode ser *estável* quando retorna para a condição de equilíbrio; *instável* quando o

corpo não retorna a condição de equilíbrio; ou *indiferente* quando o corpo permanece na condição de equilíbrio mesmo depois de uma perturbação externa.

- Estabilidade dinâmica: é o movimento que um corpo realiza, ao longo do tempo, tendendo ou não a retornar à condição de equilíbrio, da qual foi afastado, devido a uma perturbação qualquer. Dessa forma, está relacionada com o comportamento da aeronave após a perturbação. Um corpo estaticamente estável pode ser *dinamicamente estável, instável ou indiferente* (SOUZA, 1991).

A estabilidade dinâmica é muito importante para estudar o comportamento com relação a manobras e controle da aeronave.

Para o modelo estudado, consideraremos apenas um grau de liberdade ao invés dos 6 graus que possuem a aeronave como visto na figura 5-1 e aplicaremos a equação longitudinal descrita abaixo disponível em Roskam (1979):

$$q' = M_u u + M_{Tu} u + M_\alpha \alpha + M_{T\alpha} \alpha + M_{\alpha'} \alpha' + M_q q + M_\delta \delta_e \quad (5.1)$$

para o túnel de vento temos:

$$\alpha = \theta \quad (5.2)$$

e assim resulta em que:

$$\alpha' = \theta' = q \quad (5.3)$$

O modelo fixado no túnel de vento terá apenas um grau de liberdade, sendo que, dessa forma, nos interessará o comportamento longitudinal do modelo, desprezando-se o movimento latero-direcional da aeronave durante o ensaio e desprezaremos o movimento vertical e lateral.

Assim vamos desconsiderar os eixos X e Z da aeronave que estarão restringidos, considerando apenas o eixo Y que estará liberado.

dessa forma consideramos:

$$\Delta u = 0 \quad \text{e} \quad \Delta \alpha = 0$$

por consequência temos:

$$\Delta u' = 0 \quad \text{e} \quad \Delta \alpha' = 0$$

sabemos que de acordo com Etkin e Reid (1996),

$$\Delta q' = \frac{\Delta M}{I_{YY}} \quad (5.4)$$

e que:

$$\Delta M = M_u \Delta u + M_w w + M_{w'} w' + M_q q + \Delta M_c \quad (5.5)$$

conforme Roskam (1979),

$$q' = M_u u + M_{Tu} u + M_\alpha \alpha + M_{T\alpha} \alpha + M_{\alpha'} \alpha' + M_q q + M_\delta \delta_e \quad (5.6)$$

Simplificamos a equação por considerar apenas o modo de arfagem (1 grau de liberdade)

($\alpha = \theta$)

como:

$$\Delta u = 0 \quad \text{e} \quad \Delta \alpha = 0$$

temos:

$$M_u u = 0$$

$$M_{Tu} u = 0$$

como não há tração (modelo fixo no túnel), temos que:

$$M_{T\alpha} \alpha = 0$$

e que:

$$M_\alpha \alpha = M_\theta \theta$$

e como não há variação vertical,

$$M_{\alpha'} \alpha' = 0$$

Sabendo-se que do Roskam (1979), para a Derivada do momento de arfagem com relação ao ângulo de ataque (M_α):

$$M_\alpha = \frac{\bar{q} \cdot \bar{S} \cdot \bar{c} \cdot C_{M\alpha}}{I_{yy}} = M_\theta \quad (5.7)$$

como:

$$\alpha' = \theta' = q$$

assim:

$$\theta'' = q'$$

como será utilizado o canard, temos o termo $M_\delta \delta_c$:

assim a equação (5.6) se reduz para a forma abaixo:

$$q' = M_\theta \theta + M_q q + M_{\dot{\alpha}} \delta_c \quad (5.8)$$

ou simplesmente:

$$\theta'' = M_\alpha \theta + M_q \theta' + M_{\dot{\alpha}} \delta_c$$

passando para a forma de função de transferência considerando as condições iniciais nulas, temos:

$$\frac{\theta(s)}{\delta_c(s)} = \frac{M_{\dot{\alpha}}}{s^2 - M_q s - M_\alpha} \quad (5.9)$$

temos conforme Roskam (1979):

$$M_{\theta'} = M_q = \frac{C_{Mq} \cdot q_\infty \cdot \bar{S} \cdot \bar{c}^{-2}}{2 \cdot I_{yy} \cdot V} \quad (5.10)$$

temos da equação (5.7) com base em Roskam (1979), o cálculo da derivada dimensional do momento de arfagem (M_θ):

$$M_{\theta} = \frac{\bar{q} \cdot S \cdot \bar{c} \cdot C_{M\alpha}}{I_{yy}} \quad (5.11)$$

sendo que $\bar{q} = q_{\infty}$ que é a pressão dinâmica

e

$$C_{M\theta} = C_{M\alpha}$$

e $C_{M\alpha}$ pode ser escrita conforme Raymer (1999):

$$C_{M\alpha} = -C_{L\alpha} \cdot (\bar{X}_{NP} - \bar{X}_{cg}) \quad (5.12)$$

em que o termo entre parênteses é o cálculo usado para a margem estática.

- Para o cálculo do coeficiente do momento de arfagem com a razão de arfagem (C_{Mq}),

temos com base em Roskam (1990):

$$C_{Mq} = C_{Mq_W} + C_{Mq_H} + C_{Mq_C} \quad (5.13)$$

como a aeronave não dispõe de cauda horizontal, a equação se reduz a:

$$C_{Mq} = C_{Mq_W} + C_{Mq_C} \quad (5.14)$$

- Para o cálculo da contribuição da asa (C_{Mq_W}), temos conforme Roskam (1990):

$$C_{Mq_W} = (C_{Mq_W})_{M=0} \cdot \left[\frac{\left(\frac{A_w^3 \cdot \tan^2 \Lambda_{c/4}}{A_w B + 6 \cdot \cos \Lambda_{c/4}} + \frac{3}{B} \right)}{\left(\frac{A_w^3 \cdot \tan^2 \Lambda_{c/4}}{A_w + 6 \cdot \cos \Lambda_{c/4}} + 3 \right)} \right] \quad (5.15)$$

- Cálculo do fator de correção do enflechamento compressível (B), conforme Roskam (1990).

$$B = \{1 - M_{\infty}^2 \cdot (\cos(\Lambda_{c/4}))^2\}^{\frac{1}{2}} \quad (5.16)$$

sendo que:

$(\Lambda_{c/4}) = -23^\circ$ (enflechamento da asa a $1/4$ da corda)

• Cálculo do número de Mach (M_∞):

temos:

$V = 15$ m/s - velocidade no túnel de vento conforme Pereira (2005)

assim:

$\rightarrow M_\infty = 0,04$ (número de Mach).

assim temos que:

$\rightarrow B = 0,99 \approx 1$

antes necessitamos calcular $(C_{Mq_w})_{M=0}$

• Para o cálculo de $(C_{Mq_w})_{M=0}$, temos conforme Roskam (1990):

$$(C_{Mq_w})_{M=0} = -k_w \cdot C_{l\alpha w} \cdot \cos(\Lambda_{c/4}) \cdot \left\{ \frac{A_w \cdot \left[2 \cdot \left(\frac{x_w}{c_w} \right)^2 + 0,5 \cdot \left(\frac{x_w}{c_w} \right) \right]}{(A_w + 2 \cdot \cos(\Lambda_{c/4}))} + \frac{A_w^3 \cdot \tan^2(\Lambda_{c/4})}{24 \cdot (A_w + 6 \cdot \cos(\Lambda_{c/4}))} + \frac{1}{8} \right\} \quad (5.17)$$

• Para o cálculo da contribuição do canard (C_{mqc}), temos conforme Roskam (1990):

$$C_{mqc} = -2 \cdot C_{L\alpha_c} \cdot \eta_c \cdot \bar{V}_c \cdot (\bar{x}_{ac_c} + \bar{x}_{cg}) \quad (5.18)$$

antes calculamos $C_{L\alpha}$ a partir da fórmula básica tanto para a asa como estabilizador e canard:

• Cálculo de $C_{L\alpha}$ (tridimensional) para a asa e canard:

para inclinação da curva de sustentação de perfil em regime subsônico temos:

Do livro de Roskam (1990), temos:

para a asa:

$$C_{L\alpha_w} = \frac{2\pi \cdot A_w}{\left[2 + \left(\frac{A_w^2 \cdot \beta^2}{k^2} \right) \left(\frac{1 + \tan^2(\Lambda_{c/2w})}{\beta^2} \right) + 4 \right]^{1/2}} \quad (5.19)$$

para o canard:

$$C_{L\alpha_c} = \frac{2\pi \cdot A_c}{\left[2 + \left(\frac{A_c^2 \cdot \beta^2}{k^2} \right) \left(\frac{1 + \tan^2(\Lambda_{c/2C})}{\beta^2} \right) + 4 \right]^{1/2}} \quad (5.20)$$

onde:

o alongamento é dado pela seguinte equação conforme Roskam (1979):

$$A_w = \frac{b_w^2}{S_w} \quad (5.21)$$

$$A_c = \frac{b_c^2}{S_c} \quad (5.22)$$

onde b é a envergadura

• Cálculo das áreas da asa e do canard conforme Roskam (1979):

$$S_w = \frac{b_w \cdot c_{wr}}{2} \cdot (1 + \lambda_w) \quad (5.23)$$

$$S_c = \frac{b_c \cdot c_{cr}}{2} \cdot (1 + \lambda_c) \quad (5.24)$$

antes necessitamos calcular o afilamento da asa e do canard conforme Roskam (1979):

$$\lambda_w = \frac{c_{wt}}{c_{wr}} \quad (5.25)$$

$$\lambda_c = \frac{c_{ct}}{c_{cr}} \quad (5.26)$$

Como temos para a asa e canard os seguintes dados conforme abaixo:

$$c_{wt} = 0,14 \text{ m}$$

$$c_{wr} = 0,24 \text{ m}$$

$$c_{ct} = 0,059 \text{ m}$$

$$c_{cr} = 0,27 \text{ m}$$

assim voltando na equação (5.25) para o λ da asa e equação (5.26) para o λ do canard temos:

$$\rightarrow \lambda_w = 0,58 \quad (\text{afilamento da asa recalculado a fim de comparação})$$

$$\rightarrow \lambda_c = 0,21 \quad (\text{afilamento do canard recalculado a fim de comparação})$$

assim voltando na equação (5.23) para a área da asa e equação (5.24) para a área do canard temos:

$$\rightarrow S_w = 0,174 \text{ m}^2$$

$$\rightarrow S_c = 0,054 \text{ m}^2$$

Dados:

$$b_w = 0,91 \text{ m}$$

$$b_c = 0,32 \text{ m}$$

$$S_w = 0,174 \text{ m}^2$$

$$S_c = 0,054 \text{ m}^2$$

assim, voltando na equação do alongamento para a asa (5.21) e equação do alongamento para o canard (5.22) para o canard temos:

$$\rightarrow A_w = 4,8$$

$$\rightarrow A_c = 1,92$$

$\Lambda_{c/2}$ (enflechamento na metade da corda para a asa e o canard).

$$\Lambda_{c/2w} = -25,71^\circ \text{ (asa)}$$

$$\Lambda_{c/2C} = 13,59^\circ$$

$\Lambda_{c/4}$ (enflechamento a $\frac{1}{4}$ da corda da asa e canard).

$$\Lambda_{c/4w} = -23^\circ$$

$$\Lambda_{c/4C} = 13,59^\circ$$

- Cálculo do efeito de compressibilidade (β_c):

$$\beta_c = \sqrt{1 - M_\infty^2} \quad (5.27)$$

Obs: O termo conforme a fórmula do livro de Raymer é apenas β para efeito de compressibilidade, mas em virtude da semelhança com os termos β de Ângulo de escorregamento adotamos β_c para efeito de compressibilidade. Para essa situação o valor para esse parâmetro não tem influência e por isso será desprezado.

- Cálculo da razão da inclinação da curva de sustentação do aerofólio para 2π (k), conforme

Roskam (1990):

$$k = \frac{(C_{l\alpha})_{atM}}{2\pi / \beta_c} \quad (5.28)$$

sendo que para velocidades subsônica $(C_{l\alpha})_{atM}$ é dado conforme Roskam (1990):

$$(C_{l\alpha})_{atM} = \frac{(C_{l\alpha})_{atM=0}}{\sqrt{1 - M_\infty^2}} \quad (5.29)$$

- Para o cálculo de $C_{l\alpha}$ (bidimensional) nós fazemos uso do gráfico para o perfil NACA 0012 conforme Abbott e Doenhoff (1959) e para isso necessitamos do Número de Reynolds (Re):

- Cálculo do Número de Reynolds conforme Abbott e Doenhoff (1959):

$$Re = \frac{\rho \cdot V \cdot L}{\mu} \quad (5.30)$$

Obs.: O termo L é conforme Abbott e Doenhoff (1959) e o mesmo está em função da corda do perfil da asa, representando seu comprimento característico:

assim:

$$\rightarrow L = \bar{c}_w = 0,195m$$

- Cálculo da densidade (ρ) conforme a equação geral dos gases, a seguir:

$$P.V = n.R.T \quad (5.31)$$

como:

$$\rho = \frac{m}{V} \quad (5.32)$$

a equação final fica:

$$P = \rho.R.T$$

isolando-se a densidade, temos:

$$\rho = \frac{P}{R.T} \quad (5.33)$$

sendo que para P é pressão atmosférica (P_{atm}) medida no barômetro do laboratório.

$$P_{atm} = 93500 \text{ N/m}^2 \text{ (dado fornecido)}$$

e T é a temperatura atmosférica (T_{atm}) medida também no termômetro do laboratório:

$$T_{atm} = 26^\circ\text{C} + 273 = 299 \text{ K (Dado fornecido)}$$

- Para a constante dos gases temos conforme Schiozer (1990),

$$R_{fluido} = 287 \text{ J/Kg. K.}$$

- Com esses dados temos para a densidade ρ_{Fluido} o valor de:

$$\rightarrow \rho_{Fluido} = 1,09 \text{ Kg/m}^3$$

- Para o cálculo da pressão dinâmica necessitamos ainda da velocidade no túnel de vento.

assim, para o túnel, temos a velocidade média obtida após várias tomadas de pressões de:

$$\rightarrow V = 15 \text{ m/s conforme Pereira (2005)}$$

- Com esses dados calculamos a pressão dinâmica a partir da fórmula abaixo:

$$Pd = 0,5 \cdot \rho_{FLUIDO} \cdot V^2 \quad (5.34)$$

assim o valor da pressão dinâmica (Pd) é:

$$\rightarrow Pd = 122,6 N / m^2 = \bar{q}$$

que é o mesmo termo q_∞ para o cálculo de M_q e M_θ das equações 5.10 e 5.7:

voltando na equação (5.30) calculamos o número de Reynolds (Re) conforme os dados obtidos abaixo:

$$\rho_{Fluido} = 1,09 \text{ Kg/m}^3$$

$$V = 15 \text{ m/s}$$

$$\mu = 1,783 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$$

$$\bar{c}_w = \bar{L} = 0,192 \text{ m}$$

assim temos de acordo com a equação para o número de Reynolds (R):

$$\rightarrow Re = 1,787 \times 10^5 \text{ ou } 178700$$

tendo - se o número de Reynolds, fazemos uso da tabela com o perfil ou seção da asa NACA 0012 do livro de Abbott e Doenhoff (1959), onde encontramos o valor de $C_{l\alpha}$ para $Re = 0,1787 \times 10^6$ para o perfil sem flape:

ou conforme Raymer (1999), para o aerofólio teórico fino:

$$C_{l\alpha} = 2 \cdot \pi$$

assim voltamos na equação (5.29) para o cálculo da inclinação da curva de sustentação

$$(C_{l\alpha})_{atM_\infty} :$$

tendo:

$$M_\infty = 0,044$$

$$\rightarrow (C_{l\alpha})_{atM_\infty} = 6,28$$

e por conseqüência calculamos a razão da inclinação da curva de sustentação para placa plana a 2π (k) conforme equação (5.28):

$$\rightarrow k = 1$$

com os dados acima e voltando nas equações 5.19 e 5.20 para o cálculo de $C_{L\alpha}$ (tridimensional) para a asa e canard temos:

$$\rightarrow C_{L\alpha_w} = 3,92$$

$$\rightarrow C_{L\alpha_c} = 2,50$$

• Para o cálculo do “centro aerodinâmico” (CA) ou “ponto neutro” (PN) da aeronave $\bar{X}_{np}$ da aeronave temos a equação conforme Raymer (1999):

$$\bar{X}_{np} = \frac{C_{L\alpha} \bar{X}_{acw} - C_{M\alpha fus} + n_h \left(\frac{S_h}{S_w} \right) \cdot C_{L\alpha h} \cdot \frac{\partial a_h}{\partial \alpha} \bar{X}_{ach} + \frac{F_{pw}}{qS_w} \cdot \frac{\partial a_p}{\partial \alpha} \bar{X}_p}{C_{L\alpha} + n_h \cdot \frac{S_h}{S_w} \cdot C_{L\alpha h} \cdot \frac{\partial a_h}{\partial \alpha} + \frac{F_{p\alpha}}{qS_w}} \quad (5.35)$$

→ Os termos que possuem h como subscrito estão relacionados com profundor. Como a aeronave é desprovida dessa superfície de controle, mas possui canard, por isso substituímos os termos com profundor pelos com canard.

Além disso, como a superfície canard se encontra na fuselagem da aeronave à frente do centro de gravidade (CG), nós alteramos o sinal de “positivo” (+) referente ao estabilizador horizontal, para “negativo” (-) referente ao “canard” na linha superior ou no numerador, haja visto que o sinal para o centro aerodinâmico do canard em relação à corda média aerodinâmica da asa será mantido positivo (+) como veremos nos cálculos a seguir conforme Roskam (1990).

→ Desprezamos os coeficientes relacionados com a propulsão (p).

→ Com relação ao downwash do canard, a estimação do seu efeito varia através da envergadura do canard e porque os vórtices na sua ponta criam um upwash na asa para fora da borda do canard conforme Raymer (1999). Assim o seu efeito pode ser “grosseiramente” aproximado assumindo o downwash do canard seja calculado com estes métodos uniformemente afetando a borda interna da asa pela das pontas do canard, o que reduz o ângulo de ataque na raiz da asa. Para o caso do modelo matemático em questão, desprezaremos esse parâmetro e a sua influência. Dessa forma a equação matemática para o cálculo do Ponto Neutro se reduz a:

$$\bar{X}_{np} = \frac{C_{L\alpha} \cdot \bar{X}_{acw} - C_{M_{efus}} - n_c \cdot \left(\frac{S_c}{S_w} \right) \cdot C_{L\alpha c} \cdot \bar{X}_{ac_c}}{C_{L\alpha} + n_c \cdot \frac{S_c}{S_w} \cdot C_{L\alpha c}} \quad (5.36)$$

Se o CG está à frente do ponto neutro, a margem estática será positiva, a derivada do momento de arfagem é negativa, e assim, a aeronave é estável. A grande maioria das aeronaves de transporte possuem em geral margem estática positiva de 5 a 10%. Aeronaves militares de caça mais antigos têm margem estática em geral de 5% e os mais modernos como o Lockheed Martin F-16 e Boeing F-22 possuem estabilidade estática mais relaxada (RSS), ou seja, margem estática negativa variando de 0 a -15% que são acoplados com um sistema de controle de vôo computadorizado que deflete o profundor proporcionando uma estabilidade artificial, reduzindo o arrasto de trimagem de forma significativa.

A magnitude da derivada do momento de arfagem muda com a localização do CG. Para qualquer aeronave, há uma localização do CG que não proporciona mudanças no momento de arfagem quando o ângulo de ataque é variado. Este centro aerodinâmico ou ponto neutro $\bar{X}_{np}$, representa estabilidade neutra a qual $C_{M\alpha}=0$.

A localização do centro aerodinâmico para a maioria dos aerofólios está a $\frac{1}{4}$ da corda (mais ou menos 25%) para regimes subsônicos conforme Raymer (1999).

antes necessitamos calcular $C_{M_{afus}}$, $\bar{X}_{ac_w}$ e $\bar{X}_{ac_c}$:

- Cálculo de η_c (razão de pressão dinâmica do canard para a asa) segundo Roskam (1990):

$$\eta_c = \frac{\bar{q}_c}{q} \quad (5.37)$$

sendo que:

$$\bar{q} = \frac{q \cdot \bar{c}}{2 \cdot V} \quad (5.38)$$

encontramos para “aviões a jato”:

$$\rightarrow \eta_c = 1$$

- Cálculo do coeficiente do momento de arfagem fuselagem ($C_{M_{afus}}$):

do livro de Raymer (1999) temos:

$$C_{M_{afus}} = \frac{K_f \cdot W_f^2 \cdot L_f}{\bar{c} \cdot S_w} \quad , \text{ por graus} \quad (5.39)$$

onde:

$W_f = 0,1016 \text{ m}$ (é a máxima largura da fuselagem)

$L_f = 1,14 \text{ m}$

$\bar{c}_w = 0,192 \text{ m}$

$S_w = 0,174 \text{ m}^2$

K_f = (é o fator empírico de momento de arfagem que obtemos conforme Raymer (1999).

- Para o cálculo de K_f utilizamos o gráfico do livro de Raymer (1999) para o perfil NACA

TR 711, supondo a porcentagem da fuselagem à posição de $\frac{1}{4}$ da corda na raiz da asa, temos:

- Comprimento da fuselagem do nariz da aeronave até $\frac{1}{4}$ da corda na raiz:

$$L_{f-cr/4} \approx 76,37 \text{ cm} = 0,76 \text{ m}$$

- Como a fuselagem possui comprimento total como indicado abaixo:

$$L_f = 114 \text{ cm} = 1,14 \text{ m}$$

- A porcentagem de fuselagem até $\frac{1}{4}$ da corda na raiz é indicada abaixo de aproximadamente:

$$\rightarrow \%F \approx 67\%$$

assim, analisando-se o gráfico conforme Raymer (1999), temos para o fator empírico do momento de arfagem (K_f):

$$\rightarrow K_f \approx 0,061$$

assim, com os dados acima disponíveis temos para o momento de arfagem da fuselagem, após interpolação gráfica de acordo com Raymer (1999):

$$\rightarrow C_{M\alpha_{FUS}} = 0,022 \text{ por grau ou } \approx 2,2\% \text{ para } C_{M\alpha_{FUS}}$$

- Cálculo do coeficiente do centro aerodinâmico da asa da aeronave ($\bar{X}_{acw}$):

do gráfico do livro do Roskam (1979), supondo o centro aerodinâmico da asa está a 25% da corda média aerodinâmica, temos:

$$\rightarrow X_{acw} = 4,8 \text{ cm} = 0,048 \text{ m}$$

como o centro aerodinâmico que nos interessa é o que está em função da corda média aerodinâmica temos:

$$\bar{X}_{acw} = \frac{X_{acw}}{\bar{c}_w} \quad (5.40)$$

sendo o valor da corda média aerodinâmica da asa,

$$\bar{c}_w = 19,2 \text{ cm} = 0,192 \text{ m}$$

assim temos:

$$\rightarrow \bar{X}_{ac_w} = 0,25$$

- Cálculo do coeficiente do centro aerodinâmico do canard da aeronave ($\bar{X}_{ac_c}$):

Também do gráfico do livro do Roskam (1979):

Supondo o centro aerodinâmico do canard está a 25% da corda média aerodinâmica (canard), temos para a corda média aerodinâmica do canard:

$$\bar{c}_c = 19,1 \text{ cm}$$

$$\rightarrow X_{ac_c} = 4,79 \text{ cm} = 0,048 \text{ m (em relação à corda média aerodinâmica do canard)}$$

Assim, através desse ponto (X_{ac_c}), achamos a posição do centro aerodinâmico do canard em relação à corda média aerodinâmica da asa distando 18,9 cm à frente, portanto, o centro aerodinâmico do canard está 18,9 cm à frente do bordo de ataque da corda média aerodinâmica da asa.

Assim,

$\rightarrow X_{ac_c} = 18,9 \text{ cm} \approx 0,19 \text{ m}$. O valor para o centro aerodinâmico do canard em relação à corda média aerodinâmica da asa seria negativo por estar à frente do bordo de ataque da asa, mas como mudamos o sinal de positivo (+) para negativo (-) na fórmula do cálculo do ponto neutro (equação 5.36), portanto mantemos o sinal (+) para o centro aerodinâmico do canard conforme Roskam (1990):

Como o centro aerodinâmico que nos interessa é o que está em função da corda média aerodinâmica da asa, temos:

$$\bar{X}_{ac_c} = \frac{X_{ac_c}}{c_w} \quad (5.41)$$

sendo o valor da corda média aerodinâmica da asa,

$$\bar{c}_w = 19,2 \text{ cm} = 0,192 \text{ m}$$

assim temos:

$$\rightarrow \bar{X}_{ac_c} = 0,985$$

- Calculamos também a corda a aeronave com base em Roskam (1979):

dados os seguintes coeficientes:

$$\bar{c} = \frac{2}{3} \cdot c_{wr} \cdot \frac{1 + \lambda_w + \lambda_w^2}{1 + \lambda_w} \quad (5.42)$$

sendo que:

$$\rightarrow \lambda_w = 0,61$$

$$\rightarrow c_{wr} = 0,24 \text{ m}$$

$$\rightarrow b_w = 0,91 \text{ m}$$

Assim temos o valor para $\bar{c}$:

$$\rightarrow \bar{c} = 0,199 \cong 0,2 \text{ m}$$

Dessa forma, podemos observar que o valor da corda média aerodinâmica da asa calculado, deu um pouco superior ao valor medido na aeronave, portanto mantemos o valor de 19,2 cm ou 0,192 m para a corda média aerodinâmica da asa ($\bar{c}_w = 19,2 \text{ cm} = 0,192 \text{ m}$).

- Para o cálculo da distância x_{centroid} da aeronave necessitamos calcular antes o termo σ com

base em Roskam (1979):

$$\sigma = \frac{1}{4} \cdot A \cdot (1 + \lambda) \cdot \tan \Lambda_{LE} \quad (5.43)$$

sendo que:

$$\rightarrow \lambda_w = 0,61$$

$$\rightarrow A_w = 4,8$$

$$\rightarrow \Lambda_{LE_w} = -20^\circ \text{ (ângulo da asa no bordo de ataque)}$$

assim temos o valor para σ :

$$\rightarrow \sigma = -0,7m$$

- Calculamos também a distância $x_{centroid}$ da aeronave com base no livro de Roskam (1979) :

$$\frac{x_{centroid}}{c_{wr}} = \frac{1}{3} \cdot (\lambda_w + \sigma + \frac{1 + \lambda_w \cdot \sigma}{1 + \lambda_w}) \quad (5.44)$$

sendo que:

$$\rightarrow \lambda_w = 0,61$$

$$\rightarrow \sigma = 0,241 \text{ m}$$

$$\rightarrow c_{wr} = 0,24 \text{ m}$$

assim temos o valor para $x_{centroid}$:

$$\rightarrow x_{centroid} = 0,0215m$$

- Calculamos também a distância y_{mac} da aeronave com base no livro de Roskam (1979):

$$\frac{y_{mac}}{\frac{b_w}{2}} = \frac{1 - \frac{\bar{c}}{c_{wr}}}{1 - \lambda_w} = \frac{1}{3} \cdot \left(\frac{1 + 2\lambda_w}{1 + \lambda_w} \right) \quad (5.45)$$

sendo que:

$$\rightarrow \lambda_w = 0,61$$

$$\rightarrow b_w = 0,912 \text{ m}$$

$$\rightarrow c_{wr} = 0,24 \text{ m}$$

assim temos o valor para y_{mac} :

$$\rightarrow y_{mac} = 0,213m$$

- Cálculo do coeficiente de volume do canard ($\bar{V}_c$) com base no livro de Roskam (1979):

$$\bar{V}_H = \frac{S_H}{S_w} \cdot (\bar{X}_{ac_H} - \bar{X}_{cg}) \quad (5.46)$$

como se trata de uma aeronave com canard, ocorre mudança de sinal, assim temos:

$$\bar{V}_c = \frac{S_c}{S_w} \cdot (\bar{X}_{ac_c} + \bar{X}_{cg}) \quad (5.47)$$

antes necessitamos calcular o centro de gravidade da aeronave (X_{cg}):

- Para o modelo matemático, irá nos interessar a posição inicial da linha de deslocamento do centro de gravidade na aeronave em questão, no caso para a simulação do modelo computacional sem o filtro ou seja, a posição CG1= 601 mm. Os outros dois pontos intermediários utilizarão o filtro na realimentação no modelo computacional (CG2 = 615mm e CG3= 625mm):

Tomando-se por base a corda média aerodinâmica da asa, obtemos os três valores que interessam para o CG, através das transposições de medidas da posição inicial até a final conforme a Foto 3-3. Em relação à corda média aerodinâmica asa e o desenho feito do modelo, adotando o mesmo critério de nomenclatura conforme Pereira (2005):

$$\rightarrow X_{cg1} = -2,66cm = -0,027m \quad (\text{Posição 1, CG a 601 mm do nariz da aeronave, sendo}$$

“negativo” por estar à frente do bordo de ataque da asa da aeronave)

$$\rightarrow X_{cg2} = -1,26cm = -0,0126m \quad (\text{Posição 2, CG a 615 mm do nariz da aeronave, sendo}$$

“negativo” por estar à frente do bordo de ataque da asa da aeronave).

→ $X_{cg3} = -0,264cm = -0,0026m$ (Posição 3, CG a 625 mm do nariz da aeronave, sendo “negativo” por estar à frente do bordo de ataque da asa da aeronave).

como o centro de gravidade que nos interessa é o que está em função da corda média aerodinâmica da asa ($\bar{X}_{cg}$), temos:

sendo a corda média aerodinâmica da asa ($\bar{c}_w$):

$$\bar{c}_w = 0,192m \text{ (192 mm)}$$

$$\bar{X}_{cg} = \frac{X_{cg}}{\bar{c}_w} \quad (5.48)$$

assim temos os valores para os centros de gravidade adimensionais para as respectivas posições:

$$\rightarrow \bar{X}_{cg1} = -0,138$$

$$\rightarrow \bar{X}_{cg2} = -0,065$$

$$\rightarrow \bar{X}_{cg3} = -0,013$$

voltando na equação (5.47) temos os dois valores para $\bar{V}_c$ dados os coeficientes abaixo:

$$S_w = 0,174 \text{ m}^2$$

$$S_c = 0,054 \text{ m}^2$$

assim temos para o coeficiente de volume do canard para as quatro posições do CG:

$$\rightarrow \bar{V}_{c1} = 0,26$$

$$\rightarrow \bar{V}_{c2} = 0,28$$

$$\rightarrow \bar{V}_{c3} = 0,3$$

assim, voltamos na equação (5.17) para o cálculo de $(C_{Mq_w})_{M=0}$:

$$(\Lambda_{c/4}) = -23^\circ \text{ (enflechamento da asa a } 1/4 \text{ da corda)}$$

$$k_w = 0,7 \quad \text{conforme Roskam (1990)}$$

cálculo da distância X_w (distância do CG até $\frac{1}{4}$ da corda média aerodinâmica):

$$x_{w1} = 0,075 \text{ m (7,4866 cm)} \quad \text{conforme Roskam (1990)}$$

$$x_{w2} = 0,0605 \text{ m (6,0566 cm)}$$

$$x_{w3} = 0,0505 \text{ m (5,0566 cm)}$$

$$\bar{c}_w = 0,192 \text{ m}$$

$C_{l\alpha_w} = 6,25$ - Conforme perfil ou seção da asa NACA 0012 do livro de Abbott & Doenhoff (1959) para o perfil sem flape:

$$A_w = 4,8$$

$$B = 0,99$$

assim temos:

$$\rightarrow (C_{Mq_w})_{M=0} - 1 = -2,28 \text{ (601 mm)}$$

$$\rightarrow (C_{Mq_w})_{M=0} - 2 = -1,86 \text{ (615 mm)}$$

$$\rightarrow (C_{Mq_w})_{M=0} - 3 = -1,61 \text{ (625 mm)}$$

e voltando na equação (5.15), calculamos o valor de C_{Mq_w} :

assim temos:

$$\rightarrow C_{Mq_w1} = -2,28 \text{ (601 mm)}$$

$$\rightarrow C_{Mq_w2} = -1,87 \text{ (615 mm)}$$

$$\rightarrow C_{Mq_w3} = -1,61 \text{ (625 mm)}$$

com estes dados voltamos na equação (5.18) e calculamos o valor de C_{Mq_c} :

assim temos:

$$\rightarrow C_{Mq_c1} = -1,11$$

$$\rightarrow C_{Mq_2} = -1,3$$

$$\rightarrow C_{Mq_3} = -1,46$$

e assim, dando sequência, voltamos na equação (5.14) e calculamos o valor de C_{Mq} :

$$\rightarrow C_{Mq_1} = -3,38 \text{ (601 mm)}$$

$$\rightarrow C_{Mq_2} = -3,17 \text{ (615 mm)}$$

$$\rightarrow C_{Mq_3} = -3,1 \text{ (625 mm)}$$

- Cálculo de X_C conforme Roskam (1979):

$$X_C = X_{ac_c} - X_{cg} \quad (5.49)$$

com base nos valores dos coeficientes já obtidos:

$$X_{ac_c} = 18,9 \text{ cm} \approx 0,19 \text{ m}$$

$$X_{cg_1} = -2,65 \text{ cm} \approx -0,027 \text{ m}$$

$$X_{cg_2} = -1,25 \text{ cm} = -0,0125 \text{ m}$$

$$X_{cg_3} = -0,257 \text{ cm} \approx -0,0025 \text{ m}$$

assim temos o valor para X_c :

$$\rightarrow X_{c_1} = 0,22m$$

$$\rightarrow X_{c_2} = 0,20m$$

$$\rightarrow X_{c_3} = 0,19m$$

- Cálculo do coeficiente de inclinação da curva de sustentação da aeronave em regime subsônico ou coeficiente de sustentação em arfagem da aeronave ($C_{L\alpha}$) conforme Roskam (1979):

$$C_{L\alpha} = C_{L\alpha_{wb}} + C_{L\alpha_H} \eta_H \cdot \frac{S_H}{S} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \quad (5.50)$$

substituindo os termos relacionados a o estabilizador horizontal (H) pelos do canard (c) e desconsiderando os termos relacionados com downwash, a equação se reduz para:

$$C_{L\alpha} = C_{L\alpha_{wb}} + C_{L\alpha_C} \eta_C \cdot \frac{S_C}{S_w} \quad (5.51)$$

antes necessitamos calcular o coeficiente de inclinação da curva de sustentação para asa-fuselagem ($C_{L\alpha_{wb}}$) conforme o livro de Roskam (1990):

$$C_{L\alpha_{wb}} = C_{L\alpha_w} \cdot k_{wf} \quad (5.52)$$

- Sendo que o valor de interferência asa-fuselagem (k_{wf}) é dado segundo Roskam (1990) por:

$$k_{wf} = 1 + 0,025 \left(\frac{d}{b_w} \right) - 0,25 \left(\frac{d}{b_w} \right)^2 \quad (5.53)$$

onde temos que:

$$d = 0,1016 \text{ m}$$

$$b_w = 0,912 \text{ m}$$

dessa forma o valor para k_{wf} é:

$$\rightarrow k_{wf} = 0,99 \approx 1$$

assim voltando na equação (5.52) acima temos que:

$$C_{L\alpha_w} = 3,92 \text{ (coeficiente de sustentação para o ângulo de ataque da asa)}$$

$$k_{wf} \approx 1 \text{ (interferência asa-fuselagem)}$$

- Por consequência o valor de $C_{L\alpha_{wb}}$ será conforme a seguir:

$$\rightarrow C_{L\alpha_{wb}} = 3,93$$

voltando na equação (5.51) onde temos que:

$$C_{L\alpha_{WB}} = 3,93$$

$$C_{L\alpha_c} = 2,50$$

$$\eta_c = 1$$

$$S_c = 0,0535 \text{ m}^2$$

$$S_w = 0,174 \text{ m}^2$$

assim temos para $C_{L\alpha}$:

$$\rightarrow C_{L\alpha} = 4,7$$

com isso voltamos à equação (5.36) para calcularmos o centro aerodinâmico da aeronave ($\bar{X}_{np}$) conforme Raymer (1999):

Assim temos:

$$\rightarrow \bar{X}_{np} = 0,072$$

Para esse valor calculado numericamente do ponto neutro, a sua posição em relação à corda média aerodinâmica seria de 0,0137 m (1,37 cm ou 13,7 mm), ou seja, o ponto neutro estaria 1,37 cm atrás do bordo de ataque da asa na altura da corda média aerodinâmica. Como a corda média aerodinâmica na altura do bordo de ataque está a 627,5 mm do nariz da aeronave, portanto a posição do ponto neutro estaria a 641, 2 mm do nariz do avião. Dessa forma, podemos observar que vai permitir as 3 posições do CG citados anteriormente como estáveis, pois as posições CG-1 (601 mm), CG-2 (615 mm) e CG-3 (625 mm) estariam à frente dessa posição numérica do ponto neutro, o que resultaria em posições de estabilidade estática para a aeronave em estudo. Esse resultado numérico não coincide com o resultado experimental que demonstrou que apenas a 1 posição (CG-1=601 mm) proporcionava características de estabilidade.

No estudo da análise experimental, observou-se que na faixa de deslocamento do CG entre 605 mm e 609 mm a aeronave “demonstrou um comportamento neutro”, o que indica

que o Ponto Neutro poderia estar nessa faixa de deslocamento. A aeronave não era estável e nem tendia a estabilizar, enquanto que antes da posição de 605 mm a aeronave era estável e após 609 mm a aeronave respondia aos comandos para estabilizar. Assim, adotamos uma posição do ensaio experimental em que o Ponto Neutro da aeronave se encontra na posição entre 605 e 609 mm, ou seja, à frente do bordo de ataque da asa, o que vai resultar em apenas a posição CG-1 (601 mm) como estável enquanto que as outras 2 posições (CG-2 e CG-3) seriam instáveis por estarem atrás do ponto neutro.

Dessa forma obteríamos um resultado mais esperado para a dinâmica da aeronave para ser inserida no modelo computacional. Adotando uma posição média entre a estimativa da variação do ponto neutro experimental (entre 605 e 609 mm) temos:

Assim adotamos para o ponto neutro uma posição média desse intervalo igual a “**605 mm**”, o que resultaria em uma posição de 2,272 cm à frente do bordo de ataque da asa à frente da corda média aerodinâmica da mesma.

assim, o ponto neutro em função da corda média aerodinâmica da asa resulta em:

$$\rightarrow \bar{X}_{np} = -0,119 \text{ (Posição negativa por estar à frente da corda média aerodinâmica)} = 605 \text{ mm}$$

- Cálculo da margem estática (ME), conforme Raymer (1999), ou Roskam (1979):

$$ME = (\bar{X}_{np} - \bar{X}_{cg}).100 \quad (5.54)$$

dados:

$$\bar{X}_{cg1} = -0,138$$

$$\bar{X}_{cg2} = -0,065$$

$$\bar{X}_{cg3} = -0,013$$

$$\bar{X}_{np} = -0,119$$

conforme Raymer (1999), se o CG está à frente do ponto neutro (situação de aeronave estaticamente estável, a margem estática será positiva).

$$\rightarrow ME_1 = 2\% \quad (\text{estável} - \text{CG} = 601 \text{ mm})$$

→ $ME_2 = -5,3\%$ (Aeronave instável – CG = 615 mm)

→ $ME_3 = -10,5\%$ (Aeronave instável – CG = 625 mm)

• Voltando para a equação 5.12, calculamos $C_{M\alpha}$ a partir dos seguintes dados abaixo:

$$C_{L\alpha} = 4,7$$

$$\bar{X}_{np} = -0,119 \text{ (ponto neutro ou centro aerodinâmico da aeronave em função da corda)}$$

$$\bar{X}_{cg1} = -0,138$$

$$\bar{X}_{cg2} = -0,065$$

$$\bar{X}_{cg3} = -0,013$$

assim temos:

$$\rightarrow C_{M\alpha1} = -0,09 = C_{M\theta1} \text{ (Para } \bar{X}_{cg1} = -0,134)$$

$$\rightarrow C_{M\alpha2} = 0,25 = C_{M\theta2} \text{ (Para } \bar{X}_{cg2} = -0,0654)$$

$$\rightarrow C_{M\alpha3} = 0,49 = C_{M\theta3} \text{ (Para } \bar{X}_{cg3} = -0,0134)$$

Obs.: No caso de $C_{M\alpha1} < 0$ devido à posição do CG à frente do ponto neutro, a aeronave será estável

Obs.: No caso de $C_{M\alpha2} > 0$, a aeronave será instável

Obs.: No caso de $C_{M\alpha3} > 0$, a aeronave será instável

necessitamos agora calcular o momento de inércia (I_{yy}):

• Cálculo do momento de inércia para arfagem (I_{yy}):

→ **Comparação com o método prático para o cálculo do Momento de Inércia:**

- Neste trabalho é sugerido uma forma de se obter experimentalmente o momento de inércia em arfagem para a aeronave a nível de comparação com o valor do momento de inércia obtido matematicamente:

1. Para a determinação do momento de inércia experimentalmente, é utilizado um sistema oscilatório com molas do Laboratório de Aeronaves em que a aeronave é fixada na distância média entre elas e movimentada em relação ao eixo longitudinal (arfagem). Em virtude da quantidade de informações obtidas, nós faremos uso dos resultados obtidos neste segundo experimento para o cálculo do momento de inércia:

sistema de molas:

Figura 5.2- Esquema com a aeronave modelo acoplada a um sistema oscilatório com molas do Laboratório de Aeronaves.

para esse sistema temos o seguinte equacionamento:

$$I_{YY}.\theta'' = -F_1.L - F_2.L \quad (5.55)$$

$$I_{YY}.\theta'' = k.L^2 .sen\theta - k.L^2 .sen\theta \quad (5.56)$$

$$I_{YY}.\theta'' + 2.k.L^2 .sen\theta = 0 \quad (5.57)$$

considerando o sistema para pequenas perturbações, fazemos a linearização:

assim temos:

$$sen\theta \cong \theta$$

por consequência temos:

$$I_{YY}.\theta''+2.k.L^2.\theta = 0 \quad (5.58)$$

assim temos na equação do momento de inércia que θ'' é a segunda derivada de θ ou a aceleração angular que no caso corresponde à frequência natural (ω_n):

e a frequência natural é dada por:

$$\omega_n = \sqrt{\frac{2.k.L^2}{I_{YY}}} \quad (5.59)$$

isolando-se o momento de inércia temos a seguinte fórmula:

$$I_{YY} = \frac{2.k.L^2}{\omega_n^2} \quad (5.60)$$

De acordo com Izola (1997) temos para a constante e massa médias da mola e mais o comprimento L perpendicular à posição do sistema de molas:

$$k = 266,6 N / m \text{ (valor médio da constante das duas molas do sistema)}$$

$$L = 0,075 m \text{ (valor medido no Laboratório de Aeronaves para distância horizontal da mola ao CG da aeronave conforme indicado na figura acima)}$$

$$\omega_n = 4,32 rad / s \text{ - valor experimental conforme Pereira (2005)}$$

com os dados anteriores, voltamos à equação 5.60 para o cálculo do momento de inércia (I_{YY}):

$$\rightarrow I_{YY_i} = 0,1607 Kg.m^2$$

Obs.: O valor acima (experimental) está mais próximo do valor do momento de inércia obtido no programa de computador (Solid Works) em que se obteve para o momento de inércia $I_{YY} = 0,2 Kg.m^2$ para a posição CG-1 = 601 mm, portanto usaremos esse valor para prosseguimento do trabalho de pesquisa.

Como esse valor experimental é 80,35 % do valor fornecido pelo software Solid Works, a partir desse resultado estipulamos os valores para as outras duas posições do centro de gravidade.

valores para o momento de inércia para as posições do centro de gravidade 615mm (CG-2) e 625mm (CG-3):

$$I_{YY2} = 0,225 \text{ Kg.m}^2$$

$$I_{YY3} = 0,239 \text{ Kg.m}^2$$

resultado com base na variação com o cálculo numérico:

$$I_{YY2} = 0,1808 \text{ Kg.m}^2$$

$$I_{YY3} = 0,1920 \text{ Kg.m}^2$$

• Dessa forma, utilizamos a equação (5.11) para o cálculo de M_θ a partir dos dados abaixo:

$$C_{M\theta1} = -0,09 \quad (601 \text{ mm})$$

$$C_{M\theta2} = 0,25 \quad (615 \text{ mm})$$

$$C_{M\theta3} = 0,49 \quad (625 \text{ mm})$$

$$\bar{q} = 122,6 \text{ N/m}^2$$

$$S_w = 0,174 \text{ m}^2$$

$$\bar{c}_w = 0,192 \text{ m}$$

$$I_{YY1} = 0,1607 \text{ Kg.m}^2$$

$$I_{YY2} = 0,1808 \text{ Kg.m}^2$$

$$I_{YY3} = 0,192 \text{ Kg.m}^2$$

assim temos para M_θ :

$$\rightarrow M_{\theta1} = -2,4 = M_{\alpha1} \quad (\text{Para } C_{M\theta1} = -0,09)$$

$$\rightarrow M_{\theta2} = 5,61 = M_{\alpha2} \quad (\text{Para } C_{M\theta2} = 0,25)$$

$$\rightarrow M_{\theta3} = 10,5 = M_{\alpha3} \quad (\text{Para } C_{M\theta3} = 0,49)$$

- Desse modo calculamos o valor de M_q com base na equação (5.10) dados os coeficientes

abaixo:

$$C_{Mq1} = -3,38$$

$$C_{Mq2} = -3,17$$

$$C_{Mq3} = -3,1$$

$$\bar{q} = 122,6 \text{ N/m}^2$$

$$S_w = 0,174 \text{ m}^2$$

$$\bar{c}_w = 0,192 \text{ m}$$

assim temos o valor para M_q :

$$\rightarrow M_{q1} = -0,55 = M_{\theta'1}$$

$$\rightarrow M_{q2} = -0,46 = M_{\theta'2}$$

$$\rightarrow M_{q3} = -0,42 = M_{\theta'3}$$

para isso, calculamos a derivada dimensional do momento de arfagem com o ângulo do canard ($M_{\delta c}$) com base em Roskam (1979):

$$M_{\delta c} = \frac{\bar{q} \cdot S_c \cdot \bar{c}_c \cdot C_{M\delta c}}{I_{yy}} \quad (5.61)$$

para isso, antes calculamos $C_{M\delta c}$ que é dado pela seguinte equação conforme Roskam (1990):

$$C_{M\dot{\alpha}} = (\alpha_{\dot{\alpha}}) \cdot C_{Mic} \quad (5.62)$$

para o cálculo de C_{Mic} temos a equação conforme Roskam (1990):

$$C_{Mic} = -(C_{La_c}) \cdot n_c \cdot \bar{V}_c \quad (5.63)$$

dados os seguintes parâmetros a seguir:

$$C_{La_c} = 2,5$$

$$n_c = 1$$

$$\bar{V}_{c1} = 0,26$$

$$\bar{V}_{c2} = 0,28$$

$$\bar{V}_{c3} = 0,3$$

- Para a obtenção da dinâmica da aeronave, partindo-se do princípio de que estamos trabalhando com apenas 1 (um) grau de liberdade, em que o ângulo de arfagem (θ) é igual ao ângulo de ataque (α) como citado anteriormente, e que a aeronave por estar em um túnel de vento (Foto 3-1), conforme Roskam (1979), temos a equação modelo para a função de transferência da aeronave (dinâmica da aeronave) fica conforme a equação citada em 5.9:

$$\frac{\theta(s)}{\delta C(s)} = \frac{M_{\dot{\alpha}}}{s^2 - M_q s - M_{\alpha}}$$

No caso, utiliza-se a função de transferência pois a mesma caracteriza as relações de entrada e saída de componentes e sistemas, podendo ser descritas por equações diferenciais lineares e sem variação ao longo do tempo conforme Ogata (2003).

Assim voltando na equação (5.63) temos para C_{Mic} :

$$\rightarrow C_{Mic1} = 0,65$$

$$\rightarrow C_{Mic2} = 0,71$$

$$\rightarrow C_{Mic3} = 0,75$$

- Cálculo de (α_{δ}) , conforme Roskam (1990):

$$(\alpha_{\delta}) = k_b \cdot \left(\frac{cl_{\delta}}{(cl_{\delta})_{teorico}} \right) \cdot (cl_{\delta})_{teorico} \left(\frac{k'}{cl_{\delta}} \right) \cdot \left(\frac{(\alpha_{\delta}) \cdot C_L}{(\alpha_{\delta}) \cdot C_L} \right) \quad (5.64)$$

sendo que:

$K_b \approx 0,63$ - Fator da envergadura do canard conforme Roskam (1990).

conforme Roskam (1990), substituindo $\frac{cf}{c_c}$ por $\frac{c\delta_c}{c_c}$ temos:

$$\frac{c\delta_c}{c_c} = 0,25$$

$$\left(\frac{cl_{\delta}}{(cl_{\delta})_{teorico}} \right) = 0,93$$

$$(cl_{\delta})_{teorico} = 6$$

e

$$k' = 0,55$$

$$cl_{ac} = 6,1$$

$$\left(\frac{(\alpha_{\delta}) C_L}{(\alpha_{\delta}) C_L} \right) = 1,05$$

dessa forma, voltando na equação (5.64) encontramos para (α_{δ}) :

$$(\alpha_{\delta}) = 0,33$$

- Cálculo da derivada de sustentação devido ao ângulo do canard ($C_{L\alpha}$), conforme Roskam (1990):

$$C_{Lic} = n_c \cdot \left(\frac{S_c}{S_w} \right) \cdot C_{L\alpha C} \quad (5.65)$$

dados os seguintes parâmetros a seguir:

$$n_c = 1$$

$$S_w = 0,178 \text{ m}^2$$

$$S_c = 0,054 \text{ m}^2$$

$$C_{L\alpha C} = 2,5$$

assim temos:

$$\rightarrow C_{Lic} = 0,77$$

• Cálculo da derivada de sustentação devido a deflexão do canard ($C_{L\delta_c}$), conforme Roskam (1990):

$$C_{L\delta_c} = (\alpha_{\delta_c}) \cdot C_{Lic} \quad (5.66)$$

dados os seguintes parâmetros a seguir:

$$(\alpha_{\delta_c}) = 1$$

$$C_{Lic} = 0,73 \text{ (derivada de sustentação devido ao ângulo do canard)}$$

assim temos:

$$\rightarrow C_{L\delta_c} = 0,26$$

assim voltamos na equação (5.62) e calculamos $C_{M\delta_c}$:

$$\rightarrow C_{M\delta_c1} = 0,22$$

$$\rightarrow C_{M\delta_c2} = 0,24$$

$$\rightarrow C_{M\delta_c3} = 0,25$$

dessa forma voltamos na equação (5.61) para o cálculo de M_{δ} :

assim temos:

$$\rightarrow M_{\delta 1} = 1,7$$

$$\rightarrow M_{\delta 2} = 1,64$$

$$\rightarrow M_{\delta 3} = 1,63$$

- Cálculo da variação dimensional da componente de força Z_s com o ângulo do canard (Z_{δ}), conforme Roskam (1979):

$$Z_{\delta} = -\frac{\bar{q} \cdot S_w \cdot C_{L_{\delta}}}{m} \quad (5.67)$$

dados os seguintes parâmetros a seguir:

$$\bar{q} = 122,6 \text{ N/m}^2$$

$$S_w = 0,178 \text{ m}^2$$

$$C_{L_{\delta}} = 0,26$$

$$m = 2,5 \text{ Kg}$$

assim temos:

$$\rightarrow Z_{\delta} = -2,18 \text{ m/s}^2$$

Finalizando temos as equações de função de transferência para ambas as posições do centro de gravidade (inicial e final), as quais serão inseridas na dinâmica da aeronave no sistema computacional com a finalidade de se reproduzir computacionalmente os resultados obtidos em túnel de vento conforme Pereira (2005):

Assim, voltando na equação (5.9), substituímos os valores correspondentes:

$$\frac{\theta(s)}{\delta c(s)} = \frac{1,7}{s^2 + 0,55.s + 2,4}$$

Função de transferência correspondente à posição do CG em função da corda média aerodinâmica em: $\bar{X}_{cg1} = -0,1384$, em que a aeronave se encontra na situação estaticamente estável, pois a margem estática $ME_1 = 2\% > 0$ (posição do CG a 601 mm do nariz).

$$\frac{\theta(s)_2}{\delta c(s)_2} = \frac{1,64}{s^2 + 0,46.s - 5,62}$$

Função de transferência correspondente à posição do CG em função da corda média aerodinâmica em: $\bar{X}_{cg2} = -0,0654$, em que a aeronave se encontra na situação estaticamente instável, pois a margem estática $ME_2 = -5,3\% < 0$ (posição 2 do CG a 615 mm do nariz).

$$\frac{\theta_3}{\delta c_3}(S) = \frac{1,63}{s^2 + 0,42.s - 10,5}$$

Função de transferência correspondente à posição do CG em função da corda média aerodinâmica em: $\bar{X}_{cg3} = -0,0134$, em que a aeronave se encontra na situação estaticamente instável, pois a margem estática $ME_3 = -10,5\% < 0$ (posição 3 do CG a 625 mm do nariz).

5.2. MODELO COMPUTACIONAL

Para a elaboração do modelo computacional precisamos dos parâmetros e funções de transferências do servo-atuador, além da equação da dinâmica da aeronave através do modelo matemático. Com isso, iniciamos a montagem do modelo computacional. Esse sistema simula o mais próximo possível o comportamento da aeronave modelo no túnel de vento, e a seguir, fazemos os devidos ajustes utilizando a ferramenta de otimização.

Na situação proposta, utilizamos a análise de sensibilidade paramétrica com o intuito de obter maior aproximação dos parâmetros ajustados.

Na montagem do sistema de controle final temos a inserção da entrada de “impulso” na planta. Essa entrada foi escolhida para o sistema de controle pois foi a mesma utilizada no ensaio experimental conforme Pereira (2005) e por ser a entrada que melhor representa esse ensaio. Em razão de que no túnel de vento, a entrada em “degrau” (função “step” do programa) é mais limitada devido ao alcance máximo de movimento da rótula ser restrito a apenas $\pm 15^\circ$.

O sistema segue a mesma configuração dos modelos apresentados anteriormente com a função de transferência do servo-atuador e a dinâmica da aeronave. Apesar disso, não foi considerada a equação da calibração do potenciômetro, mas foi inserida a relação entre o ângulo do servo e do canard. Para as posições de CG-2 e CG-3 também foi inserido o filtro e o controlador PID onde se encontra englobado os ganhos do sistema.

A relação entre o ângulo do servo com o ângulo do canard foi estipulada em “1”, ou seja, quando o ângulo defletido pelo servo é de 5° (cinco graus) por exemplo, será 5° também para o canard.

6. APRESENTAÇÃO DOS RESULTADOS

6.1. COMPORTAMENTO DO POTENCIÔMETRO DO SERVO-MOTOR

Com o sistema de controle dinâmico montado, foi dada uma entrada harmônica no servo motor, através do painel de controle no Control Desk e com isso observou-se de acordo com o gráfico a seguir o comportamento do encoder, de como o mesmo recebeu esse sinal, e o comportamento do potenciômetro, ou seja, como ele leu esse sinal, pois o mesmo faz a sua aquisição e dessa forma, observamos o atraso na leitura do potenciômetro e a sua resolução.

De acordo com o gráfico, o sinal de leitura do potenciômetro possui degraus que são áreas onde o sinal é aproximadamente constante. Esses degraus de acordo com o gráfico são, em média, correspondentes a valores próximos de um grau (1°) enquanto que com relação ao encoder conforme o gráfico, a sua resolução é próxima de $1/10$ de grau.

Dessa forma concluímos que a resolução do potenciômetro é próxima de um grau (1°).

A seguir temos o comportamento do potenciômetro acoplado ao servo-motor.

Gráfico 6.1- Gráfico do Ângulo por Tempo para os Sinais de entrada, do encoder e do potenciômetro.

Dessa forma, tornou-se necessário a utilização de um filtro no sistema do diagrama de blocos para que o formato do sinal lido possa ser suavizado. A inserção do filtro gera um atraso no sinal que pode ter uma influência relevante no atraso total do sistema.

Com a colocação do filtro no sistema, após a calibração do potenciômetro, foi elaborado um gráfico para se analisar o comportamento da leitura do potenciômetro antes e depois do filtro. Enquanto o servo-motor está desligado, o ruído não é observado e a leitura do potenciômetro acompanha a leitura do encoder. Após o servo-motor ser ligado, o mesmo ocasiona um grande ruído com alta amplitude. Alguns testes foram feitos para se descobrir o motivo de tamanho ruído ocasionado pelo servo-motor, como por exemplo, o conector do encoder foi desligado da placa conectora do sistema de aquisição, mas mesmo assim, não se obteve resultado. Da mesma forma, foi trocada a tomada de alimentação do servo-motor, mas

também não se obteve resultado. O que poderia ser uma hipótese é a influência do próprio sistema de aquisição de dados nesse ruído do servo-motor, pois há uma impressão que o sistema está sendo realimentado pela placa.

6.2.COMPORTAMENTO DO SERVO-ATUADOR

Conforme os resultados obtidos para o 1° servo-atuador e lido pelo seu potenciômetro correspondente, o sinal lido pelo mesmo mostra uma assimetria entre os extremos da amplitude desse sinal que não acompanha o sinal recebido pelo servo-atuador. O que pode também ter contribuído para a dificuldade de leitura do sinal enviado ao servo é o fato de se observar o fenômeno de histerese no eixo do servo-atuador, o que influencia de forma relevante o sinal a ser lido pelo potenciômetro.

Além disso, para frequências de 0,75 Hz (5 rad/s) a 2,25 Hz (15 rad/s) o sinal lido pelo potenciômetro é mantido com diferença de amplitude de 3° (3 graus) entre as extremidades com relação à amplitude do sinal recebido pelo 1° servo-atuador, soma-se a isso o sinal que possui forma contínua, ou seja, sem variação na amplitude. A partir de 3Hz (aprox. 20 rad/s), a amplitude do sinal do potenciômetro cai à metade da amplitude do sinal recebido pelo servo-atuador e com comportamento cíclico, ou seja, com variação na amplitude, chegando a uma média de diferença entre as amplitudes de até 7,5° entre os extremos. Ou seja, enquanto o sinal que o servo recebe vai de +20° a -20°, o sinal lido pelo potenciômetro vai de +12,5° a -12,5°. Isso ocorre devido a histerese do servo-atuador. No caso do 1° servo atuador de menor torque, a imprecisão chegava a 10%, enquanto que para o 2° servo, mais novo e de maior torque a imprecisão foi de apenas 1%. A influência da histerese foi mais acentuada no 1°

servo-atuador (de menor torque), além de somar o tempo de utilização, por já ser um componente de mais de 15 anos de uso.

Com relação ao filtro utilizado no sistema, no caso o do tipo Butterworth, sua função foi de integrar o sinal lido pelo potenciômetro que como vimos no gráfico 6.1 forma degraus na visualização da sua leitura, causando oscilação do sinal no sistema, contribuindo para um certo ruído. Dessa forma, a utilização do filtro suavizou esse sinal fornecido, diminuindo a influência da resolução do potenciômetro no sentido da oscilação no sistema.

Com relação ao sistema que é composto pela placa de aquisição de dados, há somente filtros embutidos com a função de filtrar cargas que podem ser elevadas e nocivas para o sistema mas não tem influência nos resultados experimentais por ela analisados.

Dessa forma, simulamos os gráficos do sistema de controle dinâmico utilizando apenas o servo-atuador e o potenciômetro ligados à placa, visto que o servo-motor no caso foi desativado devido ao alto ruído proporcionado e que não foi possível determinar o problema com exatidão.

Variando-se a frequência de 0,1 Hz até 3 Hz para cada respectiva amplitude (5° , 10° , 15° , 20° e 25°), obtemos para cada servo-atuador 150 gráficos da Amplitude pela frequência.

O valor limite de frequência durante a simulação foi estabelecido em 3 Hz, foi devido a questão de segurança, para não incorrer em risco de queima de ambos os servo-atuadores.

A seguir, com esses dados disponíveis, fazemos uso de um arquivo de programa no Matlab para conversão da extensão do arquivo do programa Control Desk para o nosso computador e, obtemos os valores de amplitude (A), frequência (ω), amortecimento (ζ), Fase (ϕ) e valor médio (S) de cada gráfico. Depois, inserimos em um único gráfico para cada servo o comportamento do sinal para os 5 valores de amplitudes (5° , 10° , 15° , 20° , e 25°) pela

freqüência (variada de 0,1Hz ou 0,628 rad/s a 3 Hz ou 18,84 rad/s), e com o auxílio da ferramenta computacional, elaboramos os gráficos comparativos de atenuação (relação das amplitudes de saída antes e depois do sinal passar pelo filtro, pela de entrada) pela freqüência, e ângulo de fase pela freqüência para ambos os servo-atuadores. Os gráficos para cada servo foram dispostos um sobre o outro com o objetivo de se assemelhar com o resultado base conforme Ogata (2003), como já havia sido citado anteriormente no final do item 3.3.6.2. do trabalho.

Podemos observar que nos gráficos de atenuação a seguir, os mesmos tanto antes como depois do filtro não desviam do comportamento de 2ª ordem no ângulo de fase, mas mantém o comportamento praticamente constante devido ao valor de freqüência máxima utilizada que ainda se encontra dentro dos limites. Após esse valor (3Hz) é bem provável que, o comportamento dessas curvas iniciariam a deflexão ou a atenuação.

Gráfico 6.2- Curvas comparativas das Atenuações e Fase (Teóricas e Experimentais) pela Frequência para o 1º servo-atuador testado antes do ajuste do modelo teórico (linha azul)

Vemos que para o gráfico das atenuações e diferença de fase para o 1º servo-atuador, as curvas experimentais possuem uma tendência de acompanhar a curva do modelo teórico (linha azul), o que não pôde ser mais evidente, devido à própria limitação do servo-atuador que atuou acima da sua frequência de trabalho, até 3 Hz, sendo que para a frequência máxima utilizada, o mesmo se encontrava no limite podendo correr o risco de queimar, caso avançássemos ainda mais com frequências superiores a mesma (3 Hz). Mas podemos ver que as curvas chegam a 90° no ponto equivalente a 3,4 Hz (21,352 rad/s) continuando através de uma linha imaginária, sendo esse o valor de mínimo e o que nos interessará para fazermos o ajuste para a curva do modelo teórico que dessa forma se aproximará do modelo experimental.

Esse valor de frequência significa que, a partir desse ponto, as curvas voltam a subir o ângulo de fase conforme será mostrado no gráfico de desvio padrão.

Gráfico 6.3- Curvas comparativas das Atenuações e Fase (Teóricas e Experimentais) pela Frequência para o 2° servo-atuador antes do ajuste do modelo teórico (linha azul).

De acordo com o gráfico acima, para o comportamento do ângulo de fase experimental do 2° servo-atuador, para as maiores amplitudes (15°, 20° e 25°), observamos que a partir de 2Hz (12,56 rad/s), as suas respectivas curvas começam a se separar das outras duas, saindo da sequência em que se encontram as curvas das amplitudes mais baixas (5° e 10°) que acompanham a curva do modelo teórico (em azul). Dessa forma no momento de se efetuar o

cálculo das médias nós desprezamos os valores de ângulo de fase a partir de 2Hz para as 3 curvas com maior amplitude.

Com base no comportamento das curvas, podemos observar que as mesmas chegam a 90° com a frequência equivalente a 5,5 Hz (34,54 rad/s) continuando através de uma linha imaginária, que no caso será a frequência natural de ajuste da curva do modelo teórico em relação as curvas do experimental que poderemos observar a seguir após a descrição da obtenção da função de transferência do servo-atuador.

6.2.1. OBTENÇÃO DA FUNÇÃO DE TRANSFERÊNCIA PARA O SERVO-ATUADOR

Temos a seguir a descrição inicial para a obtenção da função de transferência para o servo- atuador, que no caso será utilizado para a simulação no Programa Simulink para fazer a análise de resposta em frequência do sistema, da mesma forma em que o mesmo foi utilizado no sistema de controle durante o ensaio experimental.

Partindo-se do princípio que, de acordo com os gráficos obtidos experimentalmente, os mesmos se aproximam (tanto atenuação como para a diferença de fase) de um comportamento de 2ª ordem mas não é exatamente conclusivo. Melhores resultados poderiam ser obtidos para entradas do tipo degrau ou impulso. Assim, fazemos uso dos conceitos conforme Nelson (1989) e Ogata (2003), para as especificações do domínio do tempo e da frequência, e dessa forma a função do sistema de segunda ordem pode ser expressa como segue:

$$\frac{C(s)}{R(s)} = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2.\zeta.\omega_n.s + \omega_n^2} \quad (6.1)$$

A equação inicial rearranjada para o caso estudado é dada por:

$$x'' + 2.\zeta.\omega_n.x' + \omega_n^2.x = \omega_n^2.A.\text{sen}(\omega.t) \quad (6.2)$$

Sendo que:

- ω_n é a frequência natural do sistema
- A é a amplitude
- ζ é o coeficiente de amortecimento
- ω é a frequência de excitação

Vamos achar as funções para a atenuação e diferença de fase:

$$\left| \frac{X}{A} \right| = f(\omega)$$

$$\angle(x, A) = g(\omega)$$

partindo-se do pressuposto que:

$$x(t) = X.e^{i.\omega.t} \quad (6.3)$$

e substituindo na equação 6.2:

temos que:

$$-\omega^2.X.e^{i.\omega.t} + i.2.\zeta.\omega_n.\omega.X.e^{i.\omega.t} + X.e^{i.\omega.t}.\omega_n^2 = \omega_n^2.A.e^{i.\omega.t} \quad (6.4)$$

$$\frac{X}{A} = \frac{\omega_n^2}{-\omega^2 + 2i.\zeta.\omega_n.\omega + \omega_n^2} = \frac{1}{2i.\zeta.\frac{\omega}{\omega_n} - \left(\frac{\omega}{\omega_n}\right)^2 + 1} \quad (6.5)$$

$$\left| \frac{X}{A} \right| = \left| \frac{1}{1 + 2i.\zeta.\frac{\omega}{\omega_n} - \left(\frac{\omega}{\omega_n}\right)^2} \right| \quad (6.6)$$

ω = É a frequência utilizada durante a simulação e varia de 0,1Hz (0,628 rad/s) a 3Hz (18,84 rad/s) com intervalo de 0,1Hz para cada valor de Amplitude (5°, 10°, 15°, 20° e 25°).

i = número irracional

ω_n = 21,35 rad/s (servo 1) / 34,54 rad/s (servo 2)

ζ = 0,707

A partir daí chegamos à equação para o ângulo de fase:

$$Fase = \arctan \left[\frac{\operatorname{Im} \left(\frac{X}{A} \right)}{\operatorname{Re} \left(\frac{X}{A} \right)} \right] \quad (6.7)$$

Para a resolução no programa computacional, temos os valores das variáveis adotadas como segue:

$\omega_n = 18,84 \text{ rad/s (3Hz)} \rightarrow$ valor máximo utilizado no ensaio experimental

$\zeta = 0,707$ - conforme Ogata (2003). Valor de amortecimento ideal de projeto, sendo que para $0,7 < \zeta < 1$, a resposta transiente é oscilatória, mas as oscilações são bastante amortecidas e de difícil percepção.

Esse valor de frequência significa que, a partir desse ponto, elas voltam a subir o ângulo de fase conforme será mostrado no gráfico de Desvio Padrão.

Para o ajuste dos gráficos comparativos das curvas experimentais com a curva teórica para o ângulo de fase (apenas para os resultados antes do filtro), fizemos uso das médias dos valores de diferença de fase de todas as amplitudes ($5^\circ, 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ$ e 25°) para cada respectiva frequência, deixando de lado as atenuações. Através do programa obtemos os ângulos de fase para o modelo teórico para cada valor de frequência (ω) que vai de 0,1 Hz (0,628 rad/s) a 3 Hz (18,84 rad/s) e fixando o valor da razão de amortecimento (ζ) em 0,707 conforme explicado anteriormente. Assim, obtemos as médias dos ângulos de fase para o modelo experimental e os respectivos valores para o modelo teórico (computacional). Montamos uma tabela com as frequências (ω) e as seus respectivos ângulos de fase (experimental e teórico), fazemos a diferença e com o resultado utilizamos a ferramenta RMS para se chegar a um valor médio para todas as frequências e construir o desvio padrão. Dessa forma montamos os gráficos de desvio padrão das RMS pela frequência resultando em uma

figura próxima a uma parábola invertida em que podemos visualizar um mínimo valor o qual será a frequência de corte do modelo teórico para o experimental para ambos os servo atuadores.

A fórmula para a média RMS de N valores $\{x_1, x_2, \dots, x_N\}$ nada mais é do que a raiz quadrada da soma dos quadrados dividido pelo seu total de elementos e é dado como segue abaixo:

$$x_{RMS} = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N x_i^2} = \sqrt{\frac{x_1^2 + x_2^2 + x_3^2 + \dots + x_N^2}{N}} \quad (6.8)$$

Após esses cálculos, chegamos aos gráficos elaborados do desvio padrão, com os valores para a frequência de corte que é dessa forma, os valores ideais para o ajuste para a função de transferência de ambos os servos.

Gráfico 6.4- Gráfico do desvio padrão para o 1º servo-atuador para se obter o valor da frequência de corte.

Podemos observar pelo gráfico 6.4 para o 1º servo-atuador (de menor torque), que o ponto de mínimo da parábola que corresponde à frequência de 3,4Hz (21,352 rad/s) no eixo x coincide com o valor da frequência em que as curvas do modelo experimental chegam à 90° para gráfico 6.2 das curvas comparativas das atenuações e fase (teóricas e experimentais) pela frequência.

Dessa forma, tendo-se obtido o valor da frequência de corte, temos o gráfico 6.5 com a curva do modelo teórico (computacional) ajustado em relação às curvas do modelo experimental para o 1º servo-atuador, conforme a seguir:

Gráfico 6.5- Curvas comparativas das atenuações e fase (teóricas e experimentais) pela frequência para o 1º servo-atuador após do ajuste do modelo teórico (computacional).

Podemos observar comparando-se com o gráfico 6.2, a nítida diferença após o ajuste, que faz a curva do modelo teórico (azul) se aproximar das curvas do experimental (dinâmico) através do valor da frequência natural obtida com a resolução do desvio padrão, que para o 1º servo-atuador é de 3,4Hz.

Gráfico 6.6- Gráfico do desvio padrão para o 2º servo-atuador para se obter o valor da frequência de corte.

Semelhantemente, podemos observar pelo gráfico 6.6 para o 2º servo-atuador (maior torque), que o ponto de mínimo da parábola que corresponde à frequência de 5,5 Hz (34,54 rad/s) no eixo x coincide com o valor da frequência conforme sugerido no gráfico 6.3 das curvas comparativas das atenuações e fase (teóricas e experimentais) pela frequência antes do ajuste.

Dessa forma, tendo-se obtido o valor da frequência de corte, temos o gráfico 6.7 com a curva do modelo teórico (computacional) ajustado em relação às curvas do modelo experimental (dinâmico) para o 2º servo-atuador, conforme a seguir:

Gráfico 6.7- Curvas comparativas das Atenuações e Fase (Teóricas e Experimentais) pela Frequência para o 2º servo-atuador após do ajuste do modelo teórico (computacional).

Podemos observar comparando-se com o gráfico 6.3, a nítida diferença que o ajuste faz com a curva do modelo teórico (cor azul), aproximando-se do experimental através do valor da frequência de corte obtida pelo cálculo do desvio padrão, que no caso do 2º servo é de 5,5Hz.

Mas apesar disso, podemos observar que o 2º servo-atuador começa a ficar impreciso a partir de frequências de 2 Hz (12,56 rad/s) para maiores amplitudes (15°, 20° e 25°). Podemos ver também que as suas curvas começam a dispersar da linha de tendência que acompanha a curva teórica após o ajuste. Assim podemos concluir que o 1º servo-atuador (de menor torque) possui maior precisão que o 2º servo-atuador. Pois este último já a altas

freqüências tende a ser impreciso conforme o gráfico 6.7 mostrado anteriormente para as curvas de maior amplitude a partir de 2 Hz (12,56 rad/s).

Dessa forma, obtemos a função de transferência para o servo-atuador, a qual será inserida no sistema de controle computacional conforme a figura a seguir. Esse sistema foi elaborado de forma mais próxima possível conforme Pereira (2005). Soma-se ao modelo computacional os parâmetros para o filtro (características), além do Controlador PID, a fim de se reproduzir as características de estabilidade e controle conforme os mesmos processos realizados com o ensaio experimental durante os ensaios em túnel de vento e analisar os parâmetros a serem corrigidos.

Figura 6.1- Diagrama de blocos do modelo computacional para a reprodução e análise das características de controle e estabilidade do modelo testado em túnel de vento, tendo incluído o Filtro utilizado para as posições de CG-2 e CG-3.

A seguir temos os resultados do processo de ajuste dos parâmetros em que a diferença dos respectivos gráficos para a determinada posição do CG e valores de PID são comparados com os resultados experimentais (túnel de vento) conforme Pereira (2005), através de dois programas de otimização já empregando a ferramenta de otimização. O primeiro programa chamamos de NUM1 através de freqüência (ω) e amortecimento (ζ) do resultado experimental e é dado pela seguinte equação:

$$E = \sqrt{(\omega_{\text{exp}} - \omega_{\text{num}})^2 + (\zeta_{\text{exp}} - \zeta_{\text{num}})^2} \quad (6.1)$$

Sendo que:

$\omega_{\text{exp}} \rightarrow$ Frequência experimental

$\omega_{\text{num}} \rightarrow$ Frequência teórica

$\zeta_{\text{exp}} \rightarrow$ Amortecimento Experimental

$\zeta_{\text{num}} \rightarrow$ Amortecimento Teórico

e o segundo programa chamado de NUM2 em função do tempo e o ângulo de arfagem experimental que é da do pela seguinte equação:

$$E = \sqrt{\sum_t (\theta_{\text{num}} - \theta_{\text{exp}})^2} \quad (6.2)$$

Sendo que:

$\theta_{\text{exp}} \rightarrow$ Ângulo de arfagem experimental

$\theta_{\text{num}} \rightarrow$ Ângulo de arfagem teórico

Após a obtenção dos parâmetros ajustados com todas as amostras de cada uma das 3 posições do centro de gravidade (mostrados nas tabelas a seguir), obtemos um valor médio para cada parâmetro em estudo, definimos a função de transferência do modelo ajustada para cada posição e utilizamos um programa de checagem dos resultados para comparar as curvas experimentais (PEREIRA, 2005) com o do modelo computacional.

Os resultados do processo de ajuste são demonstrados da seguinte forma:

Para malha aberta (CG1-601 mm) temos a tabela 6.1 com os parâmetros que são variados usando dados da estimativa do modelo matemático além dos parâmetros de frequência e amortecimento fornecidos do ensaio experimental.

Para malha fechada (CG1– 601 mm, CG2-615mm e CG3-625 mm) temos para cada valor de PID do ensaio experimental (PEREIRA, 2005), as seguintes ilustrações nessa ordem:

- tabela com os parâmetros que são variados usando dados da estimativa do modelo matemático usando o 1º método de ajuste (NUM1) em função da frequência e amortecimento usando os valores de frequência (ω_{exp}) e amortecimento (ζ_{exp}) de entrada dos resultados experimentais e 2º método de ajuste (NUM2) em função do tempo;

- gráfico de checagem comparativa do comportamento experimental e do modelo computacional ajustada conforme a análise dos parâmetros obtidos na simulação.

Obs.: Em alguns casos dos gráficos da checagem, o gráfico está invertido devido ao sinal no programa para o processo de ajuste.

6.3.1. RESULTADOS PARA A SIMULAÇÃO EM MALHA ABERTA

6.3.1.1. Posição CG – 601 mm

Sendo que ω_{exp} e ζ_{exp} são os valores de frequência e amortecimento obtidos conforme o ensaio experimental (PEREIRA, 2005) e que os parâmetros de ajuste em malha aberta são:

- derivadas de estabilidade (C_{Mq} , C_{La})

- ponto neutro ($\overline{X}_{np}$)

Tabela 6.1. Resultados da simulação para os parâmetros em malha aberta para a posição CG-601 mm.

MALHA ABERTA - CG 601 mm (Simulação variando 4 parâmetros)			
PARÂMETROS	TEÓRICO	NUMÉRICO	
	Inicial	Num1	Variação (%)
1 $C_{L\alpha}$	4,7	3,77	20
2 C_{Mq}	-3,38	-4,88	44
3 $I_{YY} (Kg.m^2)$	0,16	0,12	25
4 $\bar{X}_{np}$	-0,119	-0,12	0
5 $\omega_{ns} (rad/s)$	21,4		
6 ζ_s	0,707		
7 $\omega_{exp} (rad/s)$	1,65	1,65	0
8 ζ_{exp}	0,45	0,45	0
9 Tempo (min)		7	
10 Iterações		200	

6.3.2. RESULTADOS DE SIMULAÇÃO PARA MALHA FECHADA COM POSIÇÃO ESTÁVEL – CG- 601 MM

Sendo que ω_{exp} e ζ_{exp} são os valores de frequência e amortecimento obtidos conforme o ensaio experimental a partir dos gráficos de entrada impulso com os respectivos ganhos de PID (PEREIRA, 2005) e os parâmetros de ajuste em malha fechada são:

- derivadas de estabilidade (C_{Mq} , C_{La})
- momento de inércia (I_{YY})
- frequência de corte do servo-atuador (ω_{ns})
- amortecimento do servo-Atuador (ζ_s)

Para malha fechada (CG1– 601 mm, CG2-615mm e CG3-625 mm) temos para cada valor de PID as seguintes ilustrações nessa ordem:

- o gráfico de entrada a resposta em Impulso do modelo experimental com os ganhos de PID e valores de frequência e amortecimento usados na simulação computacional;
- tabela com os parâmetros que são variados usando dados da estimativa do modelo matemático usando o 1º método de ajuste (NUM1) em função da frequência e amortecimento e 2º método de ajuste (NUM2) em função do tempo;
- gráfico de checagem comparativa do comportamento experimental e do modelo computacional ajustada conforme a análise dos parâmetros obtidos na simulação.

Obs.: Em alguns casos dos gráficos da checagem, o gráfico está invertido devido ao sinal no programa para o processo de ajuste.

6.3.2.1. Posição CG – 601 mm com PID 0,3 – 0,0 -0, 01 Amostra 2

Tabela 6.2. Resultados da simulação para os parâmetros com ganhos $P=0,3$, $I=0,0$ e $D=0,01$ Amostra 2

MALHA FECHADA - CG 601 mm					
P=0,3; I=0,0; D=0,01 Amostra 2					
PARÂMETROS	TEÓRICO	NUMÉRICO			
	Inicial	Num1	Variação (%)	Num2	Varição (%)
1 $C_{L\alpha}$	4,7	4,42	6	4,18	11
2 C_{Mq}	-3,38	-5,38	59	-3,1	8
3 $I_{YY} (Kg.m^2)$	0,16	0,07	56	0,09	44
4 $\bar{X}_{np}$	-0,12				
5 $\omega_{ns} (rad/s)$	21,4	21,35	0	23,09	8
6 ζ_s	0,707	0,54	24	0,69	2,4
7 $\omega_{exp} (rad/s)$	2,44	2,44	0		
8 ζ_{exp}	0,43	0,43	0		
9 Tempo (min)		6		5	
10 Iterações		200		200

Gráfico 6.8- Gráfico comparativo da curva experimental conforme Pereira (2005) e do modelo computacional com ganhos $P=0,3$, $I=0,0$ e $D=0,02$ Amostra 2

6.3.2.2. Posição CG – 601 mm com PID 0,3 – 0,0 -0, 02 Amostra 2

Tabela 6.3. Resultados da simulação para os parâmetros com ganhos $P=0,3$, $I=0,0$ e $D=0,02$ Amostra 2

MALHA FECHADA - CG 601 mm					
P=0,3; I=0,0; D=0,02 Amostra 2					
PARÂMETROS	TEÓRICO		NUMÉRICO		
	Inicial	Num1	Variação (%)	Num2	Variação (%)
1 $C_{L\alpha}$	4,7	4,54	3	4,3	8,7
2 C_{Mq}	-3,38	-5,13	51	-3,1	9,4
3 $I_{YY} (Kg.m^2)$	0,16	0,06	62	0,09	44
4 $\bar{X}_{np}$	-0,12				
5 $\omega_{ns} (rad/s)$	21,4	21,36	0	25,12	17,6
6 ζ_s	0,707	0,57	20	0,7	2,4
7 $\omega_{exp} (rad/s)$	2,58	2,58	0		
8 ζ_{exp}	0,43	0,43	0		
9 Tempo (min)		5		10	
10 Iterações		200		400

Gráfico 6.9- Gráfico comparativo da curva experimental conforme Pereira (2005) e do modelo computacional com ganhos $P=0,3$, $I=0,0$ e $D=0,02$ Amostra 2.

6.3.2.3. Posição CG – 601 mm com PID 0,3 – 0,0 -0, 03 Amostra 1

Tabela 6.4. Resultados da simulação para os parâmetros com ganhos $P=0,3$, $I=0,0$ e $D=0,03$ Amostra 1

MALHA FECHADA - CG 601 mm P=0,3; I=0,0; D=0,03 Amostra 1					
PARÂMETROS	TEÓRICO	NUMÉRICO			
	Inicial	Num1	Variação (%)	Num2	Variação (%)
1 $C_{L\alpha}$	4,7	2,95	37	3,97	16
2 C_{Mq}	-3,38	-5,05	49	-3,75	11
3 $I_{YY} (Kg.m^2)$	0,16	0,08	50	0,12	25
4 $\bar{X}_{np}$	-0,12				
5 $\omega_{ns} (rad/s)$	21,4	21,4	0	22,8	6,7
6 ζ_s	0,707	0,45	36	0,61	13,7
7 $\omega_{exp} (rad/s)$	1,89	1,89	0		
8 ζ_{exp}	0,45	0,45	0		
9 Tempo (min)		8		5	
10 Iterações		200		300

Gráfico 6.10- Gráfico comparativo da curva experimental conforme Pereira (2005) e do modelo computacional com ganhos $P=0,3$, $I=0,0$ e $D=0,03$ Amostra 1

6.3.2.4. Posição CG – 601 mm com PID 0,3 – 0,0 -0, 03 Amostra 2

Tabela 6.5. Resultados da simulação para os parâmetros com ganhos $P=0,3$, $I=0,0$ e $D=0,03$ Amostra 2

MALHA FECHADA - CG 601 mm					
P=0,3; I=0,0; D=0,03 Amostra 2 (Sim. variando 5 parâmetros)					
PARÂMETROS	TEÓRICO	NUMÉRICO			
	Inicial	Num1	Variação (%)	Num2	Variação (%)
1 $C_{L\alpha}$	4,7	4,17	11	4,36	7
2 C_{Mq}	-3,38	-5,34	58	-3,8	12
3 $I_{YY} (Kg.m^2)$	0,16	0,07	50	0,09	44
4 $\bar{X}_{np}$	-0,12				
5 $\omega_{ns} (rad/s)$	21,4	21,48	1,7	23,7	11
6 ζ_s	0,707	0,44	24	0,58	18
7 $\omega_{exp} (rad/s)$	2,31	2,31	0		
8 ζ_{exp}	0,43	0,43	0		
9 Tempo		7'		5'	
10 Iterações		200		300

Gráfico 6.11- Gráfico comparativo da curva experimental conforme Pereira (2005) e do modelo computacional com ganhos $P=0,3$, $I=0,0$ e $D=0,03$ Amostra 2.

6.3.2.5. Posição CG – 601 mm com PID 0,5 – 0,04 -0, 04 Amostra 2

Tabela 6.6. Resultados da simulação para os parâmetros com ganhos $P=0,5$, $I=0,04$ e $D=0,04$ Amostra 2

MALHA FECHADA - CG 601 mm					
P=0,5; I=0,04; D=0,04 Amostra 2					
PARÂMETROS	TEÓRICO	NUMÉRICO			
		Variação			
	Inicial	Num1	(%)	Num2	Variação (%)
1 $C_{L\alpha}$	4,7	4,25	9	4,3	8,5
2 C_{Mq}	-3,38	-5,23	54	-2,9	14,7
3 $I_{YY} (Kg.m^2)$	0,16	0,05	30	0,1	37,7
4 $\bar{X}_{np}$	-0,12				
5 $\omega_{ns} (rad/s)$	21,4	21,4	0	22,7	6,2
6 ζ_s	0,707	0,47	33	0,65	8
7 $\omega_{exp} (rad/s)$	2,73	2,73	0		
8 ζ_{exp}	0,48	0,48	0		
9 Tempo		4'		4'	
10 Iterações		400		300

Gráfico 6.12- Gráfico comparativo da curva experimental conforme Pereira (2005) e do modelo computacional com ganhos $P=0,5$, $I=0,04$ e $D=0,04$ Amostra 2

6.3.3. RESULTADOS DE SIMULAÇÃO PARA MALHA FECHADA COM A POSIÇÃO INSTÁVEL – CG-615 MM

Sendo que ω_{exp} e ζ_{exp} são os valores de frequência e amortecimento obtidos conforme o ensaio experimental a partir dos gráficos de entrada impulso com os respectivos ganhos de PID (PEREIRA, 2005).

Os parâmetros de ajuste em malha fechada são:

- momento de inércia (I_{YY})
- derivadas de estabilidade (C_{Mq} , $C_{L\alpha}$)
- frequência de corte do servo-atuador (ω_{ns})
- amortecimento do servo-atuador (ζ_s)

6.3.3.1. Posição CG – 615 mm com PID 11 – 0,0 -1,5

Tabela 6.7. Resultados da simulação para os parâmetros com ganhos $P=11$, $I=0,0$ e $D=1,5$

MALHA FECHADA - CG 615 mm			
P=11; I=0,0; D=1,5			
PARÂMETROS	TEÓRICO	NUMÉRICO	
	Inicial	Num1	Variação (%)
1 $C_{L\alpha}$	4,7	6,09	29,5
2 C_{Mq}	-3,17	-3,17	0
3 $I_{YY} (Kg.m^2)$	0,181	0,12	33
4 $\bar{X}_{np}$	-0,12		
5 $\omega_{ns} (rad/s)$	21,4	21,5	0,5
6 ζ_s	0,707	0,68	3,81
7 $\omega_{exp} (rad/s)$	2,79	2,79	0
8 ζ_{exp}	0,6	0,6	0
9 Tempo (hs)		5	
10 Iterações		20000

Gráfico 6.13- Gráfico comparativo da curva experimental conforme Pereira (2005) e do modelo computacional com ganhos $P=11$, $I=0,0$ e $D=1,5$

6.3.3.2. Posição CG – 615 mm com PID 11 – 1,2 -2,5 Amostra 1

Tabela 6.8. Resultados da simulação para os parâmetros com ganhos $P=11$, $I=1,2$ e $D=2,5$ Amostra 1

MALHA FECHADA - CG 615 mm			
P=11; I=1,2; D=2,5 Amostra 1			
PARÂMETROS	TEÓRICO	NUMÉRICO	
	Inicial	Num1	Variação (%)
1 $C_{L\alpha}$	4,7	4,94	5,1
2 C_{Mq}	-3,17	-3,88	22,4
3 $I_{YY} (Kg.m^2)$	0,181	0,11	40,1
4 $\bar{X}_{np}$	-0,12		
5 $\omega_{ns} (rad/s)$	21,4	21,72	1,7
6 ζ_s	0,707	0,71	0
7 $\omega_{exp} (rad/s)$	2,75	2,75	0
8 ζ_{exp}	0,79	0,78	1
9 Tempo (hs)		6	
10 Iterações		20000

Gráfico 6.14- Gráfico comparativo da curva experimental conforme Pereira (2005) e do modelo computacional com ganhos $P=11$, $I=1,2$ e $D=2,5$ Amostra 1.

6.3.3.3. Posição CG – 615 mm com PID 11 – 0,4 -3 Amostra 1

Tabela 6.9. Resultados da simulação para os parâmetros com ganhos $P=11$, $I=0,4$ e $D=3$ _1

MALHA FECHADA - CG 615 mm			
P=11; I=0,4; D=3 Amostra 1			
PARÂMETROS	TEÓRICO	NUMÉRICO	
	Inicial	Num1	Variação (%)
1 $C_{L\alpha}$	4,7	5,79	23
2 C_{Mq}	-3,17	-2,12	33
3 $I_{YY} (Kg.m^2)$	0,181	0,12	33
4 $\bar{X}_{np}$	-0,12		
5 $\omega_{ns} (rad/s)$	21,4	22,9	7
6 ζ_s	0,707	1,12	58
7 $\omega_{exp} (rad/s)$	2,8	2,8	0
8 ζ_{exp}	0,75	0,78	0
9 Tempo (hs)		6	
10 Iterações		20000

Gráfico 6.15- Gráfico comparativo da curva experimental conforme Pereira (2005) e do modelo computacional com ganhos $P=11$, $I=0,4$ e $D=3$ Amostra 1

6.3.3.4. Posição CG – 615 mm com PID 13 – 1,2 -2,5

Tabela 6.10. Resultados da simulação para os parâmetros com ganhos $P=13$, $I=1,2$ e $D=2,5$.

MALHA FECHADA - CG 615 mm			
P=13; I=1,2; D=2,5			
PARÂMETROS	TEÓRICO	NUMÉRICO	
	Inicial	Num1	Variação (%)
1 $C_{L\alpha}$	4,7	6,13	30
2 C_{Mq}	-3,17	-3,27	3
3 $I_{YY} (Kg.m^2)$	0,181	0,1	45
4 $\bar{X}_{np}$	-0,12		
5 $\omega_{ns} (rad/s)$	21,4	22,7	6
6 ζ_s	0,707	0,7	0
7 $\omega_{exp} (rad/s)$	2,28	2,27	1
8 ζ_{exp}	0,55	0,58	5
9 Tempo (hs)		6	
10 Iterações		20000

Gráfico 6.16- Gráfico comparativo da curva experimental conforme Pereira (2005) e do modelo computacional com ganhos $P=13$, $I=1,2$ e $D=2,5$

6.3.3.5. Posição CG – 615 mm com PID 13 – 1,6 -2,5

Tabela 6.11. Resultados da simulação para os parâmetros com ganhos $P=13$, $I=1,6$ e $D=2,5$

MALHA FECHADA - CG 615 mm - PID-10			
P=13; I=1,6; D=2,5			
PARÂMETROS	TEÓRICO	NUMÉRICO	
	Inicial	Num1	Variação (%)
1 $C_{L\alpha}$	4,7	6,14	30
2 C_{Mq}	-3,17	-3,16	0
3 $I_{YY} (Kg.m^2)$	0,181	0,1	45
4 $\bar{X}_{np}$	-0,12		
5 $\omega_{ns} (rad/s)$	21,4	22,6	5
6 ζ_s	0,707	0,71	0
7 $\omega_{exp} (rad/s)$	2,25	2,27	1
8 ζ_{exp}	0,57	0,57	0
9 Tempo (hs)		6	
10 Iterações		20000

Gráfico 6.17- Gráfico comparativo da curva experimental conforme Pereira (2005) e do modelo computacional com ganhos $P=13$, $I=1,6$ e $D=2,5$

6.3.3.6. Posição CG – 615 mm com PID 15 – 0,0 -3,0

Tabela 6.12. Resultados da simulação para os parâmetros com ganhos $P=15$, $I=0,0$ e $D=3,0$.

MALHA FECHADA - CG 615 mm			
P=15; I=0,0; D=3			
PARÂMETROS	TEÓRICO	NUMÉRICO	
	Inicial	Num2	Variação (%)
1 $C_{L\alpha}$	4,7	6,18	31
2 C_{Mq}	-3,17	-3,68	16
3 $I_{YY} (Kg.m^2)$	0,181	0,24	32
4 $\bar{X}_{np}$	-0,12		
5 $\omega_{ns} (rad/s)$	21,4	21,9	2
6 ζ_s	0,707	0,73	3
7 $\omega_{exp} (rad/s)$	3,18		
8 ζ_{exp}	0,81		
9 Tempo (hs)		1	
10 Iterações		5000

Gráfico 6.18- Gráfico comparativo da curva experimental conforme Pereira (2005) e do modelo computacional com ganhos $P=15$, $I=0,0$ e $D=3$

6.3.3.7. Posição CG – 615 mm com PID 15 – 0,8 -2,5

Tabela 6.13. Resultados da simulação para os parâmetros com ganhos $P=15$, $I=0,8$ e $D=2,5$

MALHA FECHADA - CG 615 mm			
P=15; I=0,8; D=2,5			
PARÂMETROS	TEÓRICO	NUMÉRICO	
	Inicial	Num2	Variação (%)
1 $C_{L\alpha}$	4,7	4,88	3
2 C_{Mq}	-3,17	-3,64	14
3 $I_{YY} (Kg.m^2)$	0,181	0,19	5
4 $\bar{X}_{np}$	-0,12		
5 $\omega_{ns} (rad/s)$	21,4	22,94	7
6 ζ_s	0,707	0,67	5
7 $\omega_{exp} (rad/s)$	3		
8 ζ_{exp}	0,61		
9 Tempo (hs)		1	
10 Iterações		5000

Gráfico 6.19- Gráfico comparativo da curva experimental conforme Pereira (2005) e do modelo computacional com ganhos $P=15$, $I=0,8$ e $D=2,5$

6.3.3.8. Posição CG – 615 mm com PID 15 – 1,6 -3,0

Tabela 6.14. Resultados da simulação para os parâmetros com ganhos $P=15$, $I=1,6$ e $D=3,0$

MALHA FECHADA - CG 615 mm			
P=15; I=1,6; D=3			
PARÂMETROS	TEÓRICO	NUMÉRICO	
	Inicial	Num2	Variação (%)
1 $C_{L\alpha}$	4,7	5,6	19
2 C_{Mq}	-3,17	-3,73	17
3 $I_{YY} (Kg.m^2)$	0,181	0,18	0
4 $\bar{X}_{np}$	-0,12		
5 $\omega_{ns} (rad/s)$	21,4	21,7	1
6 ζ_s	0,707	0,71	0
7 $\omega_{exp} (rad/s)$	3,14		
8 ζ_{exp}	0,75		
9 Tempo (min)		15	
10 Iterações		300

Gráfico 6.20- Gráfico comparativo da curva experimental conforme Pereira (2005) e do modelo computacional com ganhos $P=15$, $I=1,6$ e $D=3,0$

6.3.4. RESULTADOS DE SIMULAÇÃO PARA MALHA FECHADA PARA A POSIÇÃO INSTÁVEL – CG-625 MM

6.3.4.1. Posição CG – 625 mm com PID 12 – 0,0 -1,5

Tabela 6.15. Resultados da simulação para os parâmetros com ganhos $P=12$, $I=0,0$ e $D=1,5$

MALHA FECHADA - CG 625 mm			
P=12; I=0,0; D=1,5			
PARÂMETROS	TEÓRICO	NUMÉRICO	
	Inicial	Num2	Variação (%)
1 $C_{L\alpha}$	4,7	4,62	1,7
2 C_{Mq}	-3,1	-3,93	26
3 $I_{YY} (Kg.m^2)$	0,19	0,21	9
4 $\bar{X}_{np}$	-0,12		
5 $\omega_{ns} (rad/s)$	21,4	21,6	1
6 ζ_s	0,707	0,72	2
7 $\omega_{exp} (rad/s)$	2,07		
8 ζ_{exp}	0,64		
9 Tempo (min)		22	
10 Iterações		1000

Gráfico 6.21- Gráfico comparativo da curva experimental conforme Pereira (2005) e do modelo computacional com ganhos $P=12$, $I=0,0$ e $D=1,5$

6.3.4.2. Posição CG – 625 mm com PID 12 – 1,2 -3 Amostra 2

Tabela 6.16. Resultados da simulação para os parâmetros com ganhos $P=12$, $I=1,2$ e $D=3$ Amostra 2

MALHA FECHADA - CG 625 mm			
P=12; I=1,2; D=3 Amostra 2			
PARÂMETROS	TEÓRICO	NUMÉRICO	
	Inicial	Num2	Variação (%)
1 $C_{L\alpha}$	4,7	4,33	7
2 C_{Mq}	-3,1	-3,47	12
3 $I_{YY} (Kg.m^2)$	0,19	0,22	15,7
4 $\bar{X}_{np}$	-0,12		
5 $\omega_{ns} (rad/s)$	21,4	21,5	5
6 ζ_s	0,707	0,7	0
7 $\omega_{exp} (rad/s)$	3,29		
8 ζ_{exp}	0,61		
10 Tempo (min)		23	
11 Iterações		1500

Gráfico 6.22- Gráfico comparativo da curva experimental conforme Pereira (2005) e do modelo computacional com ganhos $P=12$, $I=1,2$ e $D=3$ Amostra 2.

6.3.4.3. Posição CG – 625 mm com PID 12 – 1,6 -3 Amostra 2

Tabela 6.17. Resultados da simulação para os parâmetros com ganhos $P=12$, $I=1,6$ e $D=3$ Amostra 2

MALHA FECHADA - CG 625 mm			
P=12; I=1,6; D=3 Amostra 2			
PARÂMETROS	TEÓRICO	NUMÉRICO	
	Inicial	Num2	Variação (%)
1 $C_{L\alpha}$	4,7	5,15	9,5
2 C_{Mq}	-3,1	-4,42	42
3 $I_{YY} (Kg.m^2)$	0,19	0,18	5
4 $\bar{X}_{np}$	-0,12		
5 $\omega_{ns} (rad/s)$	21,4	21,64	1,3
6 ζ_s	0,707	0,7	0
7 $\omega_{exp} (rad/s)$	2,43		
8 ζ_{exp}	0,61		
9 Tempo (min)		19	
10 Iterações		1250

Gráfico 6.23- Gráfico comparativo da curva experimental conforme Pereira (2005) e do modelo computacional com ganhos $P=12$, $I=1,6$ e $D=3$ Amostra 2

6.3.4.4. Posição CG – 625 mm com PID 13 – 0,8 -2,5 Amostra 2

Tabela 6.18. Resultados da simulação para os parâmetros com ganhos $P=13$, $I=0,8$ e $D=2,5$ Amostra 2

MALHA FECHADA - CG 625 mm			
P=13; I=0,8; D=2,5 Amostra 2			
PARÂMETROS	TEÓRICO	NUMÉRICO	
	Inicial	Num2	Variação (%)
1 $C_{L\alpha}$	4,7	5,98	27
2 C_{Mq}	-3,1	-3,6	15,8
3 $I_{YY} (Kg.m^2)$	0,19	0,16	15,7
4 $\bar{X}_{np}$	-0,12		
5 $\omega_{ns} (rad/s)$	21,4	22	3
6 ζ_s	0,707	0,65	8
7 $\omega_{exp} (rad/s)$	1,71		
8 ζ_{exp}	0,68		
10 Tempo (min)		21	
11 Iterações		1500

Gráfico 6.24- Gráfico comparativo da curva experimental conforme Pereira (2005) e do modelo computacional com ganhos $P=13$, $I=0,8$ e $D=2,5$ Amostra 2

6.3.4.5. Posição CG – 625 mm com PID 14 – 0,0 -3 Amostra 1

Tabela 6.19. Resultados da simulação para os parâmetros com ganhos $P=14$, $I=0,0$ e $D=3$ Amostra 1

MALHA FECHADA - CG 625 mm			
P=14; I=0,0; D=3 Amostra 1			
PARÂMETROS	TEÓRICO	NUMÉRICO	
	Inicial	Num2	Variação (%)
1 $C_{L\alpha}$	4,7	4,88	3,8
2 C_{Mq}	-3,1	-3,51	13,3
3 $I_{YY} (Kg.m^2)$	0,19	0,17	10,5
4 $\bar{X}_{np}$	-0,12		
5 $\omega_{ns} (rad/s)$	21,4	21,4	0
6 ζ_s	0,707	0,71	0
7 $\omega_{exp} (rad/s)$	4,89		
8 ζ_{exp}	0,8		
10 Tempo (min)		15	
11 Iterações		1000

Gráfico 6.25- Gráfico comparativo da curva experimental conforme Pereira (2005) e do modelo computacional com ganhos $P=14$, $I=0,0$ e $D=3$ Amostra 1

6.3.4.6. Posição CG – 625 mm com PID 14 – 0,0 -3 Amostra 2

Tabela 6.20. Resultados da simulação para os parâmetros com ganhos $P=14$, $I=0,0$ e $D=3$ Amostra 2

MALHA FECHADA - CG 625 mm			
P=14; I=0,0; D=3 Amostra 2			
PARÂMETROS	TEÓRICO	NUMÉRICO	
	Inicial	Num2	Variação (%)
1 $C_{L\alpha}$	4,7	4,74	1
2 C_{Mq}	-3,1	-4,33	39,6
3 $I_{YY} (Kg.m^2)$	0,19	0,14	26,3
4 $\bar{X}_{np}$	-0,12		
5 $\omega_{ns} (rad/s)$	21,4	21,2	1
6 ζ_s	0,707	0,65	8
7 $\omega_{exp} (rad/s)$	2,85		
8 ζ_{exp}	0,66		
9 Tempo (min)		15	
10 Iterações		1000

Gráfico 6.26- Gráfico comparativo da curva experimental e do modelo computacional com ganhos $P=14$, $I=0,0$ e $D=3$ Amostra 2

6.3.4.7. Posição CG – 625 mm com PID 15 – 0,0 -2,5 Amostra 2

Tabela 6.21- Resultados da simulação para os parâmetros com ganhos $P=15$, $I=0,0$ e $D=2,5$ Amostra 2

MALHA FECHADA - CG 625 mm			
P=15; I=0,0; D=2,5 Amostra 2			
PARÂMETROS	TEÓRICO	NUMÉRICO	
	Inicial	Num2	Variação (%)
1 $C_{L\alpha}$	4,7	5,2	10,6
2 C_{Mq}	-3,1	-3,81	22
3 $I_{YY} (Kg.m^2)$	0,19	0,19	0
4 $\bar{X}_{np}$	-0,12		
5 $\omega_{ns} (rad/s)$	21,4	22,2	3
6 ζ_s	0,707	0,52	26,4
7 $\omega_{exp} (rad/s)$	2,64		
8 ζ_{exp}	0,7		
10 Tempo (min)		15	
11 Iterações		1000

Gráfico 6.27- Gráfico comparativo da curva experimental conforme Pereira (2005) e do modelo computacional com ganhos $P=15$, $I=0,0$ e $D=2,5$ Amostra 2

6.3.4.8. Posição CG – 625 mm com PID P=15, I=0,8 e D=2 Amostra 1

Tabela 6.22- Resultados da simulação para os parâmetros com ganhos P=15, I=0,8 e D=2 Amostra 1

MALHA FECHADA - CG 625 mm			
P=15; I=0,8; D=2 Amostra 1			
PARÂMETROS	TEÓRICO	NUMÉRICO	
	Inicial	Num2	Variação (%)
1 $C_{L\alpha}$	4,7	5,67	20
2 C_{Mq}	-3,1	-3,85	24
3 $I_{YY}(Kg.m^2)$	0,19	0,13	31
4 $\bar{X}_{np}$	-0,12		
5 $\omega_{ns} (rad/s)$	21,4	19	11
6 ζ_s	0,707	0,62	12,3
7 $\omega_{exp} (rad/s)$	4,14		
8 ζ_{exp}	0,6		
9 Tempo (min)		21	
10 Iterações		1500

Gráfico 6.28- Gráfico comparativo da curva experimental e do modelo computacional com ganhos P=15, I=0,8 e D=2 Amostra 1

A partir dos resultados citados anteriormente, obtemos as funções de transferência para as respectivas posições do centro de gravidade e uma tabela com os valores médios usados para as curvas ajustadas do modelo computacional.

Dessa forma temos para as respectivas posições do centro de gravidade os seguintes resultados de funções de transferência para o modelo matemático:

→ Posição CG-1=601 mm para o 2º método de ajuste

$$\frac{\theta}{\delta c}(S) = \frac{3,13}{s^2 + 1,20.s + 4,01}$$

→ Posição CG-2=615 mm para o 1º método de ajuste

$$\frac{\theta}{\delta c}(S) = \frac{2,64}{s^2 + 0,74.s - 11,5}$$

→ Posição CG-2=615 mm para o 2º método de ajuste

$$\frac{\theta}{\delta c}(S) = \frac{2,47}{s^2 + 0,80.s - 9,82}$$

→ Posição CG-2=625 mm para o 2º método de ajuste

$$\frac{\theta}{\delta c}(S) = \frac{1,76}{s^2 + 0,59.s - 12,2}$$

Tabela 6.23- Comparativo dos parâmetros obtidos matematicamente e dos resultados ajustados para as respectivas posições do centro de gravidade.

COMPARATIVO DOS RESULTADOS DOS PARÂMETROS INICIAIS COM OS AJUSTADOS DERIVADAS DE ESTABILIDADE LONGITUDINAIS							
POSIÇÃO DO CENTRO DE GRAVIDADE							
PARÂMETROS	601 MM		615 MM			625 MM	
	Inicial	Num2	Inicial	Num1	Num2	Inicial	Num2
$C_{L\alpha}$	4,7	4,2	4,7	5,8	5,45	4,7	5
C_{mq}	-3,38	-4	-3,17	3,1	-3,7	-3,1	-3,8
$I_{YY} (Kg.m^2)$	0,16	0,09	0,18	0,11	0,2	0,19	0,18
$\bar{X}_{np}$	-0,12		-0,12			-0,12	
$\omega_{ns} (rad/s)$	21,35	23,69	21,35	21,23	22,51	21,35	21,28
ζ_s	0,707	0,58	0,707	0,71	0,68	0,707	0,66

6.4. DISCUSSÃO DOS RESULTADOS

Uma das partes do trabalho que mais foi analisada foi a questão do ponto neutro ou o centro aerodinâmico da aeronave ($\bar{X}_{np}$). Quando calculado conforme Raymer (1999) o valor do mesmo coeficiente acaba se posicionando a uma posição bem atrás da última posição do centro de gravidade estudado (CG-3= 625mm) e dessa forma o valor para o ponto neutro seria de $\bar{X}_{np} = 0,072$ ou 641 mm atrás do nariz da aeronave e da mesma forma o resultado foi semelhante para o cálculo conforme Roskam (1979). Haja visto que a faixa considerada durante o experimento no túnel de vento para o ponto neutro poderia estar entre 605 e 609 mm, esse valor de ponto neutro calculado numericamente conforme Raymer está pelo menos 3,2 cm, ou seja, um erro de aproximadamente 5% atrás do ponto onde foi estabelecido experimentalmente conforme Pereira (2005). Considera-se pelo fato de revisão dos coeficientes que uma aproximação numérica para o cálculo do ponto neutro está sujeita a imprecisões. Para o caso do termo de coeficiente do momento de arfagem com relação à

fuselagem ($C_{M_{afus}}$), foi o termo que mais poderia estar sujeito a incorrer em erros, visto que foi utilizado um gráfico em que era necessário interpolar os valores devido ao formato da curva conforme é fornecido o gráfico no livro de Raymer. Roskam (1990) não faz uso desse coeficiente para o cálculo do ponto neutro.

Dessa forma trabalhamos com o resultado experimental em que após várias simulações, obtemos um melhor resultado para a posição do ponto neutro de 605 mm e por consequência do coeficiente de sustentação ($C_{L\alpha}$) que atingiu uma variação na casa de 21% conforme Tabela 6.1. Um resultado melhor do que para as outras posições do centro aerodinâmico da aeronave, visto que está mais próximo do centro de gravidade em estudo inicial (CG-1= 601mm). Por outro lado, o valor de C_{Mq} ficou acima de 30% em relação ao resultado teórico.

Os resultados com relação ao experimento dinâmico no laboratório de dinâmica e controle do NPA (Ladinc) podem ter sido influenciados em virtude de o experimento estar associado a alguns tipos de procedimentos que podem englobar erros que passamos a enumerar a seguir:

- A forma como foram calibrados os potenciômetros, ou seja, pode ter ocorrido erro na calibração dos componentes obtendo-se uma curva de calibração que não reproduz exatamente o seu comportamento. O tipo de fonte utilizada para alimentar o potenciômetro pode ter influenciado o resultado não linear da curva de calibração;
- A fixação do transferidor acoplado aos servo-atuadores conforme a Foto 3-6 e utilizado no experimento durante a calibração dos mesmos. Soma-se a isso também as imprecisões de leitura do transferidor utilizado no experimento que pode ocorrer durante o procedimento de análise do valor lido;
- Vários fatores podem influenciar a leitura do transferidor. No caso, o transferidor utilizado, trata-se de um transferidor escolar comum com uma placa de alumínio acoplada atrás do

mesmo para facilitar a fixação no servo-atuador. Ele possui um furo razoável no centro da base onde foi acoplado o eixo do servo-atuador para a leitura. “A sua imprecisão ou erro chega a uma divisão ou 1° (um grau) no mínimo de incerteza”. Ou seja, se o ponteiro parar no meio entre 27° e 28° , o valor real tanto pode ser para mais como para menos.

Além disso, com relação ao momento da medição, vários outros parâmetros podem influenciar a precisão da leitura:

- Erros associados ao ponteiro utilizado na calibração do servo-atuador e que foi utilizado junto com o transferidor conforme foto 3.7. O mesmo poderia estar mais rente ao transferidor e a sua ponta pode englobar algum erro de centralização durante a sua fabricação. Dessa forma, a ponta do ponteiro poderia não estar exatamente centralizada em relação ao seu centro;
- Erros associados com o ajuste dos componentes na bancada. Em duas situações necessitou-se colocar um calço abaixo das chapas de fixação do potenciômetro e do servo-atuador para poder alinhá-los. Além disso, entre as conexões do potenciômetro com o servo-atuador através das buchas de latão conforme a foto 3.6, podem ter imprecisão de medidas do diâmetro dos furos internos comprometendo-se a centralização do eixo tanto do potenciômetro como dos servo-atuadores utilizados;
- Erros associados à própria calibração dos componentes. Os servo-atuadores utilizados no experimento podem variar de precisão dependendo do lado em relação ao zero (centro) que são digitados os valores. Foi observado que no 1° servo-atuador (mais antigo) após por exemplo, se digitar 30° no sistema de controle no computador, o ponteiro saía do zero e chegava em 30° , mas quando voltava ao zero (0°), chegava em $0,5^\circ$ tendo um erro de 1,6%. Já para o segundo servo-atuador (maior torque), para o mesmo procedimento o erro chegava a apenas 0,03%. Então soma-se a influência do fenômeno de histerese do próprio mecanismo do

servo-atuador. Com isso a própria calibração do potenciômetro do servo-atuador também é influenciada até porque ela depende da calibração do servo-atuador;

- Os erros podem estar associados também ao próprio aumento da frequência de rotação dos servo-atuadores que durante quase metade do experimento para a simulação dos gráficos ficaram trabalhando acima da sua frequência de trabalho, aumentando-se o ruído do componente além do tempo longo de trabalho do mesmo.

Com relação ao ajuste dos gráficos a fim de se comparar os resultados experimentais com o computacional, inicialmente foi testada a implementação do programa resolvendo-se parâmetro por parâmetro (amplitude, amortecimento, frequência, diferença de fase e valor médio). O resultado obtido ficou longe do esperado e as curvas comparativas no momento da aproximação por programa de ajuste não convergiram a ponto de se sobrepor a curva teórica (computacional) sobre a experimental e, dessa forma, os resultados ficaram distantes um do outro.

Assim, foi desenvolvido um sistema de equações já se utilizando a ferramenta de otimização, no caso a análise de sensibilidade a partir de uma função de custo, a fim de se minimizar os parâmetros de forma a se obter um resultado global, ou seja, de todos os parâmetros de uma só vez, facilitando a sua convergência na aproximação das curvas teórica e experimental.

O programa elaborado a partir de “Diferenças Finitas”, utilizou derivadas das equações para cada parâmetro, sendo calculadas todas ao mesmo tempo e feitos os devidos ajustes, a fim de se resultar em valores de simulação mais coerentes para a obtenção dos valores de frequência e amortecimento que são os parâmetros responsáveis pelo ajuste a ser feito. Apesar disso, inicialmente com a grande extensão do arquivo, dificultou-se a resolução de defeitos que ainda poderiam comprometer de se chegar a um resultado mais coerente para

o ajuste. Dessa forma o programa foi simplificado sendo possível eliminar vários erros de programação.

A elaboração de gráficos de erros pelas variações dos parâmetros estudados colaboraram para melhorar a visualização do problema no arquivo do programa. Assim, ficou definido que para a 1ª derivada dos parâmetros e para a 2ª derivada relacionada com a diagonal principal da matriz seriam suficientes para se conseguir um melhor ajuste. Dessa forma o programa pôde ser otimizado para a simulação.

Visto que os resultados do programa utilizando o 1º método através de frequência e amortecimento não forneceu valores de parâmetros próximos aos obtidos com o modelo matemático através do cálculo das derivadas de estabilidade, passamos a utilizar o 2º método de simulação apenas com a diferença de ser em função do tempo, que teve a tendência de aproximar melhor os resultados dos parâmetros. Dessa forma, foi feita a análise dos resultados para ambas as simulações com as devidas posições do centro de gravidade e os valores de PID correspondentes.

Ao todo foram analisadas 6 amostras de curvas experimentais com respectivos valores de PID, frequência e amortecimento para a posição de CG-1, 13 amostras para a posição de CG-2 e 31 amostras para a posição de CG-3 e selecionados os resultados que mais se aproximaram com parâmetros no modelo matemático conforme capítulo 5 e demonstrado através dos gráficos e tabelas ao longo do item 6.3.

Durante as simulações foram realizadas várias variações de cada parâmetro dentro de uma margem de tolerância baseado nos valores já obtidos através do modelo matemático e comparado com os resultados de simulação obtidos utilizando diretamente os valores dos parâmetros obtidos do modelo matemático. Dessa forma foi obtido inicialmente um valor próximo ao calculado para o ponto neutro e obtido em simulações em malha aberta e fixado para as simulações em malha fechada para todas as posições do centro de gravidade.

Para a posição de CG-601 mm, os resultados dos parâmetros foram melhores em geral para malha fechada do que em malha aberta, o que normalmente já é esperado, pois o sistema possui o controlador para melhorar o amortecimento.

Já em relação ao método utilizado, o 2º se mostrou melhor em relação a todos os parâmetros, mantendo os mesmos dentro de uma faixa de tolerância mais aceitável considerando as limitações já citadas pelo sistema de controle, principalmente para o momento de inércia que foi o parâmetro com índice de variação maior utilizando o primeiro método para essa posição de CG.

Com os resultados da simulação em malha fechada para a posição estável do CG-1, pudemos observar que o resultado para $C_{L\alpha}$ ficou dentro da faixa tolerável próxima de 5% em comparação com o valor inicial obtido através do modelo matemático que era igual a 4,7 para praticamente todas as amostras utilizando-se o 2º método de simulação. O valor do ponto neutro se manteve praticamente inalterado (-0,12) o que proporcionou a fixação do seu valor em malha fechada para todas as posições do CG, além do valor de C_{Mq} e momento de inércia que tiveram uma variação menor do que o obtido com as mesmas amostras experimentais com o 1º método que foi melhor apenas em malha aberta. Para as outras duas posições do centro de gravidade os parâmetros se mantiveram dentro de uma faixa tolerável para as amostras selecionadas, considerando que para o $C_{L\alpha}$ tendo como exemplo a asas como uma placa plana poderia ser tolerável um valor até 2π ou 6,28 e uma margem maior para C_{Mq} visto as limitações do sistema de controle e sendo experimentalmente tolerável uma margem de até $\pm 20\%$. Apenas o valor do momento de inércia foi o que sofreu maior variação mesmo entre as melhores amostras o que poderia sugerir uma nova forma de estimativa deste parâmetro visto que pelo menos para a posição CG-601 mm o seu valor médio estimado apresentou variação acima de 40%. Para as outras amostras desprezadas levando em consideração as 3 posições do centro de gravidade, os valores dos parâmetros em geral se

mantiveram em uma margem bem superior à tolerável, principalmente para C_{Mq} e momento de inércia.

O valor alto em relação ao valor calculado inicialmente poderia ter influência do próprio cálculo matemático para o parâmetro que poderia estar sujeito a algum erro com relação ao seu valor estimado numericamente. A simulação para o ajuste durou em média 29 minutos após o final da convergência dos valores de frequência e amortecimento e chegou a 800 iterações.

Com relação aos gráficos comparativos das amostras experimentais com o modelo de curva ajustada, pudemos observar um comportamento semelhante para as diversas amostras com variação de PID, em que as curvas teóricas possuem uma tendência de comportamento médio em relação às oscilações do modelo experimental que está sujeito à influências do próprio experimento, que leva em conta os componentes utilizados, o sinal recebido pelo servo-atuador que poderia já estar limitado mecanicamente, tanto que já não pôde ser utilizado no ensaio dinâmico. No momento do ajuste a curva teórica pode sofrer uma influência das oscilações finais normais de estabilização, o que poderia influenciar no overshoot ou “overshoot” no início da curva pois a mesma acompanha a média das amplitudes.

Pudemos observar que os parâmetros tiveram maior aproximação com o 2º método de simulação também para as posições instáveis conforme as tabelas do item 6.3.

O mesmo método de simulação que é função do tempo, possui uma normalização para adequar a escala das curvas dos gráficos.

Além disso, o 1º método de simulação se mostrou mais demorado, principalmente em relação às posições de centro de gravidade instáveis podendo levar várias horas para simular uma amostra. Também o mesmo programa faz uso de um programa auxiliar que fornece os valores de frequência e amortecimento para o programa principal, limitando mais a

simulação. O longo tempo também pode ser devido ao não uso das outras derivadas e quantidade de parâmetros a serem ajustados.

No 2º método, as simulações em geral foram bem mais rápidas, com melhor convergência dos resultados principalmente para a posição CG-625 mm que por possuir maior margem estática, normalmente tem a tendência de limitar mais a ação do sistema de controle e fornecer resultados mais distantes do esperado ou nem convergir. Prova disso é que para o 1º método não foi possível a convergência de nenhuma amostra com PID pois os valores de frequência e amortecimento chegaram a valores bem distantes do esperado.

Para as posições CG-601 mm e CG – 615 mm, com as melhores amostras usando o 1º método, o parâmetro que mais forneceu resultados mais distantes dos obtidos matematicamente foi o momento de inércia que tinha a tendência de diminuir muito o que justificou a eliminação de muitas amostras para a análise.

Esse comportamento já não foi tão destacado para o 2º método, visto que, em geral para todos os coeficientes, os resultados selecionados se mantiveram dentro de uma faixa tolerável de análise considerando as limitações de uma análise computacional que já não representa exatamente uma situação com um modelo em túnel de vento que em si mesmo já está sujeito as limitações que são características desse método e ainda considerando que a situação experimental possui o filtro, que no caso em análise foi necessário retirar por de certa forma influenciar nos resultados dos parâmetros.

Pudemos observar já no uso do 1º método de simulação que a inserção do filtro até para algumas amostras de CG-615 mm não influenciou na estabilização do sistema percebida no gráfico de simulação, mas de certa forma influenciou na convergência dos valores de frequência e amortecimento. Mesmo substituindo o filtro por um ganho de 10% devido a atenuação sofrida pelo sinal após passar pelo mesmo, o comportamento se repete. Para outras

amostras a sua utilização já influenciou na estabilização de início o que já inviabiliza a simulação.

Com isso, retiramos o filtro que era um das características do sistema de controle para as posições instáveis e inserimos a saturação que tem um comportamento semelhante, mas com os ângulos limites de deflexão do canard em graus, indo de 20° a -23° e pudemos observar um comportamento melhor para os resultados de simulação.

Com base nos gráficos comparativos para a posição de CG-615 mm pudemos notar que os melhores comportamentos da curva teórica em relação às curvas experimentais foram com valores de proporcional maiores.

Como justificativas para a não obtenção de uma melhor aproximação dos resultados computacionais em relação aos resultados experimentais em túnel de vento conforme Pereira (2005), podemos citar:

- A reprodução da situação, comparando no caso a aeronave modelo em túnel de vento, não é exatamente uma situação real de vôo. A mesma se encontra fixada por uma rótula dentro do túnel de vento, além de cabos e outros componentes que no caso podem influenciar o seu comportamento de resposta após uma desestabilização e incorrer em um resultado que não é possível utilizando características semelhantes, obter o mesmo comportamento computacionalmente;
- O ensaio dinâmico para a obtenção dos parâmetros para a função de transferência do servo-atuador pode ser comprometido devido ao possível erro na calibração do potenciômetro o que pode não fornecer um valor preciso para a frequência de corte do servo-atuador.
- Levando-se em conta que o filtro não foi exatamente projetado para a situação experimental mas apenas proporcionou uma melhor resposta de atenuação do sinal com 8ª ordem e frequência de corte de 30 rad/s, filtrando os degraus do sinal fornecido pelo potenciômetro, no caso do modelo experimental e dessa forma o sinal de saída após o filtro fica por volta de

10% de amplitude em relação ao sinal antes do filtro. No caso da situação do modelo computacional, o mesmo não influenciou de forma satisfatória o comportamento da amplitude fornecendo baixa atenuação, ficando ambas as amplitudes de entrada e saída muito próximas, o que quer dizer que na verdade o sinal do potenciômetro não foi atenuado o que pode incorrer em uma desestabilização do sistema e o mesmo não ser capaz de proporcionar um resultado esperado de aproximação com o modelo experimental.

- Mesmo considerando com isso que substituímos no lugar do filtro um ganho de 10% relacionado aos 10% de atenuação da amplitude do sinal após o filtro no modelo experimental, o mesmo continuou apresentando erros de simulação com o Programa Simulink, inviabilizando a simulação.

- Muitos resultados de simulação de amostras de PID para o comportamento com CG na posição instável (615 e 625 mm) foram inviabilizados devido a essa limitação do próprio sistema. Foi obtido em alguns casos, uma estabilização no próprio programa de simulação e até mesmo em algumas situações isoladas com o filtro Butterworth de 8ª Ordem, mas os resultados não foram satisfatórios para a simulação, distanciando-se grandemente da faixa esperada dos valores obtidos conforme Roskam;

- Apesar disso, o sistema apresentou uma boa repetibilidade de resultados no programa computacional com relação aos parâmetros a serem avaliados, o que evidencia que o programa em si funciona de forma correta;

- Durante a simulação, várias vezes o programa apresentou erros associados com parâmetros que estavam corretos e não era possível a princípio a sua correção. Em várias situações o Ambiente do programa computacional foi desligado e religado para observar se era o próprio programa que estava incorrendo em erros e várias vezes após religar e mesmo utilizando o comando “clear” no programa foi notado o problema sanado mas após novas simulações o problema tornava a aparecer, mesmo em situações de posição de centro de gravidade estável

como CG – 601 mm. Apesar disso, caso o programa computacional fosse simulado por exemplo inicialmente com poucas simulações e depois retornado ao ambiente do programa com o bloco do sistema computacional, dessa vez o gráfico do comportamento se tornava estável em muitos casos, mas isso não foi suficiente para que se obtivesse resultados compatíveis com o esperado.

- Uma outra hipótese que foi tentada para obtenção de melhor resultado para as simulações foi considerar na equação da função de transferência M_a , igual a M_q , assim teríamos no denominador da mesma equação o valor de $2*M_q$. De certa forma os resultados para malha aberta melhoraram com essas mudanças, mas nada mais de significativo foi notado em malha fechada para a posição de CG- 1 (601 mm) e da mesma forma os resultados para as posições instáveis também não foram significativas, o que reforça mais uma vez a comparação do que está sendo reproduzido. Haja visto as diferenças e limitações do ensaio experimental e as condições e a forma como o mesmo é realizado, isso acaba incorrendo em diferenças de resultados e dificuldade de reprodução dos mesmos de forma computacional que é o objetivo dessas pesquisas.

- A análise no domínio da frequência (NUM1) do sistema com o controle PID não é a mais adequada já que a resposta não é harmônica. Para esses casos, a análise no domínio do tempo (NUM2) é a que fornece os melhores resultados.

7.CONCLUSÕES E SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

7.1. CONCLUSÕES

A finalidade principal da pesquisa, que era de obter o ajuste do modelo matemático do avião através das modificações dos parâmetros das derivadas de estabilidade da aeronave, da dinâmica do sensor e do atuador foi alcançada. Isso forneceu condições para a se obter uma correlação entre resultados teóricos e experimentais.

O método de ajuste do modelo se mostrou mais eficaz para a comparação baseada diretamente na resposta no tempo do ângulo de arfagem numérico e experimental para a mesma entrada impulso do canard (2º método utilizado) em comparação com o método feito com base nas frequências e razões de amortecimento da variação do ângulo de arfagem em resposta a uma entrada do tipo impulso de deflexão do canard (1º método).

Esse 2º método apresentou melhores aproximações para os parâmetros em análise para todas as posições do centro de gravidade, principalmente com relação à posição de CG-3 (625mm) que na situação com o 1º método não foi possível simular as amostras de PID e obter melhores resultados. E entre os valores dos parâmetros destacamos o momento de inércia o qual teve maior variação para a primeira fase de simulação e no segundo método em geral obteve-se melhores aproximações com a simulação.

Apesar disso, os resultados mostram uma certa variação dos parâmetros ajustados indicando tanto a necessidade de aperfeiçoamento na implementação da metodologia utilizada assim como uma nova realização de ensaios experimentais, visto que os resultados após a

análise das simulações proporcionaram funções de transferências próximas ao obtido matematicamente mas não forneceram um comportamento de curva com uma aproximação satisfatória para todas as amostras disponíveis. Muitas amostras tiveram que ser desprezadas.

As oscilações das amostras experimentais conforme mostradas nos gráficos podem estar relacionadas com as próprias limitações do sinal do sensor para o atuador, visto que a turbulência no túnel de vento é considerada muito baixa e influenciaria muito pouco essas oscilações. O modelo computacional tendeu a aproximar em geral as curvas com uma média dessas oscilações das curvas experimentais, demonstrando alto amortecimento e baixo “overshoot” o que é uma característica de um sistema de controle para a situação aplicada.

Fazendo uma comparação de ambas as situações, o modelo experimental está sujeito ao efeito de fixação no túnel de vento, possui uma rótula, cabos que passam entre as estrutura livre em um grau de liberdade, e isso pode resultar em variações de resultados superiores ao da tabela, visto que não se trata de uma situação real de voo.

Os valores de PID no ensaio experimental (PEREIRA, 2005) para cada situação de valor de frequência e amortecimento são obtidos com o filtro ligado no sistema que introduz a atenuação do sinal de até 90% e filtra os degraus do sinal do potenciômetro.

No modelo computacional isso não corre. Na verdade o sinal não sofre uma atenuação mas mantém um comportamento semelhante ao sinal inicial de entrada antes do filtro, o que pode explicar a dificuldade de estabilização do comportamento do sistema. Mesmo substituindo o filtro por um ganho de 10% referente ao que ocorre com a atenuação do sinal após o filtro no modelo computacional, o sistema não reage satisfatoriamente e continua sem fornecer um resultado esperado.

O que se sugere seria o desenvolvimento do modelo computacional paralelo com o modelo experimental para melhor acompanhamento dos resultados e comportamento do

sistema e um reprojeto do filtro para um resultado mais próximo do que foi obtido experimentalmente.

Os gráficos experimentais obtidos com o sistema de controle com uma placa de aquisição de dados foram satisfatórios e proporcionaram condições para uma análise esperada, apesar de algumas limitações do experimento como citados anteriormente. Os dados forneceram meios para se poder fazer a aproximação de parâmetros do modelo computacional com os resultados obtidos em túnel de vento.

Podemos observar através de alguns gráficos de atenuação expostos que, o sistema pouco atenuou até 3Hz (18,84 rad/s) no geral para todas as amplitudes (5° a 25°) e para ambos os servo-atuadores 1 e 2.

Já para os gráficos de diferença de fase, pudemos observar uma certa tendência de acompanhamento da curva do modelo computacional. Esse resultado só não foi mais perceptível devido ao limite de frequência estabelecido de 3 Hz (18,84 rad/s) para o experimento, a fim de não incorrer em risco de queima do mecanismo, no caso o servo-atuador.

E com esses gráficos, principalmente com a análise da diferença de fase, comparando os resultados experimentais com a curva do modelo computacional, tendo embutido a frequência de corte para ambos, observamos que o 2° servo-atuador possui menor atraso de resposta para o sistema (maior frequência de corte). Por possuir também a característica de “maior torque” e ser mais robusto, seria o melhor mecanismo para a utilização na superfície de controle, no caso o “canard” da aeronave testada no túnel de vento. Visto que, o micro servo utilizado no experimento conforme Pereira (2005) possuía velocidade satisfatória, mas baixo torque, o que em altas frequências de trabalho limitava a ação do canard, isso acabava incorrendo em comprometimento da estabilização da aeronave quando em situação de alto ângulo de ataque.

A inserção do filtro no sistema, no caso o do tipo Butterworth, atuou como um integrador, visto que, o sinal lido pelo potenciômetro após receber o sinal do servo- atuador, era formado por degraus. Após esse sinal passar pelo filtro, o mesmo é amenizado de forma a ficar mais contínuo, o que faz concluir que o filtro na verdade atuou como um integrador no sistema com relação à atuação com o sinal do potenciômetro, mas não atenuou o sinal como era esperado em relação ao modelo experimental o que pode de certa forma influenciar nos resultados obtidos computacionalmente, sendo observado isso nos resultados dos parâmetros durante as simulações em malha fechada para as posições instáveis, o que sugere a necessidade do desenvolvimento de um novo filtro digital.

A otimização com a ferramenta Matemática, no caso, a Análise de Sensibilidade Paramétrica usando uma simplificação do método proporcionou uma melhor aproximação dos resultados das características de estabilidade e controle para os determinados parâmetros, tanto em malha aberta como em malha fechada para a posição de CG = 601mm. Essa ferramenta proporciona a obtenção dos mínimos para cada parâmetro de uma vez zerando o gradiente para todas as variáveis. Isto faz com que o resultado para cada parâmetro não influencie na obtenção do próximo parâmetro, como aconteceu após algumas tentativas para se encontrar o valor ideal para cada parâmetro montando um programa no software utilizado, que resultou em não convergência dos resultados e dificuldade de ajuste.

Para as posições instáveis (615 e 625 mm), o mesmo resultado não foi possível de ser alcançado para a maioria dos valores de PID conforme Pereira (2005). Visto que as posições instáveis fazem uso de um sistema mais complexo, imbuída de mais parâmetros que limitam o grau de precisão da simulação e comparando com o ambiente experimental, ocorre uma maior limitação da pesquisa computacional. O método de aplicação para o programa não obteve um resultado satisfatório para o programa denominado NUM1. Os resultados ajustados em geral

tiveram melhor aproximação dos resultados matemáticos para o programa NUM2 que está em função do tempo e ângulo de arfagem.

7.2. SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

- a. Alteração de um sistema computacional com projeto de um novo filtro e aprimoramento da técnica de sensibilidade para análise e melhor aproximação dos resultados experimentais e computacionais;
- b. Ajuste do modelo matemático utilizando como ferramenta de otimização redes neurais artificiais e algoritmo genético com o objetivo de comparar com o ajuste com Análise de Sensibilidade;
- c. Desenvolvimento de um sistema de aumento de estabilidade Latero-direcional do mesmo modelo utilizado no experimento em túnel de vento.
- d. Ajuste do modelo matemático latero-direcional de uma aeronave com sistema de aumento de estabilidade utilizando como ferramenta de otimização Análise de Sensibilidade;

REFERÊNCIAS

ABBOTT H.; VON DOENHOFF, ALBERT E. (1959). *Theory of Wing Section, Including a Summary of Airfoil Data*. Dover Publications, Nova York, 693 páginas

ALVES, ÉLCIO C. (2002). *Análise de Sensibilidade e Otimização de estruturas submetidas a vibrações aleatórias..* Tese. São José dos Campos, INPE, 2002, 213 págs.(INPE-9844-TDI/867).

ARSHAM, HOSSEIN (2005). *Linear Optimization with Applications. Sensitivity Analysis*. Disponível em:< http://www.mywiseowl.com/articles/Sensitivity_analysis. Acesso em 01 de Setembro de 2005.

AUSTIN, K. J.; JACOBS, P. A. (2003). *Can trained monkeys design flight controllers for hypersonic vehicles?* Department of Mechanical Engineering, The University of Queensland, Brisbane, Australia. ANZIAM J. 44 (E) ppC40–C60, 2003. C40.

BARNARD, R. H.; PHILPOTT, D. R. (1995). *Aircraft Flight*. Segunda edição. Logman Scientific Technical, Londres, 378 páginas.

BELATI, EDMARCIO A.; BAPTISTA, EDMÉA C.; COSTA, GERALDO R. M. DA (2003). *Sensibilidade em Fluxo de Potência Ótimo*. São Carlos, 2003, Defesa de Tese (Doutorado). Departamento de Engenharia Elétrica da Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, 2003.

BHATTACHARYYA, S.P.; CHAPPELLAT, H.; KEEL, L.H. (1995). *Robust Control: The Parametric Approach*. Editora Prentice Hall Nova Jersey, 648 págs.

BITTENCOURT, G. (1998). *Inteligência Artificial: Ferramentas e Teorias*. Florianópolis. Editora da UFSC.

BUTTERWORTH, S. (1930). *On the Theory of Filter Amplifiers", Wireless Engineer*, volume 7, 1930.

CÉREBRO & MENTE TECNOLOGIA.(1998). *Redes Neurais Artificiais*. Disponível em <<http://www.cerebromente.org.br/n05/tecnologia/rna.htm> Acesso em 7 de Abril de 2005

DE BIASI, HERCULANO (1999). *Técnicas de Filtragem. Curso de Introdução ao Tratamento de Imagens e à Visão Computacional*. Disponível em <<http://www.inf.ufsc.br/~visao/1998/herculan/sld001.htm>>. Acesso em 20 de Junho de 2006

dSPACE (2001), *DS1103 PPC Controller Board, Installation and Configuration Guide*, dSPACE, setembro de 2001.

ESCHENBACH, T. G. (1992). *Spiderplots versus Tornado diagrams for Sensitivity Analysis; Interfaces*, 1992, 6, p.40.

ETKIN, BERNARD; REID, LLOYD DUFF (1996). *Dynamics of Flight*, third Edition, Wiley & Sons Inc., 382 págs.

FIACCO, ANTHONY V.(1976). *Sensitivity Analysis for nonlinear programming using penalty methods*, Revista Math Programming 10 (3), 1976, pp. 278-311.

FIELDING, C.; COOK, M.V. (2000). *Flight Control Systems: Practical issues in design and implementation*. British Library, 382 págs.

GONZAGA, MALCOM P. BATISTA. (2001). *Diagnose de falhas em motores de combustão interna por análise de vibrações mecânicas*, Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) PUC - Minas, 236 págs.

HERSHKOVITZ, M.,TEBOULLE, M.(1997). *Sensitivity Analysis for a class of robotic grasping quality functionals* School of Mathematical Sciences Tel-Aviv University, Ramat Tel Aviv Israel

HOME PAGE DE REDES NEURAIS (2005). *Uma Introdução às Redes Neurais* . Disponível em <<http://www.din.uem.br/ia/neurais/#neural>> . Acesso em 13 de Abril de 2005.

HOROWITZ, I. (1963) *Synthesis of feedback Control Systems*. Academic Press, Nova York, NY.

IZOLA, D. T. (1997). *Análise da Oscilação Lateral de Foguetes Balísticos através do Método de Oscilação Livre*. São Carlos, 1997. 185 págs. Dissertação (Mestrado). Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo.

KASABOV, NICOLA K. (1998). *A Foundation of Neural Networks, Fuzzy Systems, and Knowledge Engineering*, 2ª Edição, A Bradford Book, The MIT Press.

KIRSCH, URI; BOGOMOLNI, MICHAEL; VAN KEULEN, FRED (2005). *Efficient Finite Difference Design Sensitivities*. AIAA Journal Vol. 43, No. 2, Fevereiro de 2005.

LOPES, P. C. (1978). *O Corpo Humano*, Trabalho Dirigido de Ciências, 4º Edição, Editora Saraiva, 1978, 271 págs.

MAUNSELL, MICHAEL G. (2003). *Introdução à Aerodinâmica*. Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2003, 135 páginas.

MC CULLOCH, W.S.; PITTS, W.(1943). *A Logical Calculus of the Ideas Immanent in Nervous Activity*, Bulletin of Mathematical Biophysics, v.5, pp. 115-133.

MIRANDA, MÁRCIO N. (2004). *Algoritmos Genéticos: Fundamentos e Aplicações*. UFRJ, Rio de Janeiro. Disponível em:< <http://www.gta.ufrj.br/~marcio/genetic.html>. Acesso em 12 de maio de 2005.

MOURA DA SILVA, ROTERDAN; BELDERRAIN, MISCHÉL C. N. (2005). *Considerações sobre Análise de Sensibilidade em Análise de Decisão*, Instituto Tecnológico da Aeronáutica, Divisão de Engenharia Mecânica – Aeronáutica. Disponível em< <http://www.bibl.ita.br/xencita/Artigos/63.pdf>. Acesso em 12 de Maio de 2006.

NASA DRYDEN FLIGHT RESEARCH CENTER (2005). *X-29*. Disponível em < <http://www.nasa.gov/centers/dryden/news/FactSheets/FS-008-DFRC.html> Acesso em 12 de maio de 2005.

NAVCON ENGINEERING NETWORK (2005), *FEM Tools Model updating*. Disponível em: <<http://www.navcon.com/FemtoolsModelUpdate.htm>. Acesso em 30 de maio de 2005.

NELLI SILVA, EMÍLIO CARLOS. (1999). *Técnicas de Otimização Aplicadas no Projeto de Peças Mecânicas*. Departamento de Engenharia Mecatrônica e de Sistemas Mecânicos, Escola Politécnica da USP.

NELSON, ROBERT C. (1989). *Flight Stability and Automatic Control*, Mc Graw Hill International Editions, New York, 284 págs.

NPA-EESC. *Túnel de Vento de Circuito Fechado*. Disponível em <<http://www.eesc.usp.br/smm/aeronautica/>. Acesso em 15 de dezembro de 2005.

OGATA, KATSUHIKO (2003). *Engenharia de Controle Moderno*, Prentice Hall do Brasil, 4ª Edição, Rio de Janeiro, Cap. 8.

OLHOF, N., BENDSOE, M.P., RASMUSSEN, J., (1991) “On CAD-integrated structural topology and design optimization”, *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 89, pp. 259-279, 1991.

PARENTE JR., EVANDRO. (2000). *Análise de Sensibilidade e Otimização de Forma de Estruturas geometricamente não-lineares*. Tese (Doutorado em Engenharia Civil) Pontifícia Universidade Católica do Rio de Janeiro, 2000.

PEREIRA, NATANAEL C. (2005). *Desenvolvimento de um Sistema de Controle Automático para Aumento da Estabilidade de Aeronaves com Ensaio em Túnel de Vento*. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica)- Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2005, 120 págs.

POZO, AURORA T.R. (2005). *Redes Neurais Artificiais*. Universidade Federal do Paraná. Disponível em: < <http://www.inf.ufpr.br/~aurora/tutoriais/5> >. Acesso em 5 de abril de 2005.

PROJECT MANAGEMENT INSTITUTE (2004), *Guia PMBOK, Um Guia de Conhecimentos em Gerenciamento de Projetos*, Four Campus Boulevard, Newton Square, PA 19073-3299 EUA, 3ª Edição, 2004, 44 páginas. Disponível em <<http://www.aec.com.br/aecom2/bd/glossarioPMI.pdf>>. Acesso em 1 de Agosto de 2005.

RAO, VALLURU B. (1995). *C++ Neural Networks and Fuzzy Logic*. M & T Books, IDG Books Worldwide.

RAYMER, DANIEL P. (1999). *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. 3ª Edição, AIAA Education Series, Reston Virginia, 923 págs. Cap. 16.

ROSKAM, JAN (1990). *Airplane design Part VI Preliminary Calculation of Aerodynamic, Thrust and Power Characteristics*, Roskam Aviation and Engineering Corporation, Ottawa, 550 págs. Caps. 8,10.

ROSKAM, JAN (1979). *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls Part II*, Roskam Aviation and Engineering Corporation, Ottawa, 1338 págs. Caps. 3, 4 e 6.

SABER ELETRÔNICA. (2001). *O que é PWM*. Ano 36 N° 336, Editora Saber Ltda, Janeiro de 2001, 80 págs.

SANTA CATARINA, ADAIR; OPAZO, MIGUEL A. U.; BACH, SIRLEI L. (2002). *Utilização de Algoritmo Genético na otimização do lucro de uma propriedade agrícola*. Universidade Estadual do Oeste do Paraná. Acta Scientiarum. Maringá, v. 24, n. 5, p. 1473-1480, 2002.

SATURNINO, LEONARDO J. M. (2000). *Modelagem, Ajuste e Controle de Sistemas Mecânicos*, PUC Minas, 68 págs.

SCHIOZER, DAYR (1990). *Mecânica dos Fluidos*. Editora Araguaia, Campinas, 610 páginas.

SCHILICHTHÄRLE, DIETRICH (2000). *Digital Filters, Basics and Design*. Editora Springer, Berlim, 361 págs (2000), pp. 14-19.

SILJAK, D. D. (1969). *Nonlinear Systems: Parametric Analysis and Design*. John Wiley & Sons, Inc., Nova York, NY.

SILVA BORGES, FLÁVIA P. (2002). *Otimização via algoritmo genético do processo construtivo de estruturas de concreto submetidos à retração restringida, tendo em vista a fissuração nas primeiras idades*. Dissertação (Mestrado em Engenharia Civil) – Universidade Federal do Rio de Janeiro, Rio de Janeiro, 2002.

SOUZA, HOMERO A. F. DE (1991). *Fundamentos de Aeronáutica*, Embraer, São José dos Campos.

STEVENS, BRIAN L; LEWIS, FRANK L. (1992). *Aircraft Control and Simulation*, Wiley Interscience Publication, Nova York, 617 págs, Cap. 4.

SULIEMAN, HANA (1998). *Parametric Sensitivity Analysis in Non Linear Regression*. Tese Departamento de Matemática e Estatística, Queen's University at Kingston, 1998.

TAVARES, L. V.; CORREA, F. (1999). *Otimização Linear e Não Linear*, Fundação Calouste Gulbenkian, 2ª Edição, Lisboa, 1999, 271-279 pp

TSB (TRANSPORTATION SAFETY BOARD) OF CANADA (2003). *SR 111 Investigation*. Disponível em:<
http://www.tsb.gc.ca/en/reports/air/1998/a98h0003/01report/01factual/rep1_06_13.asp.
Acesso em: 09 de Novembro de 2005.

UNICAMP, (2004). *Algoritmos genéticos*. Disponível em: <<http://laqqa.iqm.unicamp.br/algoritmosgeneticos.htm>>. Acesso em 12 de maio de 2005.

U.S. CENTENNIAL OF FLIGHT COMMISSION (2003). *Forward Swept Wings*. Disponível em: <http://www.centennialofflight.gov/essay/Evolution_of_Technology/foward_sweep/Tech9.htm>. Acesso em: 8 de Junho de 2005.

VAN KEULEN, F., DE BÔER e H.. (1998)“ *Rigorous Improvement of Semi-Analitical Design Sensitivities by exact Differentiation of Rigid Body Motions*”. Int J Numer. Methods. Eng. v.42 (1998)

VESSEL, KANICA N. (2002). *Parametric and Sensitivity Analysis of a Vibratory Automobile Model*. Tese - Department of Mechanical Engineering, Louisiana State University, USA.

VUOLO, JOSÉ HENRIQUE (1996). *Fundamentos da Teoria dos Erros*, 2ª Edição Revista e Ampliada Editora Edgard Blücher Ltda.

WELLS, D., (1967) *Theory and problems of Lagrangian Dynamics*, Scham's outline series. McGraw Hill, New York, 1967.

APÊNDICE A

DADOS PARA A CONSTRUÇÃO DOS GRÁFICOS DA CURVA DE CALIBRAÇÃO DOS POTENCIÔMETROS E DOS SERVO-ATUADORES E OS RESPECTIVOS GRÁFICOS

Potenciômetro do Servo Motor	
Ângulo (°)	Tensão (V)
-40	0,818
-39	0,815
-38	0,814
-37	0,813
-36	0,81
-35	0,809
-34	0,808
-33	0,8065
-32	0,804
-31	0,802
-30	0,801
-29	0,7995
28	0,797
-27	0,795
-26	0,794
-25	0,7905
-24	0,789
-23	0,787
-22	0,786
-21	0,782
-20	0,7805
-19	0,779
-18	0,777
-17	0,773
-16	0,7715
-15	0,77
-14	0,768
-13	0,765
-12	0,762
-11	0,76
-10	0,758
-9	0,754
-8	0,751
-7	0,749
-6	0,747
-5	0,742
-4	0,74
-3	0,737
-2	0,735
-1	0,732
0	0,727

Potenciômetro do Servo Motor	
Ângulo (°)	Tensão (V)
1	0,724
2	0,721
3	0,7185
4	0,7125
5	0,71
6	0,707
7	0,7
8	0,697
9	0,694
10	0,688
11	0,683
12	0,6795
13	0,676
14	0,672
15	0,664
16	0,66
17	0,656
18	0,651
19	0,6425
20	0,638
21	0,633
22	0,628
23	0,618
24	0,613
25	0,607
26	0,597
27	0,59
28	0,5835
29	0,577
30	0,571
31	0,557
32	0,55
33	0,543
34	0,535
35	0,52
36	0,511
37	0,502
38	0,501
39	0,501
40	0,506

**Resultados da Leitura do
Potenciômetro em relação ao 1°
Servo Atuador (menor torque)**

Ângulo (°)	Tensão (V)
-52	0,889
-48	0,887
-44	0,885
-40	0,883
-36	0,88
-32	0,878
-28	0,8755
-24	0,872
-20	0,8695
-16	0,8665
-12	0,8635
-8	0,86
-4	0,856
0	0,8525
4	0,8485
8	0,845
12	0,84
16	0,836
20	0,8315
24	0,8255
28	0,821
32	0,8155
36	0,8085
40	0,8025
44	0,7945
48	0,7885
52	0,78

1º Servo Atuador (Menor torque)	
Largura do pulso (%)	Ângulo (°)
0,043	-49,5
0,044	-49
0,045	-46
0,046	-44
0,047	-42
0,048	-40
0,049	-38,5
0,05	-36,5
0,051	-34,5
0,052	-33,5
0,053	-31,5
0,054	-30
0,055	-28
0,056	-26
0,057	-24
0,058	-22
0,059	-20,5
0,06	-18,5
0,061	-16,5
0,062	-15
0,063	-13
0,064	-11
0,065	-9
0,066	-7,5
0,067	-5,5
0,068	-4

Largura do pulso (%)	Ângulo (°)
0,069	-2
0,07	0
0,071	2
0,072	3,5
0,073	5,5
0,074	7,5
0,075	9,5
0,076	11
0,077	13,5
0,078	15
0,079	17
0,08	19,5
0,081	21
0,082	23
0,083	25
0,084	27
0,085	28,5
0,086	30,5
0,087	32,5
0,088	35
0,089	37
0,09	39
0,091	41,5
0,092	43
0,093	45,5
0,094	47,5
0,095	49,5

2° Servo Atuador (Maior torque)	
Largura do pulso (%)	Ângulo (°)
0,0592	-60
0,0599	-59,3
0,0606	-58,2
0,0613	-57,1
0,062	-56
0,0627	-55
0,0634	-54,5
0,0641	-53,2
0,0648	-52,5
0,0655	-51,8
0,0662	-50,9
0,0669	-50
0,0676	-49
0,0683	-48
0,069	-47,1
0,0697	-46
0,0704	-45,7
0,0711	-44,5
0,0718	-43,5
0,0725	-42,7
0,0732	-41,7
0,0739	-40,5
0,0746	-39,5
0,0753	-38,9
0,076	-37,8
0,0767	-36,7
0,0774	-35,9
0,0781	-35
0,0788	-34
0,0795	-33
0,0802	-32,2
0,0809	-31
0,0816	-30
0,0823	-29
0,083	-28
0,0837	-27
0,0844	-26,1
0,0851	-25,2
0,0858	-24,3
0,0865	-23,6
0,0872	-22,5
0,0879	-21,5
0,0886	-20,7
0,0893	-19,8
0,09	-18,9
0,0907	-17,9
0,0914	-16,8
0,0921	-16

2° Servo Atuador (Maior torque)	
Largura do pulso (%)	Ângulo (°)
0,0928	-15
0,0935	-14,3
0,0942	-13,2
0,0949	-12,1
0,0956	-11,2
0,0963	-10,2
0,097	-9,5
0,0977	-8,7
0,0984	-7,8
0,0991	-6,9
0,0998	-6
0,1005	-5
0,1012	-4
0,1019	-3,1
0,1026	-2
0,1033	-1

Largura do pulso (%)	Ângulo (°)
0,104	0
0,1047	0,9
0,1054	1,9
0,1061	2,9
0,1068	3,7
0,1075	4,5
0,1082	5,5
0,1089	6,5
0,1096	7,1
0,1103	8,2
0,111	9
0,1117	10
0,1124	11
0,1131	11,9
0,1138	13
0,1145	14
0,1152	15
0,1159	16
0,1166	16,9
0,1173	17,8
0,118	18,7
0,1187	19,5
0,1194	20,5
0,1201	21,2
0,1208	22,2
0,1215	23,2
0,1222	24
0,1229	25
0,1236	25,9
0,1243	26,8
0,125	27,9
0,1257	28,9
0,1264	29,7
0,1271	30,8
0,1278	31,5
0,1285	32,6
0,1292	33,6
0,1299	34,7
0,1306	35,5
0,1313	36,5
0,132	37,2
0,1327	38,1
0,1334	39,3
0,1341	40,1
0,1348	41,1
0,1355	42
0,1362	43
0,1369	44

Largura do pulso (%)	Ângulo (°)
0,1376	45
0,1383	46
0,139	46,9
0,1397	47,9
0,1404	49
0,1411	49,9
0,1418	50,8
0,1425	51,8
0,1432	52,6
0,1439	53,8
0,1446	54,7
0,1453	55,5
0,146	56,5
0,1467	57,2
0,1474	58,5
0,1481	59,1
0,1488	60

Leitura do Potenciômetro em relação ao 2º Servo Atuador	
Ângulo (°)	Tensão (V)
-50	0,88985
-49	0,88925
-48	0,88875
-47	0,88855
-46	0,88735
-45	0,88705
-44	0,88645
-43	0,88555
-42	0,88505
-41	0,88465
-40	0,88365
-39	0,88315
-38	0,88265
-37	0,88215
-36	0,88125
-35	0,88075
-34	0,88015
-33	0,87975
-32	0,87925
-31	0,87815
-30	0,87715
-29	0,87655
-28	0,87605
-27	0,87545
-26	0,87435
-25	0,87385
-24	0,87275
-23	0,87215
-22	0,87155
-21	0,87095
-20	0,87045
-19	0,86925
-18	0,86865
-17	0,86815
-16	0,86715
-15	0,86615
-14	0,86545
-13	0,86485
-12	0,86355
-11	0,86295
-10	0,86225
-9	0,86095
-8	0,86025
-7	0,85955
-6	0,85885
-5	0,85745
-4	0,85675
-3	0,85595
-2	0,85455
-1	0,85375

Ângulo (°)	Tensão (V)
0	0,85305
1	0,85155
2	0,85075
3	0,84995
4	0,84915
5	0,84755
6	0,84665
7	0,84505
8	0,84425
9	0,84335
10	0,84245
11	0,84155
12	0,83975
13	0,83885
14	0,83705
15	0,83695
16	0,83515
17	0,83415
18	0,83315
19	0,83155
20	0,83025
21	0,82835
22	0,82715
23	0,82615
24	0,82505
25	0,82385
26	0,82275
27	0,82065
28	0,81945
29	0,81825
30	0,81715
31	0,81555
32	0,81375
33	0,81225
34	0,81045
35	0,80845
36	0,80725
37	0,80585
38	0,80325
39	0,80185
40	0,80055
41	0,79905
42	0,79655
43	0,79515
44	0,79325
45	0,79085
46	0,78945
47	0,78695
48	0,78285
49	0,78195
50	0,78035

Gráfico da curva de calibração do potenciômetro do servo-motor de corrente contínua.

Gráfico da curva de calibração do potenciômetro acoplado ao eixo do 1º servo-atuador testado.

Gráfico da curva de calibração do potenciômetro acoplado ao eixo do 2º servo-atuador testado.

Gráfico da curva de calibração do 1º servo-atuador (menor torque)

Gráfico da curva de calibração do 2º servo-atuador (maior torque)

ANEXO 1

COMPONENTES DE APOIO PARA O EXPERIMENTO	
DESCRIÇÃO	QUANTIDADE
Madeira em MDF tamanho 416 x 199 x 15 mm para a Bancada	1
Transferidor + ponteiro de alumínio para a calibração do servo atuador	1
Chapa para a fixação do Motor de Corrente Contínua na bancada	1
Chapa para o acoplamento do potenciômetro ao eixo do motor de corrente contínua e fixação na bancada	1
Chapa para a fixação do Servomecanismo na bancada	1
Chapa para o acoplamento do potenciômetro no eixo do servo e fixação na bancada	1
Bucha para o acoplamento do potenciômetro no acoplador elástico com bucha auxiliar	1
Bucha sextavada para acoplamento do potenciômetro no eixo do servo	1
Parafuso 1/8 "x 5/8" para fixação do servo na chapa	4
Parafuso 1/8 "x 1" para fixação das chapas na bancada	9
Parafuso ST interno M2 x 5 P0,5 para a bucha do acoplador elástico	1
Parafuso ST interno M3 x 5 P0,5 para a bucha sextavada	1
Arruela Lisa Stanley Zinc. 1/8 "	22
Arruela de pressão M3 para o parafuso do eixo do servo atuador	1
Porca sextavada Zincada 1/8" BSW	13
Conector BNC (macho)	66
Conector de extensão BNC (fêmea)	3
Conector BNC em "T"	3
Cabo RG 58 - 50Ω	2
Resistor 4K7 1W	2
Resistor 68Ω 1W	2
Pino "banana"	3 pares