Natanael de Carvalho Pereira

<p>Serviço de Pós-Graduação EESC/USP</p> <p>EXEMPLAR REVISADO</p> <p>Data de entrada no Serviço.....10...../.....10...../.....05.....</p> <p>Ass.:.....<i>Levan</i>.....</p>
--

**DESENVOLVIMENTO DE UM SISTEMA DE AUMENTO
DE ESTABILIDADE LONGITUDINAL DE UMA
AERONAVE COM ENFLECHAMENTO NEGATIVO E
CANARD, COM ENSAIOS EM TÚNEL DE VENTO**

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

Orientador: Prof. Dr. Paulo Celso Greco Junior

São Carlos

2005

DEDALUS - Acervo - EESC

31100053566

Class.	TESE-EESC ✓
Cutt.	4338
Tombo	T 266/05
Sysno	1467402

Ficha catalográfica preparada pela Seção de Tratamento
da Informação do Serviço de Biblioteca – EESC/USP

P436d

Pereira, Natanael de Carvalho

Desenvolvimento de um sistema de aumento de estabilidade longitudinal de uma aeronave com enflechamento negativo e canard, com ensaios em túnel de vento / Natanael de Carvalho Pereira. -- São Carlos, 2005.

Dissertação (Mestrado) - Escola de Engenharia de São Carlos-Universidade de São Paulo, 2005.

Área: Engenharia Mecânica.

Orientadora: Prof. Dr. Paulo Celso Greco Junior.

1. Sistema de aumento de estabilidade. 2. Controle automático. 3. Ensaios em túnel de vento. 4. Asa com enflechamento negativo. 5. Canard. I. Título.

FOLHA DE JULGAMENTO

Candidato: Tecnólogo **NATANAEL DE CARVALHO PEREIRA**

Dissertação defendida e julgada em 19-08-2005 perante a Comissão Julgadora:

Prof. Dr. **PAULO CELSO GRECO JUNIOR (Orientador)**
(Escola de Engenharia de São Carlos/USP)

APROVADO

Prof. Dr. **PEDRO PAGLIONE**
(Instituto Tecnológico de Aeronáutica/ITA)

aprovado

Dr. **CARLOS DE MARQUI JUNIOR**
(Pesquisador Autônomo)

aprovado

Prof. Associado **JONAS DE CARVALHO**
Coordenador do Programa de Pós-Graduação em Engenharia
Mecânica

Profª. Titular **MARIA DO CARMO CALIJURI**
Presidente da Comissão de Pós-Graduação

Dedico este trabalho aos meus pais, com todo amor, por tudo que fizeram e têm feito por mim, sem os quais não teria alcançado êxito.

“Examinai a tudo e retende o bem”

I Ts. 5 : 6

(bíblia sagrada)

AGRADECIMENTOS

A Deus, que tem me abençoado durante a minha vida me concedendo oportunidades , que jamais pensei que as tivesse, e por ter colocado pessoas tão importantes à minha volta que têm me apoiado e incentivado.

Aos meus pais, pelo o amor, apoio, compreensão nos momentos importantes que estive ausente e por terem me ensinado a respeitar as pessoas independentemente de suas posições, cargos ou condições sócio-econômicas.

Ao Professor Paulo Celso Greco Junior, pela amizade, fornecimento da infra-estrutura necessária para realização deste trabalho, pela orientação sempre presente e importante no direcionamento deste trabalho e pelo incentivo nos momentos de dificuldade.

Aos alunos participantes do LAE, as quais as considero como amigos, bem como aos do LADINC, que estiveram presentes nesta caminhada e pelo constante apoio e amizade.

Aos Professores Fernando Martini Catalano, Eduardo Morgado Belo, por fornecerem equipamentos importantes na realização deste trabalho, e Marcello Faraco pelo apoio na melhora de nossa infra-estrutura.

Aos técnicos do laboratório que ajudaram na construção de algumas peças.

Ao CNPq, pelo apoio financeiro concedido em forma de bolsa de estudo.

RESUMO

PEREIRA, N. C. (2005) - Desenvolvimento de um Sistema de Aumento de Estabilidade Longitudinal de uma Aeronave com Enflechamento Negativo e Canard, com Ensaios em Túnel de Vento, 2005. 125p. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2005.

As pesquisas modernas em aeronáutica envolvem a expansão dos envelopes de voo, como resultado do desejo de melhorar a manobrabilidade e controlabilidade em operações táticas, e melhorar a segurança do voo. Esses objetivos podem ser alcançados através do desenvolvimento de sistemas automáticos de controle de voo. Os sistemas de controle aplicados a aeronaves podem ser desenvolvidos e simulados através métodos computacionais. No entanto, existem imperfeições na simulação computacional por não se conseguir reproduzir algumas características do voo real ou devido a simplificações no modelo matemático da aeronave. Desta forma, a construção de um modelo físico de uma aeronave em escala reduzida e a implementação de um controlador a este modelo, torna-se uma ferramenta bastante importante para validar resultados teóricos e métodos computacionais. Os custos associados a estes testes são geralmente muito menores que aqueles dos ensaios em voo e com maior flexibilidade de instrumentação. Este trabalho descreve a construção de um modelo de aeronave, baseado no X-29, o desenvolvimento de um mecanismo de fixação do modelo ao túnel de vento, tipo rótula, e a implementação de um sistema de aumento de estabilidade longitudinal, através de um sistema de controle automático. O modelo físico possui uma configuração de asa com enflechamento negativo e canard, e que tende a ser inerentemente instável, sendo necessário o auxílio de um sistema de aumento de estabilidade. Testes de estabilidade dinâmica em arfagem foram realizados no túnel de vento em diferentes posições do centro de gravidade. Os parâmetros de estabilidade foram registrados e analisados através de uma curva de ajuste exponencial.

Palavras-chave: Sistema de aumento de estabilidade; Controle automático; Ensaios em túnel de vento; Asa com enflechamento negativo; Canard.

ABSTRACT

PEREIRA, N. C. (2005) – Development of a Longitudinal Stability Augmentation System of a Forward Swept Wing and Canard Airplane, with Wind Tunnel Testing, 2005. 125p. Dissertation (Master's Degree) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2005.

Modern aeronautical research involves flight envelope expansion as the result of a desire for improvement in tactical operation handling qualities and improvement in flight safety. These objectives can be achieved through the development of automatic flight control systems. Aircraft flight control systems can be developed and simulated through computational methods. However, there are imperfections in the computational simulation of flight dynamics due to the difficulty in reproducing real flight conditions or due simplifications in the aircraft mathematical model. The construction of a reduced scale physical aircraft model and the implementation of a controller is a very valuable tool to validate theoretical results and computational methods. The costs associated with these tests are usually much smaller than those associated with full scale flight testing and may offer greater flexibility for instrumentation. The present work describes the construction of an airplane model, based on the X-29, the development of a wind tunnel gimbal type support and the implementation of a longitudinal stability augmentation system using automatic flight control. The model configuration has forward swept wings and canard with a tendency to be inherently unstable and, thus, requiring a stability augmentation system. Pitching dynamic stability tests were conducted in a wind tunnel in different center of gravity positions. Stability parameters were acquired and analyzed by exponential fit curve.

Keywords: Stability augmentation system; Automatic control; Wind tunnel testing; Forward swept wing; Canard.

LISTA DE FIGURAS

Figura 2-1 - Asas com enflechamento positivo e negativo.	4
Figura 2-2- Exemplos de aviões utilizando asas com enflechamento negativo. a) Junkers Ju-287; b) Heinkel He 162A; c) Hansa HFB 320.	6
Figura 2-3 - Comparação do estol entre uma asa com enflechamento Positivo (à esquerda) e Negativo (à direita). (ENSEEIH, 2002).	9
Figura 2-4 - Asas com mesmo ângulo de enflechamento no bordo de ataque. (UHUAD et al. 1983).	10
Figura 2-5 - Asas com mesmo ângulo de enflechamento na linha de choque (UHUAD et al. 1983).	11
Figura 2-6 – Comparação das velocidades críticas de uma asa	13
Figura 2-7 - Centro Aerodinâmico e Centro elástico (ou eixo elástico) de um aerofólio (HEEG, 2000).	14
Figura 2-8 - Desenho em três vistas do X-29.....	15
Figura 2-9 - Posição do canard em relação à fuselagem.....	16
Figura 2-10 - Influência do canard nas forças que atuam sobre uma aeronave inerentemente estável. (FAS, 2002).....	17
Figura 2-11 – Diagrama de blocos de um SAS de arfagem.....	20
Figura 2-12 - Modelo do X-29 à esquerda e à direita experimento sendo realizado, no túnel de vento, utilizando um <i>sting</i> (UNDERWOOD, et. al., 2003).	22
Figura 2-13 – Teste realizado em túnel de vento para análise do modelo e desenvolvimento de um sistema de controle (MORELLI e DELOACH, 2003)	22
Figura 2-14 - Modelo do Hawk na escala 1/12 sendo testado no túnel de vento (HINDS e COOK, 1994).....	23
Figura 2-15 - Formação de duas aeronaves em túnel de vento (GINGRAS, PLAYER, BLAKE, 2001).....	24
Figura 3-1 - Sistema de eixos do modelo.....	25
Figura 3-2 – Oscilação sustentada com o P_{cr} . (Período crítico).....	38
Figura 4-1- Desenho do modelo.....	39
Figura 4-2 - Moldes utilizados para se fazer a asa, canards, empenagem e nariz.....	42
Figura 4-3 - Constituição da asa.....	43

Figura 4-4 - Peças fabricada com <i>styrofoam</i> como preenchimento e fibra de vidro e resina epóxi como cobertura.	43
Figura 4-5 - Mecanismo de fixação.	44
Figura 4-6 – Mecanismo de fixação do modelo.	45
Figura 4-7– Curva de calibração do potenciômetro.	47
Figura 4-8– Calibração do Servo do canard.	48
Figura 4-9– Curva de Calibração do servo do canard.	49
Figura 4-10- Túnel de vento de circuito fechado LAE-2 (CATALANO, 2001).	49
Figura 4-11- Modelo montado no túnel de vento.	50
Figura 4-12 - Diagrama de blocos do Programa desenvolvido no <i>Simulink</i> e Compilado no <i>Control Desk</i>	52
Figura 4-13 - Programa desenvolvido no <i>Control Desk</i> para gerenciamento e visualização dos dados de saída do experimento.	53
Figura 5-1 - Resposta a uma entrada impulso na planta em malha aberta.	56
Figura 5-2– Resposta do modelo a uma entrada impulso em malha aberta.	57
Figura 5-3 - Análise da resposta do modelo a uma entrada impulso em malha aberta... ..	58
Figura 5-4- Resposta a uma entrada impulso unitário - Modelo de um sistema de 2º ordem.	59
Figura 5-5- Sinais de saída do programa de gerenciamento do experimento. Amostra $P=11$, $I=1.6$, e $D=2.0$ em malha fechada.	60
Figura 5-6 - Oscilações sustentadas com ganho proporcional de 1,5.	61
Figura 5-7 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P=0.3$, $I=0.1$ e $D=0.03$	62
Figura 5-8 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P=0.4$, $I=0.2$ e $D=0.03$	62
Figura 5-9 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P=0.6$, $I=0.0$ e $D=0.02$	63
Figura 5-10 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P=0.9$, $I=0.3$ e $D=0.04$	63
Figura 5-11- Resposta a entrada impulso com os ganhos $P=1.4$, $I=0.0$ e $D=0.02$	64
Figura 5-12 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P=1.4$, $I=0.01$ e $D=0.005$	64
Figura 5-13 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P=1.4$, $I=0.02$ e $D=0.025$	65
Figura 5-14 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P=1.5$, $I=0.02$ e $D=0.005$	65
Figura 5-15 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P=11$, $I=0.0$ e $D=1.0$	66
Figura 5-16 – Ação de controle para ganho $P=11$, $I=0.0$ e $D=1.0$	67
Figura 5-17 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P=11$, $I=0.0$ e $D=3.0$	67
Figura 5-18 – Ação de controle para ganho $P=11$, $I=0.0$ e $D=3.0$	68
Figura 5-19 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P=11$, $I=0.4$ e $D=2.0$	68

Figura 5-20 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 11$, $I = 0.8$ e $D = 1.5$	69
Figura 5-21 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 11$, $I = 1.6$, $D = 2.0$	69
Figura 5-22 - Ação de controle para ganho $P = 11$, $I = 1.6$ e $D = 2.0$	70
Figura 5-23 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 12$, $I = 0.0$ e $D = 1.5$	70
Figura 5-24 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 12$, $I = 1.6$ e $D = 2.5$	71
Figura 5-25 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 13$, $I = 0.0$ e $D = 1.5$	71
Figura 5-26 - Ação de controle para ganho $P = 13$, $I = 0.0$ e $D = 1.5$	72
Figura 5-27 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 13$, $I = 1.2$ e $D = 2.0$	72
Figura 5-28 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 13$, $I = 1.2$ e $D = 3.0$	73
Figura 5-29 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 13$, $I = 1.6$ e $D = 1.5$	73
Figura 5-30 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 15$, $I = 1.2$ e $D = 2.5$	74
Figura 5-31 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 18$, $I = 1.6$ e $D = 2.5$	74
Figura 5-32 - Ação de controle para ganho $P = 18$, $I = 1.6$ e $D = 2.5$	75
Figura 5-33 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 11$, $I = 0.0$ e $D = 1.9$	76
Figura 5-34 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 11$, $I = 0.7$ e $D = 1.9$	76
Figura 5-35 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 12$, $I = 0.0$ e $D = 1.5$	77
Figura 5-36 - Ação de controle para ganho $P = 12$, $I = 0.0$ e $D = 1.5$	77
Figura 5-37 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 12$, $I = 0.8$ e $D = 2.5$	78
Figura 5-38 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 12$, $I = 1.2$ e $D = 2.5$	78
Figura 5-39 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 13$, $I = 0.0$ e $D = 1.5$	79
Figura 5-40 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 13$, $I = 0.4$ e $D = 2.5$	79
Figura 5-41 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 13$, $I = 1.6$ e $D = 2.0$	80
Figura 5-42 - Ação de controle para ganho $P = 13$, $I = 1.6$ e $D = 2.0$	80
Figura 5-43 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 14$, $I = 0.4$ e $D = 2.0$	81
Figura 5-44 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 15$, $I = 0.4$ e $D = 2.5$	81
Figura 5-45 - Ação de controle para ganho $P = 15$, $I = 0.4$ e $D = 2.5$	82

LISTA DE TABELAS

Tabela 3-1 - Parâmetros para função de transferência.....	28
Tabela 3-2 - Método de sintonia de Ziegler e Nichols (malha fechada).....	38
Tabela 4-1 – Parâmetros geométricos básicos do modelo	40
Tabela 4-2 – Posições do Centro de Gravidade	51
Tabela 4-3 - Procedimento de alteração dos ganhos do controlador PID	54

LISTA DE SÍMBOLOS

ab	Distância do centro elástico em relação à metade da corda média;
A/D	conversor Analógico/ Digital.
AoA	Ângulo de Arfagem.
b	Envergadura de Asa.
$\bar{c}$	Corda média aerodinâmica.
c_e	Distância do centro elástico em relação ao centro aerodinâmico.
CG	Centro de gravidade.
$C_{L\alpha}$	Derivada adimensional do coeficiente de sustentação (C_L) em relação ao ângulo de ataque.
$C_{m\alpha}$	Derivada adimensional do coeficiente de arfagem (C_m) em relação ao ângulo de ataque
D/A	Conversor Digital/ Analógico.
$e(t)$	Erro atuante.
g	Aceleração da gravidade.
I_y	Momento de Inércia em relação no eixo y .
K_p	Ganho proporcional.
K_i	Ganho integral.
K_d	Ganho derivativo.
L/D	Relação sustentação-Arrasto.
L, M, N	Componentes do momento aerodinâmico nas direções x, y e z , respectivamente.
M_w, M_q, M_δ	Derivada dimensional do momento M com a componente de velocidade w , ângulo de arfagem e deflexão do canard, respectivamente.
N_0, N_u, N_w	Numerador da função de transferência relativo ao ângulo de arfagem, velocidade, e componente de velocidade em w , respectivamente.
p, q, r	Componentes das velocidades angular nas direções x, y , e z , respectivamente.
P_{cr}	Período crítico.

PWM	Modulação de largura de pulso.
PID	Controlador Proporcional, Integral, Derivativo.
$\bar{q}$	Pressão dinâmica.
Ra^2	Coefficiente de determinação quadrático ajustado.
T_d	Tempo derivativo.
T_i	Tempo integral.
U	Velocidade (m/s).
u, v, w	Componentes de velocidade do centro de gravidade em relação à atmosfera.
$u(t)$	Saída do controlador.
x, y, z	Eixos de coordenadas cartesianas do modelo.
X, M, N	Componentes da resultante das forças aerodinâmicas.
X_u, X_w, X_δ	Derivadas dimensionais de força X em relação à velocidade, componente de velocidade em w e deflexão da superfície de controle, respectivamente.
Z_u, Z_w, Z_δ	Derivada dimensional da força Z em relação à velocidade da aeronave, componente de velocidade em w e deflexão da superfície de controle

Símbolos Gregos

α	Ângulo de ataque.
δ_c	Ângulo de deflexão do canard.
Δ_w	Variação em relação a componente de velocidade w .
Δ_θ	Variação em relação à razão de arfagem.
Δ_u	Variação em relação à velocidade da aeronave.
Δ_δ	Variação em relação a deflexão da superfície de controle.
$\Delta_{\text{característico}}$	Equação característica.
ϕ	Diferença de fase.
λ	autovalores.
θ	Razão de arfagem.
ω_n	frequência natural em rad/s.
ζ	Coefficiente de Amortecimento ou simplesmente amortecimento.

SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO.....	1
1.1. Organização do trabalho	2
2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA.....	4
2.1. ASAS COM ENFLECHAMENTO NEGATIVO	4
2.1.1. Introdução	4
2.1.2. Vantagens e Desvantagens da Asa com Enflechamento Negativo	8
2.1.3. O Fenômeno da Divergência Estrutural.....	12
2.1.4. Características do X-29	14
2.1.5. Interação Canard-Asa.....	15
2.2. SISTEMAS DE AUMENTO DE ESTABILIDADE	17
2.3. ENSAIOS EM TÚNEL DE VENTO	21
3. MODELO MATEMÁTICO PRELIMINAR E TEORIA DE CONTROLE AUTOMÁTICO.....	25
3.1. EQUAÇÃO DO MOVIMENTO LONGITUDINAL PARA PEQUENAS PERTURBAÇÕES.....	27
3.1.1. Aproximações da Equação do Movimento Longitudinal	31
3.2. CONTROLE AUTOMÁTICO - PID	33
3.2.1. Ação de controle proporcional.....	33
3.2.2. Ação de controle Integral	34
3.2.3. Ação de controle derivativa	34
3.2.4. Ação de controle proporcional-mais-integral	34
3.2.5. Ação de controle proporcional-mais-derivativa.....	35
3.2.6. Ação de controle proporcional-mais-integral-mais-derivativo	36
3.3. SINTONIA DE CONTROLADORES PID	36
3.3.1. Método de Ziegler e Nichols para sintonia de controlador PID em Malha Fechada.....	37
4. MONTAGEM E DESCRIÇÃO DO EXPERIMENTO	39
4.1. MODELO	39
4.1.1. Fabricação do Modelo.....	41
4.2. MECANISMO DE FIXAÇÃO.....	44
4.3. SISTEMA DE ATUAÇÃO E MEDIÇÃO.	45

4.3.1. CALIBRAÇÃO DO POTENCIÔMETRO	47
4.3.2. CALIBRAÇÃO DO SERVO ATUADOR DO CANARD.....	48
4.4. TÚNEL DE VENTO	49
4.5. PROCEDIMENTO EXPERIMENTAL	50
5. RESULTADOS E DISCUSSÕES.....	55
5.1. SIMULAÇÃO.....	56
5.2. RESULTADOS EXPERIMENTAIS.....	57
5.2.1. Oscilação Sustentada em malha fechada	61
5.2.2. Experimentos com o Centro de Gravidade na posição 1	61
5.2.3. Experimentos com o Centro de Gravidade na posição 2	64
5.2.4. Experimentos com o Centro de Gravidade na posição 3	66
5.2.5. Experimentos com o Centro de Gravidade na posição 4	75
5.3. ANÁLISE DOS RESULTADOS	82
6. CONCLUSÕES.....	86
6.1. SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS.....	87
7. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	88
7.1. REFERÊNCIAS COMPLEMENTARES.....	91
APÊNDICE A - ESTIMAÇÃO DAS DERIVADAS DE ESTABILIDADE.....	92
APÊNDICE B - DESENHOS DA RÓTULA E DO MODELO	106
APÊNDICE C - DADOS PARA CALIBRAÇÃO DO SERVO E POTENCIÔMETRO	122
APÊNDICE D - COEFICIENTE DE DETERMINAÇÃO QUADRÁTICO AJUSTADO.....	124

1. INTRODUÇÃO

As pesquisas modernas na aeronáutica envolvem a expansão dos envelopes de voo, como resultado do desejo de melhorar a manobrabilidade e controlabilidade em operações táticas, e melhorar a segurança do voo (MORELLI e DELOACH, 2003). O desenvolvimento de sistemas de controle é uma importante área em que se pode buscar condições necessárias para que tais objetivos sejam alcançados.

A construção de um modelo de aeronave para ensaios em túnel de vento é um processo muito menos demorado e dispendioso que a construção de um protótipo da aeronave para ensaios em voo. Os testes em túneis de vento são utilizados para validar teorias e métodos computacionais aplicados à análise de aeronaves. Os custos associados a estes testes são muito menores que aquele dos ensaios em voo e com maior flexibilidade de instrumentação. Os resultados obtidos em túnel de vento podem ser comparados com a simulação de um modelo matemático que incorpore os dados experimentais. O processo de modelagem é muitas vezes iterativo (STEVENS e LEWIS, 1992).

Um modelo matemático dará uma sugestão de quais dados experimentais devem ser obtidos, e o modelo pode ser submetido a um ajuste de acordo com os dados coletados. Eventualmente, este processo de ajuste pode convergir para um modelo de fidelidade adequada.

Por causa do alto custo de construção e ensaio em voo de uma aeronave real, a importância dos modelos matemáticos de aeronaves vai muito além do sistema de controle. O modelo matemático é usado, em conjunto com a simulação computacional, para avaliar o desempenho do avião e então melhorar o seu projeto.

Sistemas de controle para aeronaves podem ser desenvolvidos e simulados usando-se métodos computacionais. Porém, muitas vezes, ocorrem falhas na simulação computacional por não se conseguir reproduzir algumas características do voo real ou devido a algumas simplificações que podem ser realizadas nos modelos matemáticos.

Desta forma, a construção de um sistema de testes em túneis de vento, de sistemas de controle modelados e simulados no computador, torna-se uma ferramenta importante para validar a simulação, comparar com o ensaio, corrigir eventuais desvios e aprimorar o sistema de controle.

Sendo assim, este trabalho tem o objetivo de desenvolver um aparato experimental para a análise de sistemas de controle automático, com ensaios em túnel de vento, bem como a implementação de um sistema de aumento de estabilidade de um modelo de aeronave com configuração inerentemente instável.

Assim, construiu-se um modelo de aeronave, com as superfícies de controle atuadas através de servomotores e controladas por um sistema de aquisição e processamento de sinais da dSPACE, um sistema de fixação do modelo ao túnel de vento, e foi desenvolvido um sistema de controle automático para aumento de estabilidade longitudinal do modelo.

Para o desenvolvimento e análise do comportamento de sistemas de controle automáticos optou-se por uma configuração de aeronave inerentemente instável. Assim, justificasse o uso de um sistema de aumento de estabilidade (SAS). Desta forma, a configuração escolhida possui asa com enflechamento negativo e canard. O avião escolhido como base para a construção do modelo foi o X-29 da Grumman, por possuir as características citadas e pela disponibilidade de dimensões, características de estabilidade e outros dados sobre ele.

1.1. ORGANIZAÇÃO DO TRABALHO

Este capítulo apresentou uma breve descrição do trabalho conduzido para esta dissertação bem como os objetivos, a escolha do modelo e a organização do trabalho.

O capítulo 2 apresenta um estudo sobre asas com enflechamento negativo. As principais características deste tipo de asa são verificadas e são tratados assuntos importantes como o problema da divergência existente neste tipo de asa, bem como a interação do canard-asa. Essa é uma importante característica da configuração que utiliza canard e asa com enflechamento negativo pois faz com que esta tenha um comportamento de estol uniforme ao longo da envergadura.

O capítulo 3 apresenta as equações do movimento de uma aeronave como corpo rígido, analisando as simplificações que devem ser feitas para o desenvolvimento matemático de modelo nos ensaios no túnel de vento. É mostrada uma breve revisão da

técnica de controle convencional utilizada para se desenvolver um sistema de aumento de estabilidade longitudinal. Apresenta-se também uma simulação deste modelo, que dada à técnica de estimação das derivadas de estabilidade, mostra a tendência de comportamento deste modelo quanto à estabilidade dinâmica.

A construção do modelo baseado na configuração do X-29 é mostrada no capítulo 4, bem como a construção do mecanismo de fixação, sistema de medição e atuação com as suas respectivas calibrações e a montagem do experimento. O capítulo aborda também a descrição do experimento realizado no túnel de vento.

O capítulo 5 mostra os resultados obtidos e as suas respectivas discussões, analisando os controladores desenvolvidos experimentalmente.

O capítulo 6 mostra as conclusões e sugestões para trabalhos futuros que possam implementar o sistema desenvolvido e utilizar este sistema para o desenvolvimento de sistemas de aumento de estabilidade. O último Capítulo apresenta as referências bibliográficas.

No final, os apêndices apresentam os cálculos das derivadas de estabilidade através de um processo analítico com alguns parâmetros baseados em experimentos, os desenhos do modelo e rotula de fixação e as equações para cálculo do coeficiente de determinação quadrático ajustado.

2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1. ASAS COM ENFLECHAMENTO NEGATIVO

2.1.1. Introdução

Os estudo de asas com enflechamento iniciaram-se no início do século XX. Algumas das primeiras aeronaves utilizaram asas com enflechamento positivo com objetivo de obter estabilidade lateral. Embora a maioria das aeronaves das décadas de 20 e 30 não utilizasse asas enflechadas, algumas das primeiras asas voadoras e aeronaves empregaram enflechamento (MUNK, 1924).

A Figura 2-1 mostra um desenho esquemático de uma asa com enflechamento positivo e outro negativo. Elas recebem esta designação devido ao ângulo no bordo de ataque, sendo enflechamento positivo quando o ângulo de enflechamento no bordo de ataque é positivo e, da mesma forma, negativo quando este ângulo é negativo.

Figura 2-1 - Asas com enflechamento positivo e negativo.

Asas com enflechamento negativo foram previamente usadas, principalmente em projetos alemães. Tanto enflechamento positivo quanto o negativo impõem altas cargas de torção nas asas. A torção na asa com enflechamento positivo tende a reduzir o ângulo de incidência na ponta da asa, mas no enflechamento negativo, induz um aumento na incidência, que por sua vez, aumenta muito a torção (LENNON, 1984), podendo resultar em danos estruturais.

O interesse no estudo e aplicação de asas com enflechamento negativo em aeronaves começou a partir do momento que alguns testes em túneis de vento em 1931 mostraram que 20° de enflechamento negativo fornecia um ângulo de ataque de estol maior que o de uma asa com 20° de enflechamento positivo, devido à distribuição do carregamento sobre a asa (KNIGHT e NOYES, 1932). Isto ocorre porque na asa com enflechamento positivo o estol ocorre da ponta para a raiz o que pode levar a aeronave a entrar em parafuso. Ao contrário, a asa com enflechamento negativo começa o estol da raiz para a ponta fazendo com que ela possua uma grande resistência ao parafuso (WEISSHAAR, 1979).

KNIGHT e NOYES (1932) indicaram, também, o uso de asa com enflechamento negativo para aviões de alto desempenho, por apresentar redução dos efeitos de compressibilidade em velocidades transônicas e maior sustentação em baixas velocidades.

Uma das primeiras utilizações de asa com enflechamento negativo, em uma aeronave, foi um bombardeiro alemão da Junkers, denominado JU-287 (Figura 2-2 a), que teve seus primeiros testes realizados em agosto de 1944 e voou um pouco mais de uma dezena de vezes antes de ser abatido pelos bombardeiros dos aliados na Segunda Guerra Mundial. Este avião possuía 15° de enflechamento negativo no bordo de ataque. Outro exemplo de avião que utilizou enflechamento negativo foi o também alemão Heinkel He 162A (Figura 2-2 b), em dezembro de 1944. Mesmo sendo a sua asa, no bordo de ataque, não enflechada, ele também é considerado um avião com enflechamento negativo quando analisado o enflechamento a um quarto da corda.

Subseqüentemente, interesse em asas com enflechamento negativo aumentaram nos Estados Unidos durante os anos seguintes à Segunda Guerra Mundial. SALTZMAN e HICKS (1994) apresentam uma série de estudos que analisaram o enflechamento negativo neste período.

Figura 2-2- Exemplos de aviões utilizando asas com enflechamento negativo. a) Junkers Ju-287; b) Heinkel He 162A; c) Hansa HFB 320.

Os estudos em asas com enflechamento negativo, pensando-se na utilização em uma aeronave, passaram por um período de pouco interesse quando DIEDERICH e BUDIANSKY (1948) apresentaram um estudo sobre a divergência estrutural que aconteceria em altas velocidades neste tipo de asa. Desta forma, os projetistas de aviões, principalmente aqueles que trabalhavam com aeronaves de alto desempenho, evitaram a utilização da mesma, principalmente com grande ângulo de enflechamento, sendo que os poucos que a utilizaram, empregaram baixo ângulo de enflechamento, como o HFB 320 (Figura 2-2 c), que é um jato executivo da década de 60. Vários projetos foram idealizados, mas poucas aeronaves foram construídas, sendo que a maioria não passou do projeto. Exemplos de outras aeronaves que foram construídas no período de 1940 a 1965, que tiveram menor repercussão, podem ser vistas em alguns trabalhos como

UHUAD, et al. (1983), SALTZMAN e HICKS (1994) e STONE e DAUGHTRIDGE (1948).

Para evitar o problema da divergência é necessário se obter uma rigidez estrutural da asa suficiente para conte-la. Para que se aumente esta rigidez, utilizando-se uma asa de metal convencional, é necessário um aumento de material, o que resulta em um substancial aumento de peso, situação na qual pode se tornar inviável sua utilização.

A introdução de materiais compósitos na década de 70 abre um novo campo na construção de aviões, tornando possível o projeto de uma estrutura bem mais resistente, quando comparada com aquela feita com materiais convencionais, leve e capaz de resistir a grandes esforços aerodinâmicos.

Através do desenvolvimento desses materiais compósitos avançados, o problema de divergência aeroelástica passa a ter uma solução (OYIBO, 1984 apud KRONE, 1975). A partir deste momento, o conceito de asa com enflechamento negativo, passa a ter condições de ser aplicado em aeronaves de alto desempenho, com excelente manobrabilidade e em velocidades transônicas e supersônicas. Conseqüentemente, o interesse por essa configuração é renovado.

SALTZMAN e HICKS (1994) citam vários trabalhos realizados nesta época em asas com enflechamento negativo, sendo boa parte deles financiados pela DARPA (*Defense Advanced Research Projects Agency*) e sustentado pela força aérea dos Estados Unidos e NASA (*National Aeronautics and Space Administration*). Estes estudos estavam baseados, principalmente, na análise estrutural por meio de estudos analíticos, comparando projetos utilizando asas com enflechamento negativo e positivo para aplicações militares na região transônica.

No início da década de 80, a *Grumman Aerospace Corporation* projetou e construiu uma aeronave que recebeu a designação de X-29. Esta aeronave possui asa com enflechamento negativo, asa de material compósito, aerofólio supercrítico, interação canard-asa (*closed coupling canard*) além de outras inovações (CLARKE, et al., 1994).

Esta aeronave foi testada entre 1984 e 1992. Durante esses oito anos de testes em voo e pesquisas, realizaram-se estudos em varias áreas como dinâmica do voo, aerodinâmica transônica, estruturas aeronáuticas, materiais compósitos, tecnologia de aerofólio e controle e estabilidade (ILIFF e WANG, 1996).

Mais recentemente, em 1997, a empresa russa *Sukhoi*, desenvolveu o SU-47 (previamente chamado de S-37 *Berkut* ou *Golden Eagle*), utilizando asas com enflechamento negativo com uma configuração aerodinâmica de três superfícies.

Desta forma, os dois grandes projetos que utilizaram ou utilizam asas com enflechamento negativo são o X-29 e SU-47, sendo construídos após o advento dos materiais compósitos.

2.1.2. Vantagens e Desvantagens da Asa com Enflechamento Negativo

Alguns benefícios latentes de asas com enflechamento negativo tem sido identificados. UHUAD et al. (1983) apresentam vantagens aerodinâmicas relacionadas à configuração. Das considerações puramente aerodinâmicas, seu trabalho aponta o fornecimento de uma ampliação na controlabilidade lateral em altos ângulos de ataque, menor tendência da aeronave entrar em parafuso, melhora nas características de manobrabilidade e controlabilidade em baixas velocidades, baixa velocidade de estol e redução no arrasto de manobras na região transônica.

Outra vantagem importante é o fato da separação do escoamento ocorrer da raiz para a ponta, permitindo que o escoamento continue colado na ponta, mantendo a efetividade dos ailerões em altos ângulos de ataque. Nesta situação, a asa com enflechamento positivo sofre uma degradação no controle lateral pelo fato do escoamento separar primeiro na ponta da asa. A Figura 2-3 apresenta um estudo numérico, realizado na ENSEIHT (2002) utilizando o programa de dinâmica dos fluidos computacionais, Fluent 5.7, onde é feita a comparação do estol com uma mesma asa de enflechamento positivo e negativo. O estudo resultou na demonstração do fenômeno, em altos ângulos de ataque (α), como no exemplo a 35° , que na região da ponta da asa que possui enflechamento negativo ainda não ocorreu o descolamento total do escoamento na ponta, onde estariam os ailerões.

$$\alpha = 10^\circ$$

$$\alpha = 20^\circ$$

$$\alpha = 35^\circ$$

Figura 2-3 - Comparação do estol entre uma asa com enflechamento Positivo (à esquerda) e Negativo (à direita). (ENSEEIHT, 2002).

Experimentos demonstraram que a asa com enflechamento negativo diminui 13% do arrasto, quando comparada a uma asa com enflechamento positivo de mesmo alongamento, afilamento, área e ângulo de enflechamento e localização do choque, por causa da substancial redução no arrasto de perfil na região transônica (UHUAD et al., 1983).

Comparando a asa de enflechamento negativo e positivo no escoamento transônico, sendo o enflechamento no bordo de ataque, localização da linha de choque, afilamento, alongamento e a área das asas idênticas, o resultado do enflechamento na linha de choque de uma asa com enflechamento negativo é maior, como mostra a Figura 2-4. Este maior enflechamento na linha de choque resulta em um menor arrasto de onda nas asas com enflechamento negativo, requerendo menor torção na asa para controlar o escoamento ao longo da envergadura.

Figura 2-4 - Asas com mesmo ângulo de enflechamento no bordo de ataque. (UHUAD et al. 1983).

O correspondente aumento no enflechamento no bordo de fuga resulta em grande ângulo de enflechamento do choque, o que reduz a intensidade do mesmo, gerando uma redução no arrasto de onda e no arrasto devido à separação induzida pelo

choque. As diferenças geométricas entre uma asa com enflechamento negativo e positivo, com o mesmo ângulo de enflechamento do choque, produzem menor comprimento das dimensões daquela que possui enflechamento negativo, sendo o mesmo alongamento e afilamento para ambas. Isto gera um menor momento fletor na raiz e menor quantidade de peso na asa, o que permite um aumento no alongamento da asa para o mesmo momento fletor de uma asa com enflechamento positivo. Esta possibilidade no aumento do alongamento tem como vantagem adicional o aumento na eficiência aerodinâmica e redução no arrasto induzido da asa de 8%. (HICKS e HUCKABONE, 1989).

Outra consideração, esta no fato de que, se ambas as asas forem projetadas sob iguais condições aerodinâmicas (coeficiente de sustentação e número de *Mach*), permanecendo o alongamento, afilamento, enflechamento e localização da linha de choque iguais (Figura 2-5), o ângulo de enflechamento no bordo de ataque da asa com enflechamento negativo é menor que o da asa com enflechamento positivo. Se o escoamento permanecer colado na região do bordo de ataque de ambas as asas, o arrasto da asa com enflechamento negativo será menor devido a maior componente de sucção no bordo de ataque. Além disso, investigações experimentais têm mostrado que certos projetos de asas com aerofólios supercríticos exibem uma redução no arrasto de perfil com a diminuição do enflechamento no bordo de ataque.

Figura 2-5 - Asas com mesmo ângulo de enflechamento na linha de choque (UHUAD et al. 1983).

A asa com enflechamento negativo fornece ao avião melhor condição de manobrabilidade, baixa velocidade de estol, melhora nas manobras em baixas velocidades, eficiência aerodinâmica aumentada e distâncias menores de decolagem e aterrissagem (QUINN, 1986), devido às considerações já apresentadas.

McCORMACK e STEVENS (1947) fazem uma análise da relação L/D . Como o estol é relacionado à relação L/D , no caso da asa com enflechamento positivo o resultado obtido permanece com valores próximos a aquele para a asa sem enflechamento. No enflechamento negativo, a relação L/D mostra uma melhora devido à redução do arrasto induzido.

2.1.3. O Fenômeno da Divergência Estrutural

O fenômeno de divergência estrutural é inerente em operações de asas com enflechamento negativo, sob condições de alta pressão dinâmica, problema este que não pode ser resolvido através de estrutura metálica convencional sem a penalidade de um excessivo aumento de peso na asa.

A divergência das asas ou empenagens é um fenômeno de instabilidade que resulta de uma interação de forças estruturais e aerodinâmicas (BISPLINGHOFF, ASHLEY e HALFMAN, 1996).

É um fenômeno no qual as cargas aerodinâmicas na região das pontas das asas fazem com que o ângulo de ataque, nesta região, aumente gradativamente, ou seja, se uma asa sofre uma deflexão de magnitude arbitrária, as forças aerodinâmicas produzem um aumento nesta deflexão, enquanto que as forças estruturais tendem a diminuir esta deflexão. Este efeito aeroelástico ocorre devido à relação da localização do centro aerodinâmico e do eixo elástico (UHUAD et al. 1983).

É importante ressaltar que as forças aerodinâmicas aumentam proporcionalmente ao quadrado da velocidade de voo e que as forças estruturais independem dela, portanto, existirá uma velocidade crítica que irá balancear essas duas forças, de forma que mantenham esta deflexão sofrida inicialmente. Esta velocidade é conhecida como velocidade crítica de divergência, a partir da qual, qualquer aumento na velocidade causa uma predominância das forças aerodinâmicas sobre as forças estruturais e tende a aumentar a deflexão da asa até ocorrer falhas estruturais.

A Figura 2-6 apresenta uma comparação entre as velocidades críticas de uma asa. Pode ser observado nesta curva esquemática que a velocidade de divergência de em

uma asa com enflechamento negativo é bem menor que a de uma asa com enflechamento positivo.

Figura 2-6 – Comparação das velocidades críticas de uma asa

Asas com grandes ângulos de enflechamento negativo, construídas com materiais convencionais, têm o eixo elástico caminhando à frente do centro aerodinâmico. Esta disposição causa a deflexão, sob cargas, causando o aumento no ângulo de ataque nesta secção. Este conjunto de efeitos continua progressivamente e o resultado será desastroso se o número de *Mach* da divergência estrutural for excedido. Este problema não ocorre em asas com enflechamento positivo convencional. De fato, a localização do eixo elástico atrás do centro aerodinâmico previne a ocorrência desta condição.

Para a maioria das aeronaves, a velocidade de divergência esta situada na região transônica ou supersônica, onde os efeitos de indução são grandemente reduzidos. A Figura 2-7 mostra o passeio do centro aerodinâmico e do eixo elástico em um aerofólio, o qual pode ser entendido para asa como um todo.

Figura 2-7 - Centro Aerodinâmico e Centro elástico (ou eixo elástico) de um aerofólio (HEEG, 2000).

onde:

c_e - distância do centro elástico em relação ao centro aerodinâmico

ab - distância do Centro elástico em relação à metade da corda média

2.1.4. Características do X-29

Um dos maiores objetivos do programa X-29 foi determinar o desempenho da asa com enflechamento negativo. Atrelado a isto, outras tecnologias em desenvolvimento foram acopladas para avaliação. Entre elas pode-se destacar o canard montado na configuração chamada de interação canard-asa, sendo todo móvel e com movimento simétrico, aerofólio supercrítico, estrutura da asa com materiais compósitos e três superfícies de controle longitudinal (CLARKE et al., 1994).

É importante ressaltar que a asa possui enflechamento negativo de 29.27° sem nenhum dispositivo no bordo de ataque. Além disso, ele possui margem estática negativa de 35%, controle da curvatura da asa e um sistema de controle triplo *fly-by-wire* (ILIFF e WANG, 1996). A Figura 2-8 mostra um desenho em três vistas do X-29.

Figura 2-8 - Desenho em três vistas do X-29.

2.1.5. Interação Canard-Asa

Uma das principais características do X-29 é a interação canard-asa, ou seja, o canard está montado próximo o suficiente da asa de forma que ocorra uma interação do escoamento que passa pelo canard na asa. Como mencionado anteriormente, a asa com enflechamento negativo, tem a característica de separar o escoamento primeiro na raiz. Embora esta seja uma característica importante, por permitir que os ailerões continuem atuando mesmo em altos ângulos de ataque, tem o inconveniente de gerar um arrasto muito grande na raiz. Desta forma, é necessário incluir algum dispositivo aerodinâmico

para produzir um efeito de interação nesta região, com o objetivo de se obter uma condição de estol uniforme ao longo de toda a envergadura (LOMBARDI e MORELLI, 1994), o que no caso fornece uma vantagem a mais, a asa com enflechamento negativo, a qual é o aumento na eficiência aerodinâmica.

Resultados dos experimentos realizados por eles, mostraram algumas informações importantes a respeito do escoamento sobre canard-asa, em regime subsônico e transônico. Os efeitos do canard são dependentes da sua posição. Em particular, utilizando o canard na posição superior (Figura 2-9), pequenas variações nas características aerodinâmicas da asa são obtidas. De outro modo, a posição do canard abaixo ou no mesmo plano da asa, afetam significativamente o comportamento aerodinâmico da asa devido à interação da esteira do canard sobre a região da raiz da asa, sendo que os resultados mostraram que o canard no mesmo plano da asa possui um melhor desempenho.

Figura 2-9 - Posição do canard em relação à fuselagem.

Do ponto de vista aerodinâmico, a distribuição de sustentação na asa com enflechamento negativo quando acoplada ao canard em altos ângulos de ataque, passa a ser uma das grandes vantagens desta configuração. Sob estas condições, a esteira do canard induz um *downwash* na raiz da asa, bem como um *upwash* na ponta da asa, tal que, mais uniforme será a condição de estol ao longo da envergadura. Mais especificamente, no caso do escoamento transônico, o acoplamento da superfície do canard com a asa de enflechamento negativo mostra ser uma configuração muito eficiente porque o escoamento induzido pelo canard pode reduzir a onda de choque, que ocorre fortemente na raiz da asa, quando sem canard. É importante também notar que com a escolha adequada da geometria e posição do canard, no regime transônico, um aumento no $C_{L_{\alpha}}$ é possível (LOMBARDI e MORELLI, 1994).

O canard oferece rápido controle de arfagem e a influência aerodinâmica na asa pode resultar muitas vezes num aumento de sustentação máximo e decréscimo no

arrasto de trimagem (arrasto gerado pela deflexão da superfície de controle necessária para equilibrar a aeronave), devido à contribuição positiva na componente de sustentação (Figura 2-10), enquanto que na configuração convencional, a empenagem horizontal produz uma carga para baixo reduzindo a sustentação do avião. Há também uma característica de desempenho dinâmico singular para a configuração canard-asa acoplados com a inserção dos sistemas de controle de alto desempenho. A redução na margem de estabilidade ou até mesmo a margem de estabilidade estática negativa da configuração com canard conduz a uma melhora na agilidade e manobrabilidade da aeronave (TU, 1994).

Figura 2-10 - Influência do canard nas forças que atuam sobre uma aeronave inerentemente estável. (FAS, 2002).

2.2. SISTEMAS DE AUMENTO DE ESTABILIDADE

A principal finalidade dos primeiros sistemas de controle de voo automático era estabilizar a aeronave e mantê-la numa atitude de voo desejada após qualquer perturbação de pequena intensidade. Por muitos anos, o termo piloto automático foi reconhecido como um sistema que somente reduzia a fadiga do piloto.

STEVENS e LEWIS (1992) mostram o desenvolvimento dos sistemas de controle de voo, a partir dos trabalhos pioneiros do Dr. Elmer A. Sperry, da *Sperry Gyroscope Company* de Nova York em 1910.

A primeira guerra mundial forneceu o ímpeto para grandes progressos no projeto de aeronaves. Entretanto, um piloto humano foi perfeitamente capaz de fornecer as funções de controle e estabilidade para a aeronave desta época. A teoria de pequenas

perturbações da dinâmica da aeronave foi desenvolvida por Bryan em 1911 e nos anos 20 as derivadas de estabilidade foram medidas e calculadas e a teoria foi confirmada por testes em voo.

Entre 1930 e 1940, os sistemas de controle de voo automático até então existentes foram utilizados em aviões comerciais e militares. Neste período, a teoria de estabilidade, embora desenvolvida, não foi aplicada pelos projetistas devido às complicações matemáticas e a problemas computacionais (STEVENS e LEWIS, 1992). Entretanto, esses empecilhos foram satisfatoriamente contornados pois, para as aeronaves desta época, somente os modos de período longo tornavam-se instáveis, enquanto que os modos de período curto eram quase sempre bem amortecidos. Estudos posteriores mostraram que estes modos não tinham efeito sobre o piloto em voo visual.

Com o rápido desenvolvimento no desempenho das aeronaves e com a modernização da tecnologia dos sistemas de controle de voo, seguiu-se um aumento contínuo nos requisitos de manuseio das superfícies de controle. Torques em torno dos eixos de articulação destas superfícies foram tornando-se cada vez maiores, o que resultou na necessidade de prover os aviões com sistemas hidráulicos de potência para auxiliar o acionamento destas superfícies.

As primeiras versões deste sistema hidráulico de potência auxiliavam o piloto humano somente com uma parcela do esforço necessário para manusear as superfícies de controle. Com isto, manteve-se uma união mecânica direta entre o piloto e a superfície de controle.

No entanto, com os aumentos de desempenho e de tamanho das aeronaves, os torques necessários aumentaram, principalmente nos aviões transônicos e supersônicos. Com isto, houve a necessidade de fornecer 100% da potência para movimentar tais superfícies de controle através de sistemas hidráulicos. Nestes sistemas, o piloto humano fornecia somente a função de posicionamento das superfícies de controle através de sistemas hidráulico. Mesmo para pilotos treinados, este fato causou problemas pois, ele não tinha sensibilidade aos comandos dados, resultando assim na necessidade de elaborar sistemas que fornecessem esta sensibilidade de forma artificial.

Uma redução inerente de estabilidade foi acompanhada por um aumento no desempenho dos aviões, proveniente de diversos fatores como, por exemplo:

- aumento da velocidade, que provocou maiores variações nas características aerodinâmicas;
- aumento da altitude de voo;

- diminuição das asas com maiores cargas alares;
- redução do alongamento e redistribuição do peso, o que aumentou a importância dos fatores de inércia;
- variações dos parâmetros aerodinâmicos na faixa transônica;
- aumento da flexibilidade estrutural dos aviões;
- decréscimo do amortecimento estrutural, entre outros.

Estes fatores contribuíram para a deterioração da margem de estabilidade. Desta forma, é necessário que qualquer movimento errático da aeronave que não possa ser controlado pelo piloto, seja controlado por algum outro método. Para isto, foi desenvolvido um sistema de aumento de estabilidade..

O termo sistema de aumento de estabilidade, reconhecido pela sigla SAS (*stability augmentation system*), começou a ser usado nos EUA por volta de 1950. Nesta época a Northrop era líder neste tipo de projeto. Era conhecido no início, entretanto, que este tipo de projeto tinha muitas qualidades insatisfatórias de voo devido à ausência de uma apropriada ação de controle gerada por um sistema de controle de voo automático.

A Northrop projetou um sistema para melhorar a qualidade de voo de um YB-49, um bombardeiro tipo asa voadora, como sendo um “amplificador derivativo de estabilidade”.

Entretanto, nos desenhos de instalação o espaço reservado para a legenda era pequeno, então um dos desenhistas reduziu o nome para “amplificador de estabilidade” (McREUER e GRAHAM, 1981). Todos os sistemas similares passaram então a ser chamado de sistema de aumento de estabilidade (SAS). Os valores de algumas derivadas de estabilidade da aeronave são aumentados por meio de um sistema controle de realimentação negativa.

A maioria das aeronaves de alto desempenho não conseguem alcançar os requerimentos de controlabilidade e manobrabilidade sem a utilização de um SAS. Algumas dessas aeronaves são instáveis e seria impossível voar sem um desses sistemas. O SAS típico utiliza sensores para medir os movimentos angulares no eixo fixo ao corpo da aeronave, e um processo de realimentação dos sinais do servomecanismo que movimenta a superfície de controle aerodinâmico. Desta maneira, um momento aerodinâmico proporcional à velocidade angular pode ser gerado e suas derivadas alteradas e usadas para produzir um efeito de amortecimento no movimento.

Se o modo básico é instável, ou se é desejado alterar independentemente o amortecimento e frequência natural, sinais de realimentação adicionais são necessários.

Os sistemas de aumento de estabilidade são convencionalmente projetados separadamente para a dinâmica longitudinal e latero-direcional, o que é possível devido ao desacoplamento entre estes movimentos durante o voo.

Cada uma das derivadas de estabilidade possuem características que afetam um ou mais movimentos da aeronave. Assim, são alteradas somente aquelas que podem influenciar no comportamento da aeronave para uma condição desejável, uma vez que é principalmente por meio de suas alterações que qualquer mudança requerida nas qualidades de voo de uma aeronave são efetuadas. Em geral, o SAS está relacionado com o controle de um único modo de movimento de um avião.

O objetivo de um SAS de arfagem é fornecer frequência natural e amortecimento satisfatório ao modo de período curto no movimento longitudinal (STEVENS e LEWIS, 1992). Este modo envolve as variáveis de ângulo de ataque (α) e velocidade de arfagem (q), e a realimentação destas variáveis para o controle da superfície de controle aerodinâmico longitudinal, como por exemplo profundor e canard, que modificará o amortecimento e frequência natural.

A estrutura geral de um SAS de arfagem é mostrada no diagrama de blocos da Figura 2-11. Podem ser vistos os quatro principais elementos dinâmicos, dinâmica da aeronave, do atuador, do sensor e do controlador.

Figura 2-11 – Diagrama de blocos de um SAS de arfagem.

Dentre os principais tipos de SAS podemos destacar os SAS de arfagem, amortecedor de guinada, amortecedor da velocidade de rolamento e SAS da estabilidade relaxada.

Em um SAS de arfagem, a derivada de estabilidade em que este sistema de controle tenta aumentar é Mq , e em consequência disso, o amortecimento de período curto é aumentado.

Uma vez obtida boa estabilidade do avião, através de um SAS apropriado, torna-se mais simples a adição de outras funções em sistema de controle de voo automático. Entre as funções adicionais do sistema de controle de voo automático podemos destacar o controle de manobras, navegação automática, decolagem e pouso automáticos, controle dos modos estruturais, diminuição dos efeitos de rajadas, entre outras.

2.3. ENSAIOS EM TÚNEL DE VENTO

Os experimentos realizados em túnel de vento, com objetivos específicos de análise de dinâmica e controle de modelos, geralmente utilizam um mecanismo denominado *sting*, também chamado de estrutura C, ou um mecanismo denominado *gimbal* que pode ser entendido como um mecanismo de rótula.

Uma das principais características do mecanismo tipo *sting* é a facilidade de se incorporar uma balança aerodinâmica a ele. Desta forma, este mecanismo é bastante utilizado na realização de testes estáticos para obtenção de parâmetros necessários para a análise da dinâmica da aeronave. Ele é muitas vezes utilizado para uma análise aerodinâmica do modelo pela facilidade de variação dos ângulos do mesmo, tanto longitudinal, como o ângulo de ataque, quanto latero-direcional, como o ângulo de derrapagem lateral, sendo possível uma grande variação nos valores destes ângulos.

Desta forma, é possível se obter importantes parâmetros do modelo como arrasto, sustentação, ângulo de estol, entre outros, que fornecem resultados que podem ser utilizados para o aperfeiçoamento do modelo de acordo com as características desejadas. Sendo assim, ele permite que se analise o comportamento do modelo em algumas situações importantes, como por exemplo, quando ocorre estol e/ou perda de controle. Estas situações são fases críticas do voo e uma análise na aeronave real é bastante perigosa, devido aos fenômenos de complexidade aerodinâmica atrelados a altos ângulos de incidência e ângulo de derrapagem lateral.

A Figura 2-12 mostra o trabalho realizado por UNDERWOOD, et. al. (2003), onde é feita uma análise do comportamento de um modelo do X-29 em altos ângulos de ataque, utilizando um *sting* com o objetivo de que este estudo fosse utilizado para verificações futuras de efeito solo.

Figura 2-12 - Modelo do X-29 à esquerda e à direita experimento sendo realizado, no túnel de vento, utilizando um *sting* (UNDERWOOD, et. al., 2003).

MORELLI e DELOACH (2003) utilizaram uma aeronave em vôo livre para pesquisas experimentais de aeronaves em escala, a qual eles denominaram de FAZER (Figura 2-13). Este modelo foi testado no túnel de vento em uma velocidade nominal de vôo, a fim de prevenir efeitos de escala, número de Reynolds ou desigualdade geométrica de construção para comparações com dados que podem ser obtidos em testes em vôo futuros. Todas as superfícies de controle foram instrumentadas com potenciômetros.

Figura 2-13 – Teste realizado em túnel de vento para análise do modelo e desenvolvimento de um sistema de controle (MORELLI e DELOACH, 2003)

A balança do túnel de vento foi instalada próximo ao CG da aeronave no espaço normalmente ocupado por um acelerômetro ou giroscópio durante uma operação de teste em vôo.

HINDS e COOK (1994) realizaram um estudo utilizando um método de estimação das derivadas de estabilidade de uma aeronave através de testes em túnel de

vento. Eles utilizaram um sistema de suspensão tipo rótula, composto por uma barra vertical, montada em rolamentos na parte superior e inferior do túnel de vento, que permite uma rotação em torno do eixo vertical (Figura 2-14).

Figura 2-14 - Modelo do Hawk na escala 1/12 sendo testado no túnel de vento (HINDS e COOK, 1994)

O mecanismo tem quatro graus de liberdade, não tendo as translações lateral e longitudinal. Quando em voo livre, o modelo suporta o seu próprio peso e tem a possibilidade de se movimentar em rolamento, guinada e arfagem entre $\pm 30^\circ$ e o deslocamento horizontal é de 0,75m. Os movimentos angulares de cada eixo são medidos por potenciômetros. Este sistema permite analisar a resposta ao período curto do modelo.

GINGRAS, PLAYER e BLAKE (2001) realizaram testes para a análise de duas aeronaves em formação. Eles estudaram a influência da aeronave principal sobre a aeronave secundária.

Para estes testes, eles utilizaram um mecanismo tipo rótula para a aeronave secundária e um sistema posicionador para a aeronave principal. O suporte para o modelo principal, localizado no centro da seção de testes, é capaz de variar o ângulo de ataque e de derrapagem lateral (Figura 2-15). O túnel de vento também possui, na região superior, um equipamento para deslocamento no eixo x e z do modelo principal, permitindo a translação em três direções na seção de testes, horizontal, vertical e ao longo do fluxo livre.

Os mecanismos de fixação dos modelos foram fabricados e instalados para permitir medidas independentes de forças e momento tanto do modelo principal como do secundário e permite o movimento para varias formações.

Um aparato de testes foi projetado para permitir variações no ângulo de ataque, permitindo $\pm 25^\circ$ em relação ao fluxo livre. O mecanismo tipo rótula do suporte principal permite transladar o modelo e manter constante a posição vertical com variações no ângulo de ataque.

Figura 2-15 - Formação de duas aeronaves em túnel de vento (GINGRAS, PLAYER, BLAKE, 2001).

3. MODELO MATEMÁTICO PRELIMINAR E TEORIA DE CONTROLE AUTOMÁTICO

A construção de um modelo matemático é um processo muito importante no desenvolvimento de uma aeronave e de um sistema de controle, sendo que, dependendo da técnica de controle utilizada, torna-se fundamental para o seu desenvolvimento e implementação.

Figura 3-1 - Sistema de eixos do modelo.

Para se obter as funções de transferência de uma aeronave é necessário se obter primeiro as suas equações de movimento. As equações do movimento são originadas pela aplicação das leis do movimento de Newton, que relaciona a soma das forças externas e momentos para a aceleração linear e angular do sistema ou corpo. Para fazer esta aplicação, certas hipóteses devem ser feitas e um sistema de eixos definidos (BLACKLOCK, 1991). O sistema de eixos para o modelo no túnel de vento é mostrado na Figura 3-1, com o sistema de rotação no centro de gravidade do modelo. O

centro do sistema de eixos é, por definição, localizado no centro de gravidade da aeronave. Em geral, o sistema de eixos é fixado na aeronave e se move com ela.

O modelo matemático descrevendo a dinâmica da aeronave foi desenvolvido já em 1911 por Bryan (STEVENS e LEWIS, 1992). As equações dinâmicas de vôo representam o movimento com seis graus de liberdade para uma aeronave considerada como corpo rígido, sendo três para translação e três para rotação. O conjunto destas equações gerais representa um modelo não-linear. A linearização das variáveis por expansão em séries de Taylor em torno de referências de equilíbrio simplifica sobremaneira o modelo, conhecida como equação para pequenas perturbações. As derivadas de estabilidade e controle, assim criadas para representar as forças e momentos aerodinâmicos, são importantes no estudo da dinâmica de vôo da aeronave.

A estabilidade dinâmica de uma aeronave é muito importante para se estimar as suas características de manobrabilidade e controlabilidade (CASTRO, 2003). Enquanto a estabilidade estática esta relacionada à tendência que a aeronave possui de retornar a condição de equilíbrio após uma perturbação externa, a estabilidade dinâmica está relacionada ao movimento que ela realiza, ao longo do tempo, tendendo ou não a retornar à condição de equilíbrio da qual foi afastada devido a uma perturbação qualquer. De acordo com a 2ª lei de Newton, é condição para que um corpo esteja em equilíbrio, que a soma das forças sobre ele seja nula e que seja também nula a soma dos momentos em relação a qualquer ponto do corpo considerado. Sendo assim, embora o objetivo final seja o estado de equilíbrio da aeronave, a maneira como ela se comporta para atingir esta condição é fundamental no desenvolvimento do seu sistema de controle.

As equações do movimento representam um sistema analítico completo da resposta de uma aeronave, tanto para o comportamento transiente quanto para o estado de equilíbrio após uma perturbação ou uma entrada fornecida pelo piloto. Entretanto, a análise das não-linearidades completas das equações do movimento é um processo um tanto quanto complexo. Portanto, uma abordagem usual é assumir pequenas perturbações e linearizar as equações do movimento ao redor da condição de vôo, para obter a representação matemática do modelo. Uma outra simplificação é separar o movimento longitudinal do movimento lateral-direcional devido à simetria no plano XZ.

Como, neste trabalho, é desenvolvido um sistema de aumento de estabilidade para o movimento longitudinal, somente as suas equações são apresentadas.

3.1. EQUAÇÃO DO MOVIMENTO LONGITUDINAL PARA PEQUENAS PERTURBAÇÕES

Na aplicação da teoria de pequenas perturbações assume-se que o movimento da aeronave consiste de pequenos desvios em torno da condição de equilíbrio. Vários autores explicam em seus livros de dinâmica do voo, estabilidade e controle como são linearizadas as equações do movimento e seu desenvolvimento até obterem-se as equações para pequenas perturbações. Sendo assim, este procedimento não será demonstrado aqui, de modo que ele pode ser encontrado nas referências complementares.

As equações do movimento longitudinal são descritas por um conjunto de equações diferenciais lineares, como segue:

$$\begin{aligned} \left(\frac{d}{dt} - X_u \right) \Delta u - X_w \Delta w + g \Delta \theta &= X_\delta \Delta \delta \\ -Z_u \Delta u + \left(\frac{d}{dt} - Z_w \right) \Delta w - U \frac{d}{dt} \Delta \theta &= Z_\delta \Delta \delta \\ -M_u \Delta u + \left(M_{\dot{w}} \frac{d}{dt} + M_w \right) \Delta w + \frac{d}{dt} \left(\frac{d}{dt} - M_q \right) \Delta \theta &= M_\delta \Delta \delta \end{aligned} \quad (3-1)$$

Na análise e projeto de sistemas de controle é usual utilizar funções de transferência. A função de transferência é dada pela relação entre a saída e a entrada do sistema, que no caso é a relação entre as variáveis do movimento sobre a entrada de controle. Ela é definida como a relação da Transformada de Laplace da saída sobre a da entrada. Se aplicarmos a transformada de Laplace na equação 3-1 e dividirmos pela deflexão da superfície de controle nós obtemos as funções de transferência $\Delta u/\Delta \delta$, $\Delta \theta/\Delta \delta$ e $\Delta w/\Delta \delta$.

$$\begin{aligned} (s - X_u) \frac{\Delta u}{\Delta \delta} - X_w \frac{\Delta w}{\Delta \delta} + g \frac{\Delta \theta}{\Delta \delta} &= X_\delta \\ -Z_u \frac{\Delta u}{\Delta \delta} + (s - Z_w) \frac{\Delta w}{\Delta \delta} - U s \frac{\Delta \theta}{\Delta \delta} &= Z_\delta \\ -M_u \frac{\Delta u}{\Delta \delta} - (M_{\dot{w}} s + M_w) \frac{\Delta w}{\Delta \delta} + s(s - M_q) \Delta \theta &= M_\delta \end{aligned} \quad (3-2)$$

Resolvendo estas equações, pela regra de Cramer, podemos encontrar $\Delta u/\Delta \delta$, $\Delta \theta/\Delta \delta$ e $\Delta w/\Delta \delta$, como segue:

$$\frac{\Delta\theta}{\Delta\delta} = \frac{\begin{vmatrix} s - X_u & -X_w & X_\delta \\ -Z_u & s - Z_w & Z_\delta \\ -M_u & -(M_{\dot{w}}s + M_w) & M_\delta \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} s - X_u & -X_w & g \\ -Z_u & s - Z_w & -Us \\ -M_u & -(M_{\dot{w}}s + M_w) & s(s - M_q) \end{vmatrix}} \quad (3-3)$$

O denominador da função de transferência é igualado a zero e recebe o nome de equação característica da planta. Pela expansão do determinante, a função pode ser expressa pela relação entre dois polinômios, como:

$$\frac{\Delta\theta}{\Delta\delta} = \frac{N_\theta(s)}{\Delta_{\text{característico}}} = \frac{A_\theta s^2 + B_\theta s + C_\theta}{As^4 + Bs^3 + Cs^2 + Ds + E} \quad (3-4)$$

$$\frac{\Delta u}{\Delta\delta} = \frac{N_u(s)}{\Delta_{\text{característico}}} = \frac{A_u s^3 + B_u s^2 + C_u s + D_u}{As^4 + Bs^3 + Cs^2 + Ds + E} \quad (3-5)$$

$$\frac{\Delta w}{\Delta\delta} = \frac{N_w(s)}{\Delta_{\text{característico}}} = \frac{A_w s^3 + B_w s^2 + C_w s + D_w}{As^4 + Bs^3 + Cs^2 + Ds + E} \quad (3-6)$$

Esta simbologia é utilizada para facilitar a visualização da função de transferência observando a sua ordem. As funções longitudinais são mostradas na Tabela 3-1.

Tabela 3-1 - Parâmetros para função de transferência.

	$\Delta_{\text{característico}}$	N_w	N_u	N_θ
A	1	Z_δ	X_δ	$M_\delta + Z_\delta M_{\dot{w}}$
B	$-M_q - U M_{\dot{w}} - Z_w - X_u$	$X_\delta Z_u - Z_\delta (X_u + M_q) + M_\delta U$	$-X_\delta (Z_w + M_q + U M_{\dot{w}}) + Z_\delta X_w$	$+X_\delta (Z_u M_{\dot{w}} + M_u) + Z_\delta (M_w - X_u M_{\dot{w}}) - M_\delta (X_u + Z_w)$
C	$+Z_w M_q - U M_w - X_w Z_u$ $+X_u (M_q + U M_{\dot{w}} + Z_w)$	$X_\delta (U M_u - Z_u M_q) + Z_\delta X_u M_q - U M_\delta X_u$	$X_\delta (Z_w M_q - U M_w) - Z_\delta (X_w M_q + g M_{\dot{w}}) - M_\delta (U X_w - g)$	$+X_\delta (Z_u M_w - Z_w M_u) + Z_\delta (M_u X_w - M_w X_u) + M_\delta (Z_w X_u - X_w Z_u)$
D	$-X_u (Z_w M_q - U M_w)$ $+Z_u (X_w M_q + g M_{\dot{w}})$ $-M_u (U X_w - g)$	$g(Z_\delta M_u - M_\delta Z_u)$	$g(M_\delta Z_w - Z_\delta M_w)$	
E	$g(Z_u M_w - M_u Z_w)$			

Uma outra representação das equações do movimento é aquela por variáveis de estado. As equações do movimento quando linearizadas tornam-se equações diferenciais ordinárias com coeficientes constantes. Os coeficientes nas equações diferenciais são funções das derivadas de estabilidade, massa, e características de inércia da aeronave. Estas equações podem ser escritas por um conjunto de equações diferenciais de primeira ordem, chamadas de espaço de estados ou variáveis de estado e são representadas matematicamente como:

$$\begin{aligned}\dot{x} &= A \cdot x + B \cdot u \\ y &= C \cdot x + D \cdot u\end{aligned}\tag{3-7}$$

ou na forma de matrizes:

$$\{\dot{x}\} = [A] \cdot \{x\} + [B] \cdot \{u\}\tag{3-8}$$

$$\{y\} = [C] \cdot \{x\} + [D] \cdot \{u\}\tag{3-9}$$

onde:

$[A] \Rightarrow$ Matriz Estado (Quadrada nxn) - Indica a dinâmica da planta;

$\{x\} \Rightarrow$ Vetor Estado - (Vetor Coluna n);

$[B] \Rightarrow$ Matriz Controle (nxm);

$\{u\} \Rightarrow$ Vetor de Controle - (Vetor Coluna m).

$\{y\} \Rightarrow$ Vetor Saída - (Vetor Coluna p);

$[C] \Rightarrow$ Matriz de Influência de Saída (pxn);

$[D] \Rightarrow$ Matriz de Transmissão Direta (pxm);

Na prática, quando se analisa as equações do movimento da forma como elas são montadas, as derivadas de forças Z_q e $Z_{\dot{w}}$ são desprezadas devido as suas contribuições serem muito pequenas, quando comparada às demais, na resposta da aeronave. Desta forma, elas serão excluídas da representação por espaço de estados. Reescrevendo as equações na forma de espaço de estados, temos:

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{u} \\ \Delta \dot{w} \\ \Delta \dot{q} \\ \Delta \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \\ Z_u & Z_w & U & 0 \\ M_u + M_{\dot{w}}Z_u & M_w + M_{\dot{w}}Z_w & M_q + M_{\dot{w}}u_0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta w \\ \Delta q \\ \Delta \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{\delta_c} \\ Z_{\delta_c} \\ M_{\delta_c} + M_{\dot{w}}Z_{\delta_c} \\ 0 \end{bmatrix} [\delta_c] \quad (3-10)$$

onde o vetor de estado x e o vetor de controle são dados por:

$$x = \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta w \\ \Delta q \\ \Delta \theta \end{bmatrix}, \quad u = [\delta_c] \quad (3-11)$$

e as matrizes A e B , por:

$$A = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \\ Z_u & Z_w & U & 0 \\ M_u + M_{\dot{w}}Z_u & M_w + M_{\dot{w}}Z_w & M_q + M_{\dot{w}}u_0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (3-12)$$

$$B = \begin{bmatrix} X_{\delta_c} \\ Z_{\delta_c} \\ M_{\delta_c} + M_{\dot{w}}Z_{\delta_c} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3-13)$$

Os parâmetros com o índice c são referentes ao canard. Com as equações montadas, é necessário a obtenção destes parâmetros para a montagem do modelo. A forma mais adequada para aquisição destes dados, necessários para a montagem do modelo matemático, é através de experimentos. A não disponibilidade de uma balança aerodinâmica com as características necessárias para a medição desses parâmetros para a determinação das derivadas de estabilidade, ocasiona dificuldade para o cálculo das mesmas. Outra possibilidade é a estimação paramétrica para a obtenção dessas derivadas a partir de dados de ensaio em voo. Uma outra forma para estimar essas derivadas, é através de algum programa de dinâmica dos fluidos computacionais.

Se não houver a disponibilidade de nenhum destes programas, existe ainda a possibilidade de se fazer uma previsão destes parâmetros por meio de equações, dados tabelados e gráficos existentes na literatura, como o descrito por ROSKAM (2000). É importante ressaltar que este último método citado tem uma menor precisão quando comparado a dados obtidos em ensaios em túnel de vento, porque levam em consideração experimentos realizados em ensaio em voo em aviões em escala real, com uma determinada configuração. Estes dados, quando aplicados no modelo, é necessário que sejam realizadas algumas aproximações, como por exemplo, multiplicar as dimensões do modelo pelo seu fator de escala, para se obter determinados parâmetros obtidos empiricamente nestes experimentos. Como no momento inicial do desenvolvimento deste trabalho não havia a disponibilidade da utilização de nenhuma das primeiras opções, a última metodologia foi utilizada para estimar as derivadas de estabilidade e assim, um modelo matemático que é interessante para se analisar a tendência do comportamento do modelo no túnel. No Apêndice A são mostrados os cálculos para estimativa das derivadas de estabilidade para o movimento longitudinal.

3.1.1. Aproximações da Equação do Movimento Longitudinal

No estudo do movimento longitudinal de uma aeronave, o sistema pode ser dividido em dois modos, modo de período curto e o de período longo (*phugoid*). O modo de período curto possui um período de duração menor e uma frequência maior quando comparado ao modo de período longo que possui um período de longa duração e de baixa frequência. A Equação (3-14) descreve o período curto enquanto que a (3-15) o período longo.

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{w} \\ \Delta \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Z_w & U \\ M_w + M_{\dot{w}}Z_w & M_q + M_wU \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta w \\ \Delta q \end{bmatrix} \quad (3-14)$$

$$\begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta \theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & -g \\ -Z_u & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta \theta \end{bmatrix} \quad (3-15)$$

Como o experimento no túnel de vento será realizado com um grau de liberdade, o de arfagem, os termos referentes ao deslocamento ao longo do eixo z são nulos, e também a velocidade é constante, desta forma, o período longo não existe.

Desta forma, a equação do período curto é simplificada. Para este movimento restrito de um grau de liberdade, temos a partir das equações de pequenas perturbações, que:

$$\dot{q} = M_u u + M_{T_u} u + M_\alpha \alpha + M_{T_\alpha} \alpha + M_{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + M_q q + M_{\delta_E} \delta_E \quad (3-16)$$

$$q = \dot{\theta} \quad (3-17)$$

Como não temos variação da velocidade, o deslocamento em w , as derivadas referentes ao motor, e retirando o termo de deflexão do canard, $M_{\delta_E} \delta_E$, que faz parte da matriz de controle, temos:

$$\dot{q} = M_\alpha \alpha + M_q q \quad (3-18)$$

Utilizando a equação (3-17), e a relação:

$$\Delta_\alpha = \Delta_\theta \quad (3-19)$$

devido a ter somente um grau de liberdade, o que torna ambos valores iguais, temos:

$$\ddot{\theta} - M_{\dot{\theta}} \dot{\theta} - M_\theta \theta = 0 \quad (3-20)$$

Desta forma, podemos montar um sistema de equações e determinar a matriz da dinâmica do modelo fixo no túnel de vento com um grau de liberdade:

$$\begin{cases} \ddot{\theta} = M_{\dot{\theta}} \dot{\theta} + M_\theta \theta \\ q = \dot{\theta} \end{cases} \quad (3-21)$$

Desta forma, temos que :

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} \theta \\ q \end{bmatrix} + B [\delta_c] \quad (3-22)$$

onde,

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ M_\theta & M_{\dot{\theta}} \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} Z_{\delta_c} \\ M_{\delta_c} \end{bmatrix} \quad (3-23)$$

sendo $M_\theta = M_\alpha$ e $M_{\dot{\theta}} = M_q$.

A estabilidade do sistema é analisada através de seus autovalores, os quais podem ser reais ou complexos. No caso de autovalores reais não existe a influência dinâmica (frequências) para com a planta.

Quando os autovalores são complexos estes sempre ocorrem aos pares conjugados e possuem os dados de oscilação, representados sob a forma:

$$\lambda_{1,2} = -\zeta\omega_n \pm \omega_n\sqrt{1-\zeta^2}i \quad (3-24)$$

onde:

$\zeta \Rightarrow$ fator de amortecimento;

$\omega_n \Rightarrow$ frequência natural.

Desta maneira a resposta transiente nestes casos, em termos de ζ e ω_n , é:

$$f(t) = Ae^{-\zeta\omega_n t} \text{sen}\left(\omega_n\sqrt{1-\zeta^2}t + \phi\right) \quad (3-25)$$

onde ϕ é a diferença de fase.

Vendo o efeito destes dois parâmetros com relação ao transitório, quanto maior for o produto $\zeta\omega_n$, mais rapidamente decairá o transitório. Ou seja, se a parte real do complexo for negativa estes tenderão a uma condição de equilíbrio.

A estabilidade estática longitudinal pode ser definida através da derivada

$$C_{m_\alpha} = (\bar{x}_{cg} - \bar{x}_{ac})C_{L_\alpha} \quad (3-26)$$

onde $\bar{x}_{cg} - \bar{x}_{ac}$, ou seja, $\left(\frac{x_{cg}}{\bar{c}} - \frac{x_{ac}}{\bar{c}}\right)$ é definido como margem estática.

3.2. CONTROLE AUTOMÁTICO - PID

Um controlador automático compara o valor real de saída da planta com a entrada de referência, determina o desvio e produz um sinal de controle que vai reduzir o desvio a zero ou a um valor pequeno. O controlador detecta o sinal de erro atuante, o qual é normalmente de baixa potência, e o amplifica a um nível suficientemente alto. A saída de um controlador automático alimenta um atuador, o qual é um dispositivo de potência que produz o sinal de entrada da planta, de acordo com o sinal de controle, de tal modo que a saída se aproxime do sinal de referência (OGATA, 2003).

A seguir são mostradas as ações de controle proporcional, integral e derivativo, de forma bastante sucinta.

3.2.1. Ação de controle proporcional

Neste controlador a relação entre a saída do controlador $u(t)$ e o sinal do erro atuante, $e(t)$ é:

$$u(t) = K_p e(t) \quad (3-27)$$

a função de transferência do controlador proporcional é:

$$\frac{U(s)}{E(s)} = K_p \quad (3-28)$$

onde K_p é denominado ganho proporcional.

Qualquer que seja o mecanismo real e o tipo de energia utilizada na operação, o controlador proporcional é essencialmente um amplificador com um ganho ajustável, ou seja, quanto maior a magnitude do erro atuante, maior é a ação corretiva aplicada.

3.2.2. Ação de controle Integral

O valor da saída $u(t)$ do controlador é modificado em uma taxa de variação proporcional ao sinal do erro atuante $e(t)$, ou seja:

$$\frac{du(t)}{dt} = K_i e(t) \quad (3-29)$$

ou

$$u(t) = K_i \int_0^t e(t) dt \quad (3-30)$$

onde K_i é uma constante ajustável. A função de transferência do controlador integral é:

$$\frac{U(s)}{E(s)} = \frac{K_i}{s} \quad (3-31)$$

3.2.3. Ação de controle derivativa

O valor da saída do controlador $u(t)$ é proporcional à derivada do erro atuante, $e(t)$. Esse tipo de controle não produz nenhuma ação corretiva para qualquer erro atuante constante, não importando sua magnitude, e portanto, essa ação de controle isoladamente não tem utilidade prática.

3.2.4. Ação de controle proporcional-mais-integral

A ação de controle do controlador proporcional-mais-integral é definida pela seguinte equação:

$$u(t) = K_p e(t) + \frac{K_p}{T_i} \int_0^t e(t) dt \quad (3-32)$$

e a função de transferência:

$$\frac{U(s)}{E(s)} = K_p + \frac{K_p}{T_i} \frac{1}{s} = K_p \left(1 + \frac{1}{T_i s} \right) \quad (3-33)$$

onde T_i é chamado de constante de tempo integrativo.

Na ação de controle proporcional de uma planta, cuja função de transferência não possui um integrador ($1/s$), existe um erro estacionário, ou erro residual, na resposta a uma entrada em degrau. Esse erro residual pode ser eliminado se uma ação de controle integral for incluída no controlador.

No controle integral de uma planta, o sinal de controle, que é o sinal de saída do controlador, em qualquer instante, é a área sob a curva do sinal do erro atuante até aquele momento. O sinal de controle $u(t)$ pode ter um valor não-nulo quando o sinal de erro atuante $e(t)$ for zero. Isto é impossível no caso do controlador proporcional uma vez que um sinal de controle não-nulo requer um sinal de erro atuante não-nulo. Um sinal de erro atuante em regime permanente significa que existe um erro residual.

Note que a ação de controle integral, embora remova o erro residual ou o erro estacionário, pode conduzir a uma resposta oscilatória com uma amplitude que decresce lentamente ou mesmo amplitudes sempre crescentes, ambas, em geral, indesejáveis. A ação de controle integral é muitas vezes chamada de controle de restabelecimento.

3.2.5. Ação de controle proporcional-mais-derivativa

A ação de controle de um controlador proporcional-mais-derivativo é definida pela seguinte equação:

$$u(t) = K_p e(t) + K_p T_d \frac{de(t)}{dt} \quad (3-34)$$

e a função de transferência:

$$\frac{U(s)}{E(s)} = K_p (1 + T_d s) \quad (3-35)$$

onde T_d é chamado de constante de tempo derivativo.

A ação de controle derivativo, quando acrescentada a um controlador proporcional, permite que se obtenha um controlador de alta sensibilidade. Uma

vantagem em utilizar a ação de controle derivativo é que essa responde a uma taxa de variação do erro atuante e pode produzir uma correção significativa antes que o valor do erro atuante se torne muito elevado.

Embora o controle derivativo não afete diretamente o erro estacionário, ele aumenta o amortecimento do sistema, permitindo o uso de um valor mais elevado do ganho K , o que vai resultar em maior precisão em regime permanente.

Pelo fato do controle derivativo operar sobre a taxa de variação do erro atuante e não sobre o próprio erro atuante, ele nunca é utilizado sozinho, como dito anteriormente. É sempre utilizada uma combinação com uma ação de controle proporcional ou proporcional-integral.

3.2.6. Ação de controle proporcional-mais-integral-mais-derivativo

Um controlador proporcional-mais-integral-mais-derivativo tem a ação de controle definida pela seguinte equação:

$$u(t) = K_p e(t) + \frac{K_p}{T_i} \int_0^t e(t) dt + K_p T_d \frac{de(t)}{dt} \quad (3-36)$$

e a função de transferência:

$$\frac{U(s)}{E(s)} = K_p \left(1 + \frac{1}{T_i s} + T_d s \right) \quad (3-37)$$

3.3. SINTONIA DE CONTROLADORES PID

O processo de ajuste dos parâmetros, ou sintonia do controlador PID, é uma fase bastante importante na implementação desses controladores, pois grande parte deles são ajustados em campo, ou seja, no local onde serão implementados. Sendo assim, existem varias regras de sintonia que possibilitam estabelecer os parâmetros do controlador a partir de alguns dados obtidos através de experimentos. Dentre estes métodos, podemos destacar os de Ziegler-Nichols, Cohen-Coon, critério da integral do erro absoluto multiplicado pelo tempo, conhecido como ITAE (*Integral of Time multiplied Absolute Error*) entre outros (SUNG, LEE e LEE, 1998). Estes métodos se tornam bastante importantes principalmente quando o modelo matemático da planta não é satisfatoriamente conhecido.

É importante ressaltar que alguns desses métodos fornecem estimativas dos valores dos parâmetros e proporcionam um ponto de partida para uma posterior sintonia fina, não necessariamente os valores definitivos de K_p , T_i e T_d logo na primeira aplicação do método.

Existem regras de sintonia de controladores PID que são aplicadas a sistemas em malha aberta, enquanto outras a sistemas em malha fechada.

Ziegler e Nichols propuseram regras para a determinação de valores do ganho proporcional K_p , da constante de tempo integral T_i e da constante de tempo derivativo T_d baseados nas características da resposta temporal de uma determinada planta. A partir de então, vários métodos de ajuste foram desenvolvidos conforme citado por SUNG, LEE e LEE (1998), VODA e LANDAU (1995) e ÄSTROM e HÄGGLUND (2004).

Ziegler e Nichols desenvolveram um método para malha aberta e outro para malha fechada. Como o objetivo aqui não é descrever os métodos existentes para sintonia de PID, somente o método de Ziegler e Nichols para malha fechada será descrito.

3.3.1. Método de Ziegler e Nichols para sintonia de controlador PID em Malha Fechada

Para obtermos os parâmetros do PID por este método, definimos $T_i = \infty$ e $T_d = 0$, para termos apenas a ação de controle proporcional. O ganho do proporcional deve ser aumentado até a resposta do sistema manter uma oscilação constante. Para ações proporcionais mais intensas, o caráter oscilatório fica mais drástico, a ponto de deixar o processo instável. Portanto, há um valor do ganho proporcional que faz as oscilações ficarem sustentadas, ou seja, curva oscilatória com amplitude constante.

Nos métodos baseados em malha fechada, sempre se trabalha com margem de segurança, escolhendo para o ganho proporcional um valor suficientemente afastado do ganho crítico. A Figura 3-2 apresenta um gráfico de oscilação sustentada.

Figura 3-2 – Oscilação sustentada com o P_{cr} . (Período crítico)

Após vários ensaios, Ziegler e Nichols sugeriram que, a partir dos valores de K_{cr} e P_{cr} , os valores dos parâmetros K_p , T_i , T_d devem ser ajustados de acordo com a Tabela 3-2.

Tabela 3-2 - Método de sintonia de Ziegler e Nichols (malha fechada)

Controlador	K_p	T_i	T_d
P	$0.5 K_{cr}$	∞	0
PI	$0.45 K_{cr}$	$P_{cr}/1.2$	0
PID	$0.6 K_{cr}$	$0.5 P_{cr}$	$0.125 P_{cr}$

Desta forma, aplicando-se este método, obtém-se a seguinte equação para o controlador :

$$G_c(s) = K_p \left(1 + \frac{1}{T_i s} + T_d s \right) = 0.6 K_{cr} \left(1 + \frac{1}{0.5 P_{cr} s} + 0.125 P_{cr} s \right)$$

$$G_c(s) = 0.075 K_{cr} P_{cr} \left(\frac{\left(s + \frac{4}{P_{cr}} \right)^2}{s} \right) \quad (3-38)$$

4. MONTAGEM E DESCRIÇÃO DO EXPERIMENTO

4.1. MODELO

Como citado anteriormente, o estudo realizado neste trabalho utiliza um modelo de aeronave baseado no *Grumman X-29*. Este tipo de aeronave é especialmente interessante para a pesquisa em estabilidade e controle por possuir asa com enflechamento negativo e canard, características que tendem a tornar a aeronave inerentemente instável. A Figura 4-1 mostra um desenho do modelo.

Figura 4-1- Desenho do modelo.

O modelo foi construído no Laboratório de Aerodinâmica da USP São Carlos, utilizando-se fibra de vidro nas asas, canards, empenagem vertical e nariz, e um tubo de PVC de 4" (0,1016 m) para se fazer a fuselagem. Nesta última há uma tampa, que pode

ser aberta para se ter acesso à sua região interna, onde estão os servos e a rótula de fixação com o potenciômetro, e onde é fixada a asa. As superfícies de controle são compostas de canard, ailerões e leme de direção móveis. Todas as seções de aerofólio destas superfícies possuem o perfil NACA 0012.

Algumas medidas do modelo que foram utilizadas no estudo e determinação de alguns parâmetros aerodinâmicos, de estabilidade e de controle, são mostrados na Tabela 4-2.

É importante ressaltar que o modelo tem as dimensões baseadas no X-29, em escala aproximada de 1:10, mas com simplificações e alterações importantes. Uma delas é uma redução na razão entre o comprimento e a envergadura do modelo. Para manter a mesma proporção do X-29, seria necessário que o modelo tivesse um comprimento 30% maior. Uma inspeção visual subjetiva da vista superior da aeronave levou a uma redução arbitrária no comprimento da fuselagem para que as proporções parecessem mais razoáveis.

A asa também foi simplificada para facilitar sua fabricação. O “*strake flap*”, utilizado principalmente para equilibrar a aeronave, também foi retirado. Desta forma, construiu-se um modelo simplificado de uma aeronave com enflechamento negativo e canard no mesmo plano da asa.

Tabela 4-1 – Parâmetros geométricos básicos do modelo

Asa	
Área de referência	0,1483 (m ²)
Envergadura	0,912 (m)
Corda média ($\bar{c}$)	0,19 (m)
Alongamento	4,8
Enflechamento no Bordo de ataque	-20°
Enflechamento a ¼ da corda	-23°
Afilamento	0,61
Ângulo de diedro	0°
Área do Flaperão	0,0085 (m ²)

Canard	
Área de referência	0,0288 (m ²)
Envergadura	0,32 (m)
Corda média ($\bar{c}$)	0,16 (m)
Alongamento	1,6
Enflechamento no Bordo de ataque	42,5°
Enflechamento a ¼ da corda	30°
Afilamento	0,2
Estabilizador Vertical	
Área de referência	0,0232 (m ²)
Corda média ($\bar{c}$)	0,1429(m)
Alongamento	1,4
Enflechamento no Bordo de ataque	43°
Enflechamento a ¼ da corda	37°
Afilamento	0,33
Área do leme	0,0061 (m ²)
Fuselagem	
Comprimento	1,03 (m)
Diâmetro máximo	0,1016 (m)

4.1.1. Fabricação do Modelo

A asa, canard, empenagem vertical e o nariz, foram construídos utilizando-se uma manta de fibra de vidro coberta com resina epóxi. Foram utilizados moldes de madeira com os perfis superiores e inferior do aerofólio NACA 0012. Primeiramente, utilizou-se estes moldes para se cortar, a fio quente, os aerofólios em um material denominado *styrofoam*, o qual é uma espuma rígida de poliestireno expandido extremamente leve largamente utilizado como termoisolante. Este material foi utilizado

devido a sua resistência ao calor. O corte a fio quente tem um bom acabamento gerando o perfil exato do molde. Se utilizado um isopor comum, ele derreteria gerando deformações nos perfis. A Figura 4-2 mostra estes moldes.

Figura 4-2 - Moldes utilizados para se fazer a asa, canards, empenagem e nariz.

Depois de cortado a fio quente, o perfil resultante, passa a ser o molde para a fibra de vidro. Esta é colocada sobre o perfil e coberta por uma camada de resina epóxi. Portanto, o *styrofoam* se torna o preenchimento dos perfis. Os canards e o nariz foram feitos em uma única peça. O nariz foi cortado na forma de um cilindro e depois foi feita a sua curvatura em um torno mecânico para depois ser coberto pela fibra de vidro e resina epóxi.

A empenagem foi construída em duas partes. Primeiramente, foi cortado um tubo de *styrofoam* e depois o leme de direção. Ambos foram acoplados por um pino para dar resistência à junção entre elas e posteriormente coberta por fibra de vidro e resina.

A asa foi construída em cinco partes. Uma parte uma central retangular, a qual fica embutida no modelo não entrando em contato com o escoamento e a parte da asa em contato com o escoamento foi construída em quatro partes, sendo utilizado dois moldes para fazer cada lado da asa, pois, devido ao afilamento e envergadura da asa,

quando utilizado um único molde, o fio envergava e surgiam algumas deformações no perfil.

Figura 4-3 - Constituição da asa.

A Figura 4-3 mostra um desenho destas partes da asa e a Figura 4-4 mostra o desenho das peças fabricadas utilizando estes processos e materiais. A asa possui uma longarina de fibra de carbono posicionada na linha de um quarto da corda para reforço da junção da asa com o centro retangular. O Apêndice B mostra os desenhos técnicos do modelo.

Figura 4-4 - Peças fabricada com *styrofoam* como preenchimento e fibra de vidro e resina epóxi como cobertura.

4.2. MECANISMO DE FIXAÇÃO

O modelo é fixado no túnel de vento através de um mecanismo tipo rótula que permite quatro graus de liberdade ao modelo: arfagem, guinada, rolamento, e movimento vertical. A Figura 4-5 mostra o mecanismo que é instalado dentro da fuselagem. Um tubo de extensão fixa o eixo do mecanismo na parede inferior do túnel de vento.

A posição da rótula, no eixo x do modelo, é ajustável permitindo a mudança do C.G e conseqüentemente as características de estabilidade do modelo, podendo torná-lo estável, instável ou neutro.

O mecanismo de fixação do modelo de aeronave foi projetado para ser fixado internamente no mesmo para não atrapalhar e /ou alterar a aerodinâmica do modelo (Figura 4-6). Ele permite que o modelo, após fixado, tenha quatro graus de liberdade, pois o movimento de avanço ou retrocesso é retirado, uma vez que não existe essa necessidade por estar no túnel de vento, e o movimento de deslocamento lateral também é excluído.

Figura 4-5 - Mecanismo de fixação.

Figura 4-6 – Mecanismo de fixação do modelo.

Por ser fixado internamente no modelo há um rasgo no mesmo para que o mecanismo fique embutido. As dimensões totais do mecanismo, excetuando-se o eixo, formam um cubo de 0,04 m de largura, 0,05 m de comprimento e 0,05 m de altura, e a haste tem 0,7 m de comprimento e 0,01 m de diâmetro.

Os movimentos angulares do mecanismo são limitados em $\pm 15^\circ$. Este valor foi utilizado como precaução, para que, quando o modelo estiver na posição de instabilidade, ou o controlador não estiver ajustado ou ainda se for inserida uma perturbação muito grande, não venha acontecer nenhum dano ao modelo, sistema de fixação ou outro componente do sistema.

4.3. SISTEMA DE ATUAÇÃO E MEDIÇÃO.

Para a atuação das superfícies de controle do modelo foram utilizados servomotores que são usados em aeromodelos e para a medição do ângulo de arfagem do modelo um potenciômetro de precisão.

Os canards têm movimentos simétricos, por isso, é utilizado um único servo para o seu acionamento. Este servo possui uma resposta razoavelmente rápida com um bom torque quando comparado aos servos de sua categoria. Sua velocidade é de 60° a cada 0,11 s com torque de 0,24 Nm quando alimentado a 4,8 volts. Ele é um micro servo que possui dimensões de 30x12,7x28 mm, peso de 17,7g. e engrenagens de metal, recebendo a designação de CS-MG12.

→ 4,8V - 6,0V

O potenciômetro utilizado na rótula do mecanismo de fixação do modelo ao túnel de vento, é um potenciômetro de precisão com a seguinte especificação:

- Potência: 2.0 W à 40°C ;
- Resistência: 1 K Ω ;
- Linearidade: $\pm 1.0 \%$;
- Rotação: $320^\circ \pm 5^\circ$,
- Tolerância da resistência: $\pm 5 \%$.

Para o acionamento dos servos e a aquisição dos sinais do potenciômetro foi utilizado um sistema de aquisição e processamento de sinais da dSPACE®, também utilizado para a implementação do sistema de controle. Este sistema possui uma placa processadora designada de DS1103, projetada para o desenvolvimento de controladores multivariáveis de alta velocidade e simulações em tempo real, equipada com um processador *PowerPc* de 400 MHz e 128 Mbytes de memória RAM (dSPACE 2001).

Este sistema possui 4 conversores A/D (analógico-digital) com resolução de 16 bits sendo cada conversor multiplexado entre 4 canais, num total de 16 canais de entrada e 8 canais de saída D/A (digital-analógico) de 12 bits de resolução, 6 interfaces para *encoder*, geradores de PWM (do inglês, *Pulse Width Modulation* - Modulação de Largura de Pulso).

A programação deste sistema para a aquisição dos sinais e acionamento dos servos, bem como a implementação do controlador, é feita no ambiente *MatLab/Simulink*. Sua compilação é realizada no *Matlab*® utilizando-se seu pacote RTW (Real Time Workshop) e o programa passa a ser executado na placa da dSPACE. A programação visual do experimento é desenvolvida no programa *Control Desk* da dSPACE onde se tem acesso a todas as variáveis criadas na programação feita no *Simulink*.

4.3.1. CALIBRAÇÃO DO POTENCIÔMETRO

O sinal de saída do potenciômetro é medido em volts. O objetivo da calibração é encontrar a posição na qual o modelo esteja a zero graus de ângulo de ataque, e a partir daí, a correspondência dos valores positivos e negativos em graus. A posição zero graus foi obtida nivelando-se o modelo e medindo-se, com uma escala métrica, a distância entre a base do túnel de vento e a região central do modelo onde está o centro de giro da rótula de fixação. Essa medida foi colocada no nariz e na traseira, nivelando, desta forma, o modelo no túnel de vento. A partir deste valor inicial, foi levantando-se o nariz em intervalos de 0,01 metros e medindo-se os respectivos sinais enviados pelo potenciômetro. O mesmo processo foi realizado abaixando-se o nariz do modelo. Medindo-se a distância entre o nariz e a rótula e com os valores obtidos anteriormente, obtêm-se os respectivos valores angulares por trigonometria. Com estes dados, foi traçada uma curva e aplicou-se uma equação de ajuste nestes dados obtendo-se uma equação capaz de fazer esta conversão, a qual foi um polinômio de 2º grau. A Figura 4-7 mostra o gráfico da curva de calibração para o potenciômetro. A tabela de valores utilizada para traçar o gráfico está no Apêndice C.

Figura 4-7— Curva de calibração do potenciômetro

4.3.2. CALIBRAÇÃO DO SERVO ATUADOR DO CANARD

O servo motor utilizado no canard possui sinal com período de 20ms com movimento angular de $\pm 60^\circ$. O sinal enviado para acionar este servo utiliza o PWM. Se a largura de pulso, do sinal enviado ao servo, for 7,5% do período de 20ms, o servo está na posição central. A partir deste valor, alterando-se esta porcentagem para mais ou para menos, obtém-se o deslocamento do servomotor positiva ou negativamente. Portanto, este processo de calibração consiste em primeiramente obter-se a posição zero para, a partir daí, se determinar as demais posições. Uma escala angular foi fixada no modelo para realização desta calibração. A Figura 4-8 mostra esta escala com um ponteiro fixado no canard. Um sinal com 7,5 % do período foi enviado ao servo e o mecanismo que transmite o movimento do servo ao canard, foi ajustado, para que este fique o mais próximo possível de zero. Como há limitações neste mecanismo, o ponteiro ficou próximo de zero, mas não exatamente zero. Desta forma, variou-se a largura de pulso até que o ponteiro estivesse visivelmente no zero.

A partir de então, variou-se a largura de pulso em intervalos de 0.2 % e mediu-se os respectivos valores angulares. Assim, obteve-se uma tabela de dados (Apêndice C) com os valores de largura de pulso e seus respectivos valores angulares. Esses valores foram traçados em uma curva e aplicou-se um polinômio de terceiro grau. Esta curva de calibração pode ser vista na Figura 4-9.

Figura 4-8– Calibração do Servo do canard

Figura 4-9– Curva de Calibração do servo do canard

4.4. TÚNEL DE VENTO

O túnel de vento utilizado possui seção transversal na câmara de ensaios de 1,70m de largura, 1,40m de altura e 3m de comprimento. Esse túnel de vento é do tipo circuito fechado cujo escoamento é induzido por um ventilador de 8 pás acionado por um motor elétrico de 110hp.

Figura 4-10- Túnel de vento de circuito fechado LAE-2 (CATALANO, 2001).

A velocidade máxima atingida pelo túnel de vento é de aproximadamente 50m/s com intensidade de turbulência de 0,25%. A Figura 4-10 mostra um desenho esquemático deste túnel pertencente ao Laboratório de Aeronaves da EESC e recebe a designação de LAE-2 (CATALANO, 2001).

Um micro-manômetro tipo Betz de 0,1 mm de H₂O de precisão foi usado para a medida da pressão dinâmica e um termômetro interno ao túnel de vento para medir a temperatura na seção de testes. Estes dados são importantes para se obter a velocidade do escoamento no túnel de vento, a qual é feita indiretamente.

4.5. PROCEDIMENTO EXPERIMENTAL

A realização do experimento consiste de sua montagem, calibração e o procedimento experimental. A construção do modelo e do mecanismo de fixação, bem como suas respectivas características, foram mostradas anteriormente. Para o acionamento do servo do canard foram utilizados os geradores de PWM do sistema da dSPACE. Após montado todos os mecanismos e cabos para acionamento dos servos e aquisição do potenciômetro procede-se a realização do experimento. A Figura 4-11 mostra o experimento montado no túnel de vento.

Figura 4-11- Modelo montado no túnel de vento

Um teste preliminar foi realizado sem a utilização de controle automático, e sim, utilizando-se um rádio controle para equilibrar o modelo no túnel de vento. Para isto, o modelo foi fixado no mecanismo de fixação tipo rótula com a posição do C.G. numa condição de estabilidade longitudinal. Neste primeiro teste, todos os quatro graus de liberdade disponíveis no mecanismo foram liberados. Desta forma, observou-se que o modelo estava longitudinalmente estável, mas com uma estabilidade lateral não satisfatória. O deslocamento vertical não foi utilizado porque não foi possível estabilizar o modelo para este movimento. Sendo assim, optou-se por travar o deslocamento vertical para se evitar quaisquer danos ao potenciômetro e demais componentes.

Portanto, para os teste de controle longitudinal, foi liberado somente o eixo de arfagem. Os servomotores do leme de direção e ailerões, foram utilizados somente para ajustar qualquer tendência de rolamento e guinada do modelo, de forma que, para os experimentos, não foram calibrados.

Para monitoramento do experimento, alteração dos parâmetros do controlador, trimagem do modelo e visualização da resposta do modelo, o sistema de controle desenvolvido no *Simulink* foi compilado através do *Matlab* e passou a ser gerenciado pelo *Control Desk*. A partir deste momento, foi desenvolvido, no *Control Desk*, um programa para gerenciamento e visualização dos dados de saída do experimento mostrados na Figura 4-13. As posições do CG. utilizadas nos experimentos são mostradas na Tabela 4-2 onde as distâncias são medidas a partir do nariz do modelo.

Tabela 4-2 – Posições do Centro de Gravidade

CG-1	CG-2	CG-3	CG-4
0,601 m	0,635 m	0,615 m	0,625 m

O túnel de vento foi ligado a uma velocidade aproximada de 15 m/s com o modelo fixado na posição CG-1. Nesta posição, foram feitos testes em malha aberta para se verificar a dinâmica do modelo. Neste primeiro teste, ajustou-se um controlador para aumentar o amortecimento, uma vez que o modelo possui um amortecimento baixo. Assim, utilizou-se o método da oscilação sustentada para se obter os valores dos ganhos do controlador. A partir daí, foram realizados vários testes se alterando os valores dos ganhos.

Um diagrama de blocos do sistema montado no *Simulink* é mostrado na Figura 4-12. Uma das chaves liga-desliga é usada para abrir e fechar a malha do sistema de controle enquanto a outra é utilizada para inserir e retirar um filtro digital.

Figura 4-12 - Diagrama de blocos do Programa desenvolvido no *Simulink* e Compilado no *Control Desk*.

A Figura 4-13 apresenta o programa desenvolvido no *Control Desk*, para gerenciamento e visualização dos dados de saída do experimento. A partir deste programa todos os parâmetros desejados podem ser alterados e o resultado é visualizado em tempo real.

Figura 4-13 - Programa desenvolvido no *Control Desk* para gerenciamento e visualização dos dados de saída do experimento

Os valores dos ganhos, para todos os testes realizados neste trabalho, foram alterados da seguinte forma. Primeiramente, obtém-se o valor do ganho crítico para ocorrer à oscilação sustentada. A partir desse valor, aplica-se o método de Ziegler e Nichols. Um primeiro valor do ganho proporcional é ajustado, altera-se o valor do derivativo para um primeiro valor e realiza-se uma série de experimentos alterando-se o valor do ganho do integrativo até que este comece a divergir o controlador. A seguir, altera-se o valor do derivativo para o segundo valor e altera-se novamente o valor do integrativo até o controlador divergir. Este processo é realizado até que o valor do derivativo seja alto o suficiente para divergir o controlador. A partir desta condição, é alterado o valor do proporcional para um segundo valor, e o processo de variação dos

valores do integrativo e do derivativo exposto, são realizados. Este processo é realizado até o momento em que o valor do proporcional seja muito baixo tornando a resposta do sistema ineficiente ou até que o valor do proporcional seja muito alto divergindo o controlador. A Tabela 4-3 mostra um exemplo deste procedimento.

Tabela 4-3 - Procedimento de alteração dos ganhos do controlador PID

P	I	D
11	0.0,0.4...2.0	1.0
11	0.0,0.4...2.0	1.5
11	0.0,0.4...2.0	2.0
11	0.0,0.4...2.0	2.5
11	0.0,0.4...2.0	3.0
12	0.0,0.4...2.0	1.0
⋮	⋮	⋮
15	0.0,0.4...2.0	3.0

Este procedimento de alteração dos valores dos ganhos do PID foi realizado com o objetivo de se obter um controlador eficiente e com menor exigência de atuação dos canards.

5. RESULTADOS E DISCUSSÕES

Este capítulo apresenta os resultados dos experimentos realizados no túnel de vento e suas respectivas análises.

Primeiramente é apresentado o resultado de uma simulação em malha aberta do modelo matemático para a posição CG-1. Este resultado é comparado com o experimento realizado nesta condição, também em malha aberta, com uma aproximação de um sistema de 2º ordem.

A seguir são apresentados os resultados obtidos dos experimentos realizados no túnel de vento, e por fim uma discussão desses resultados.

É importante ressaltar que após a realização dos experimentos utilizou-se a Equação (5-1) para se obter uma curva de ajuste ao dado experimental para cálculo de amortecimento e frequência natural de cada resultado. A curva de ajusta é obtida através da equação:

$$f(t) = Ae^{(-\zeta\omega_n t)} \cos(\omega_n t + \phi) + s \quad (5-1)$$

onde:

A = amplitude máxima do sinal;

ζ = coeficiente de amortecimento;

ω_n = frequência natural;

ϕ = diferença de fase;

s = desvio em relação ao eixo x. Pode ser definido como o ângulo de ataque de equilíbrio;

t = constante de tempo.

Para análise desta curva de ajuste utilizou-se o coeficiente de determinação quadrático ajustado (Ra^2), que quanto mais próximo de 1(um) melhor é o ajuste, sendo que, quando igual a um, a curva ajustada corresponde exatamente à curva experimental. As equações para o cálculo do Ra^2 são apresentadas no Apêndice D.

5.1. SIMULAÇÃO

Utilizando-se as Equações (3-22) e (3-23) e os valores estimados das derivadas de estabilidade conforme o Apêndice A, obtemos as matrizes A e B e também a matriz C de acordo com a saída desejável que no caso em questão é o $\dot{\theta}$.

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -5,0784 & -1,1405 \end{bmatrix} \quad (5-2)$$

$$B = \begin{bmatrix} -2,0759 \\ 17,9208 \end{bmatrix}$$

$$C = [1 \quad 0]$$

Para se obter a planta na forma de função de transferência utilizou-se o Matlab® obtendo-se a seguinte função de transferência:

$$\frac{\dot{\theta}}{\delta_c}(s) = \frac{-2,076s + 15,55}{s^2 + 1,141s + 5,078} \quad (5-3)$$

A Figura 5-1 mostra a resposta da planta a uma entrada impulso em malha aberta.

Figura 5-1 - Resposta a uma entrada impulso na planta em malha aberta.

As simulações foram realizadas aplicando-se uma entrada impulso na planta devido à limitação de $\pm 15^\circ$ da rótula de fixação, o que dificulta a aplicação de uma entrada degrau. Observa-se na Figura 5-1 que embora o modelo esteja numa condição estável ele possui um baixo amortecimento ($\zeta = 0.25$), o que justifica a inserção de um sistema de aumento de estabilidade para aumentar o amortecimento do sistema.

5.2. RESULTADOS EXPERIMENTAIS

Após a montagem do experimento e verificação da alimentação dos servos e potenciômetro, bem como a aquisição dos sinais, iniciou-se uma série de experimentos em malha aberta. Este experimento é importante para analisar a dinâmica do modelo (planta mais atuador). A velocidade do túnel de vento foi ajustada para aproximadamente 15 m/s e a taxa de aquisição dos sinais em 1×10^4 Hz.

Antes da apresentação dos resultados dos experimentos para a obtenção dos valores dos ganhos do controlador, algumas considerações são necessárias. A Figura 5-2 mostra a resposta do modelo à uma entrada impulso em malha aberta.

Figura 5-2— Resposta do modelo a uma entrada impulso em malha aberta.

Para se obter a frequência e o amortecimento deste sinal somente a região onde possui a perturbação e a resposta do modelo é selecionada. Nesta região selecionada é aplicada a equação (5-1) para se obter uma curva de ajuste exponencial e são calculados os respectivos valores desejados desta curva ajustada e posteriormente o coeficiente de determinação quadrático ajustado (Ra^2) entre ambas as curvas.

A Figura 5-3 mostra o resultado da análise desta figura. É importante lembrar que este teste foi realizado com a posição do CG-1, ou seja, em 0,601 m do nariz do modelo, a qual é uma condição estável. O valor do amortecimento é de 0,27, o qual é um valor baixo quando comparado com o valor ideal de projeto em torno de 0,707. O valor do coeficiente de determinação quadrático ajustado de aproximadamente 0,98 é bastante satisfatório. Como este foi um dos primeiros testes realizados, e em malha aberta, o valor do ângulo de ataque estabilizado é de $-2,1^\circ$, mostrando uma tendência do modelo que deve ser corrigida através de uma trimagem disponível no programa de gerenciamento do experimento de acordo com a necessidade.

Figura 5-3 - Análise da resposta do modelo a uma entrada impulso em malha aberta

Com os resultados de ω_n e ζ , podemos fazer uma aproximação para um sistema de 2º ordem, conforme a equação (5-4) e obtermos o resultado exposto na Figura 5-4.

$$\frac{\theta}{\delta_c}(s) = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} \quad (5-4)$$

Este experimento foi realizado com o objetivo de se fazer uma comparação com o simulação em malha aberta para analisar a coerência do modelo matemático para a malha aberta na condição CG-1. Analisando o gráfico da Figura 5-4, observa-se que esta aproximação para um modelo do sistema de 2º ordem é bastante coerente. A diferença entre a amplitude dos sinais ocorre devido à entrada impulso empregada na simulação da aproximação para o sistema de 2º ordem não ser exatamente a mesma do experimento. Outra observação importante a ser feita está no fato de que esta aproximação de 2º ordem não é satisfatória para a malha fechada, uma vez que a presença de um zero no sistema em malha fechada tem uma influência importante no comportamento da planta mais atuador.

Figura 5-4- Resposta a uma entrada impulso unitário - Modelo de um sistema de 2º ordem.

O experimento em malha aberta foi realizado por dez vezes e observou-se boa repetibilidade do mesmo.

A cada medição quatro gráficos eram salvos para visualização e posteriores análises. A Figura 5-5 mostra os sinais salvos de cada amostra do experimento para as posições CG-3 e CG-4. A designação AoA foi utilizada como Ângulo de Ataque, a qual é bastante utilizada na literatura, e no caso de um grau de liberdade é igual ao ângulo de arfagem. O termo delta canard, Figura 5-5 (b), corresponde ao sinal enviado ao servo do canard, durante todo o ensaio, e mostra o movimento que o canard realiza com o objetivo de estabilizar o modelo em arfagem, ou seja, é a ação de controle. O gráfico da Figura 5-5 (c) mostra a aquisição do sinal do potenciômetro antes do filtro enquanto que a Figura 5-5 (d) mostra este mesmo sinal após a inserção do filtro. A amplitude deste sinal é um décimo do valor da amplitude do sinal anterior ao filtro. É importante ressaltar que este é o sinal de realimentação do sistema.

Figura 5-5- Sinais de saída do programa de gerenciamento do experimento. Amostra $P = 11$, $I = 1.6$, e $D = 2.0$ em malha fechada.

5.2.1. Oscilação Sustentada em malha fechada

Utilizou-se o método das oscilações sustentadas, em malha fechada, para obter-se o valor do ganho do proporcional crítico, K_{cr} e, a partir daí, com o valor do período deste sinal, conforme explicado no capítulo três, obter-se uma indicação dos valores dos ganhos do PID. A Figura 5-6 mostra o resultado obtido sendo o K_{cr} de 1,5, onde tem-se P_{cr} igual a 1,38.

Figura 5-6 - Oscilações sustentadas com ganho proporcional de 1,5

Com este resultado, procedeu-se à realização dos experimentos conforme explicado no capítulo 4.

5.2.2. Experimentos com o Centro de Gravidade na posição 1

Como esta foi a primeira série de testes, varias alterações nos valores dos ganhos do controlador foram aplicadas sendo realizadas entre três e cinco medições de cada conjunto de parâmetros dos ganhos do PID totalizando 621 medições. A seguir são mostrados os resultados que representam o comportamento dos experimentos de acordo com as variações dos parâmetros do controlador. O CG esta numa condição estável.

Figura 5-7 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 0.3, I = 0.1$ e $D = 0.03$

Figura 5-8 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 0.4, I = 0.2$ e $D = 0.03$

Figura 5-9 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 0.6, I = 0.0$ e $D = 0.02$

Figura 5-10 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 0.9, I = 0.3$ e $D = 0.04$

5.2.3. Experimentos com o Centro de Gravidade na posição 2

Nesta posição do C.G., 0,635 m do nariz, o modelo esta instável com margem estática de -18%. A oscilação sustentada ocorreu com um ganho proporcional de 2.1.

Figura 5-11- Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 1.4, I = 0.0$ e $D = 0.02$

Figura 5-12 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 1.4, I=0.01$ e $D=0.005$

Figura 5-13 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 1.4, I=0.02$ e $D=0.025$

Figura 5-14 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P= 1.5, I= 0.02$ e $D=0.005$

Podemos observar até este momento que existe uma oscilação no modelo de $\pm 2,5^\circ$ mesmo após estabilizado e por isso o ajuste não foi satisfatório. Para tentar corrigir esta oscilação foi inserido um filtro digital na realimentação do sistema. Pelo fato da realimentação do sistema ser proveniente do sinal do potenciômetro, o qual observou-se possuir pequenos degraus, esta oscilação se justifica. Os testes a seguir foram realizados com um filtro digital passa baixa de 8º ordem do tipo *butterworth* com frequência de corte de 30 rad/s. Outro fato importante, ocorre nos valores do ganho do derivativo, que antes a inserção do filtro mostraram-se bastante sensíveis, divergindo a valores muito pequenos, e no experimento, observou-se que, desta forma, o ganho derivativo se mostrou ineficiente

5.2.4. Experimentos com o Centro de Gravidade na posição 3

O modelo fixado na posição CG-3 esta a 0,615 m do nariz da aeronave. Nesta condição ele esta com margem estática de -7%.

Figura 5-15 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 11$, $I = 0.0$ e $D = 1.0$

Figura 5-16 – Ação de controle para ganho $P = 11, I = 0.0$ e $D = 1.0$

Figura 5-17 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 11, I = 0.0$ e $D = 3.0$

Figura 5-18 – Ação de controle para ganho $P = 11, I = 0.0$ e $D = 3.0$

Figura 5-19 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 11, I = 0.4$ e $D = 2.0$

Figura 5-20 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 11, I = 0.8$ e $D = 1.5$

Figura 5-21 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 11, I = 1.6, D = 2.0$

Figura 5-22 – Ação de controle para ganho $P = 11$, $I = 1.6$ e $D = 2.0$

Figura 5-23 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 12$, $I = 0.0$ e $D = 1.5$

Figura 5-24 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 12, I = 1.6$ e $D = 2.5$

Figura 5-25 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 13, I = 0.0$ e $D = 1.5$

Figura 5-26 – Ação de controle para ganho $P = 13, I = 0.0$ e $D = 1.5$

Figura 5-27 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 13, I = 1.2$ e $D = 2.0$

Figura 5-28 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 13, I = 1.2$ e $D = 3.0$

Figura 5-29 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 13, I = 1.6$ e $D = 1.5$

Figura 5-30 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 15, I = 1.2$ e $D = 2.5$

Figura 5-31 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 18, I = 1.6$ e $D = 2.5$

Figura 5-32 – Ação de controle para ganho $P = 18, I = 1.6$ e $D = 2.5$

Os gráficos das Figura 5-16, 5-18, 5-22, 5-26 e 5-32 apresentam os sinais de ação de controle que são enviados ao servo do canard. Estes sinais são importantes para se analisar o movimento realizado pelo canard para estabilizar o modelo após uma perturbação.

É importante ressaltar que o comando do canard estava saturado em $\pm 23^\circ$ e portanto se o sinal enviado ao canard for superior a este valor ele não conseguirá atingi-lo.

5.2.5. Experimentos com o Centro de Gravidade na posição 4

A seguir são apresentados os resultados dos experimentos realizados com o modelo fixado na posição CG-4, ou seja, 0,625 m do nariz do modelo. Nesta condição, ele está com margem estática de -12%.

Figura 5-33 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 11, I = 0.0$ e $D = 1.9$

Figura 5-34 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 11, I = 0.7$ e $D = 1.9$

Figura 5-35 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 12, I = 0.0$ e $D = 1.5$

Figura 5-36 - Ação de controle para ganho $P = 12, I = 0.0$ e $D = 1.5$

Figura 5-37 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 12, I = 0.8$ e $D = 2.5$

Figura 5-38 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 12, I = 1.2$ e $D = 2.5$

Figura 5-39 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 13, I = 0.0$ e $D = 1.5$

Figura 5-40 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 13, I = 0.4$ e $D = 2.5$

Figura 5-41 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 13, I = 1.6$ e $D = 2.0$

Figura 5-42 - Ação de controle para ganho $P = 13, I = 1.6$ e $D = 2.0$

Figura 5-43 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 14, I = 0.4$ e $D = 2.0$

Figura 5-44 - Resposta a entrada impulso com os ganhos $P = 15, I = 0.4$ e $D = 2.5$

Figura 5-45 – Ação de controle para ganho $P = 15, I = 0.4$ e $D = 2.5$

5.3. ANÁLISE DOS RESULTADOS

A análise dos resultados, consiste da verificação e comparação de alguns parâmetros importantes obtidos através dos experimentos e simulação. Entre eles, destacamos o amortecimento, que deve estar próximo a 0,707, e o coeficiente de determinação quadrático ajustado (Ra^2), que indica se o ajuste feito foi satisfatório, lembrando que quanto mais próximo de 1 (um), melhor é o ajuste.

A simulação em malha aberta mostrou um resultado bem próximo aos experimentos realizados em malha aberta, embora tenha sido utilizado um método de cálculo das derivadas de estabilidade, que não é dos mais eficientes, por requerer dados tabelados obtidos em ensaios utilizando a aeronave em escala real. Nestes cálculos, quando um modelo em escala reduzida é utilizado, é necessário haver um ajuste dos parâmetros que pode levar a um acúmulo de erros.

Uma aproximação de 2º ordem para o modelo, representa de forma satisfatória o sistema em malha aberta. Porém, quando a malha é fechada a presença de um zero no sistema inviabiliza essa aproximação.

A comparação entre a simulação e o experimento realizada em malha aberta, Figura 5-1 e Figura 5-4, respectivamente, mostra que a simulação é bastante razoável. Os valores de amortecimento e frequência são bem próximos: frequência de 2,1 rad/s no experimento e de 2,3 rad/s na simulação e o coeficiente de amortecimento de 0,27 no experimento contra 0,25 na simulação. Na simulação, o valor da frequência é maior e coeficiente de amortecimento menor quando comparado ao experimental. Isso pode ser explicado por não haver a inserção de nenhum parâmetro de atrito da rótula na simulação, o qual, por menor que seja, justificaria a maior frequência e menor amortecimento na simulação.

Os resultados para as posições do centro de rotação CG-1 e CG-2 são interessantes para uma análise do comportamento do modelo. Porém, foram experimentos que mostraram grandes oscilações residuais quando o modelo deveria estar na condição de equilíbrio após uma determinada perturbação. Para a posição CG-1 esta oscilação não é tão grande porque o modelo está numa condição dinamicamente estável não exigindo muito do controle. Nesse caso ele tem a função de aumentar o valor do amortecimento reduzindo o tempo de retorno à condição de equilíbrio.

Já para a posição CG-2, as oscilações residuais se tornam bastante evidentes porque o modelo está numa condição consideravelmente instável, com uma margem estática de aproximadamente -18%. Como citado anteriormente, durante os experimentos considerou-se, num primeiro momento, que esta oscilação residual poderia ser proveniente de algum ruído no sistema de aquisição do sinal. Na tentativa de eliminar o ruído foi inserido um filtro digital passa baixa, de 8º ordem, do tipo *butterworth* com frequência de corte de 30 rad/s. Podemos observar na Figura 5-5 (d) que, após a inserção deste filtro, a amplitude do sinal do potenciômetro foi atenuada para um décimo do valor anterior ao filtro. A atenuação foi depois compensada com um aumento correspondente nos valores dos ganhos do PID. Ao analisar-se o sinal não filtrado do potenciômetro verificou-se que este era descontínuo, composto de pequenos degraus, devido a uma limitação mecânica do mesmo. A realimentação da derivada desse sinal gerava uma correção exagerada pelo sistema de controle e produzia as oscilações residuais.

Essas oscilações foram reduzidas drasticamente após a inserção do filtro, pelo efeito integrador que ele tem sobre o sinal. Assim, o sinal deixou de ter os degraus e passou a ser contínuo. Neste caso, o filtro não cortou nenhum ruído que estivesse

alterando o sinal, mas teve uma função integradora e poderia ser substituído por um integrador na saída do sinal do potenciômetro.

Foi nos experimentos com o centro de gravidade nas posições CG-3 e CG-4 que o derivativo passou realmente a desempenhar sua função de amortecer as oscilações de forma satisfatória. Os gráficos apresentados correspondentes aos experimentos com centro de gravidade nas posições CG-3 e CG-4 são bastante satisfatórios com um coeficiente de amortecimento em torno de 0,7 e com coeficiente de determinação quadrático ajustado acima de 0.90 na grande maioria dos gráficos.

Com os experimentos realizados na posição CG-3, margem estática de -7%, os resultados são bastante satisfatórios, pois os parâmetros de interesse, ζ e Ra^2 , estão bem próximos aos valores desejados, ou seja, $\zeta = 0,707$ e $Ra^2 > 0.90$. É importante ressaltar, que até o valor de $P = 15$, os valores desejados de ζ e Ra^2 são alcançados e que acima deste valor, o controlador fica na iminência de divergir.

Podemos observar nos gráficos das Figuras 5-16, 5-18, 5-22, 5-26 e 5-32 os sinais de ação de controle que são enviados ao servo do canard. Comparando a Figura 5-16 e 5-18 podemos observar a influência do derivativo aumentando o amortecimento do modelo. Entretanto, no segundo caso, o canard é bastante exigido com ângulos próximos a 25 graus. É importante ressaltar que o comando do canard estava saturado à $\pm 23^\circ$ e portanto se o sinal enviado ao canard for superior a este valor ele não conseguirá atingi-lo. Desta forma, sempre é desejado obter-se um controlador onde seja exigido o menor esforço possível das superfícies de controle.

As Figuras 5-22 e 5-26 apresentam duas situações de ação de controle que não exigiram muito da superfície de controle e que resultaram em respostas satisfatórias de amortecimento. A Figura 5-32 apresenta uma ação de controle numa condição onde o controlador esta na eminência de divergir e pode ser observado que o canard é bastante exigido e não consegue controlar o modelo satisfatoriamente.

Para a posição CG-4, margem estática de aproximadamente -12%, comparando as Figuras 5-33 e 5-34, observa-se que, para um ganho proporcional igual 11, o aumento no ganho do integrador gera uma diminuição no coeficiente de amortecimento requerendo um aumento no ganho derivativo.

Com $P = 12$, Figura 5-35 à Figura 5-38, os resultados dos experimentos têm a mesma tendência que aqueles com $P = 11$. Para $P = 13$, Figura 5-39 à Figura 5-41, os

resultados continuam tendo a mesma tendência, mas com a razão de amortecimento ficando em torno de 0,80 (com exceção da Figura 5-39).

As Figuras 5-36, 5-42 e 5-45 apresentam as ações de controle para três conjunto de ganhos do controlador e pode ser observado o comportamento da superfície de controle onde as mesmas observações feitas anteriormente para a condição CG-3 podem ser aplicadas.

Quando se aumenta muito o valor do proporcional, ou seja, a um valor próximo de K_{cr} , é necessário se aumentar também o valor do integrador e também do derivativo, o que resulta em um controlador bastante agressivo. Isso leva a um controle que exige muito do servo do canard, e também faz com que o controlador fique próximo à divergência, não se obtendo repetibilidade no experimento.

6. CONCLUSÕES

O objetivo de desenvolver um aparato experimental para a análise de sistemas automáticos de controle, com ensaios em túnel de vento, bem como a implementação de um sistema de aumento de estabilidade de um modelo de aeronave com configuração inerentemente instável foi alcançado.

Os resultados obtidos dos experimentos realizados no túnel de vento foram satisfatórios, obtendo-se sistemas de aumento de estabilidade para quatro diferentes posições do centro de gravidade.

O modelo físico construído, utilizando uma configuração de asa com enflechamento negativo e canard, possui as características de estabilidade desejadas, sendo um modelo bastante interessante para o desenvolvimento de sistemas de aumento de estabilidade. Sua fixação no túnel de vento através do mecanismo de fixação tipo rótula permitiu que fossem alteradas as condições de estabilidade do modelo a partir da posição CG-1 estável até uma posição CG-2 razoavelmente instável com margem de estática de aproximadamente -18%.

As curvas de ajuste utilizadas para calcular os valores de amortecimento e frequência foram satisfatórias, uma vez que a grande maioria das curvas de ajuste possui coeficiente de determinação quadrático ajustado maior que 0,90.

O procedimento utilizado para a obtenção dos parâmetros do controlador PID permitiu se analisar o comportamento do modelo e verificar experimentalmente as regiões a partir das quais os ganhos do proporcional, integral e derivativo se tornavam ineficientes ou divergentes.

Após a inserção do filtro, o sinal de realimentação proveniente do potenciômetro foi atenuado em 1/10, e integrado, fazendo com que oscilações residuais existentes no experimento anterior ao filtro fossem reduzidas ao se eliminar os pequenos degraus existentes no sinal do potenciômetro. Portanto, o filtro funcionou como um integrador.

Os sistemas de aumento de estabilidade implementados nas posições de CG-3 e CG-4 obtiveram os resultados desejados de amortecimento, próximos ao valor ideal de projeto de 0,707.

6.1. SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

Para prosseguimento das pesquisas iniciadas neste trabalho, algumas sugestões são propostas a seguir:

- a. Realização de uma série de experimentos com variação da velocidade, para se analisar o comportamento do modelo e do controlador;
- b. Utilizando a mesma metodologia empregada neste trabalho, desenvolver um sistema de aumento de estabilidade lateral;
- c. Aplicação de alguma técnica de ajuste que permita obter uma equação de ajuste do modelo físico ao experimental;
- d. Aplicação de alguma técnica de identificação de sistemas ao modelo físico, para obtenção de um modelo matemático coerente do modelo físico completo;
- e. Aperfeiçoamento do mecanismo de fixação para permitir maior ângulo de ataque e o estudo da possibilidade de se inserir mecanismos de segurança para evitar qualquer dano ao modelo em altos ângulos de ataque, em uma condição instável onde o controlador ainda não esteja conseguindo controlar o modelo;
- f. Alterações no modelo físico para que as superfícies de controle, canard e ailerões sejam comandadas independentemente.
- g. Após realização das sugestões d e f, pode-se implementar outras técnicas de controle como, por exemplo, sistemas de controle reconfigurável utilizando redes neurais.

7. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ÄSTROM, K.J., HÄGGLUND, T., (2004), Revisiting the Ziegler-Nichols step response method for PID control, *Journal of Process control*, vol.14, p. 635-650.

BLACKELOCK, J. H., (1991), *Automatic control of aircraft and missiles*, John Wiley & Sons, inc., 1991, USA. p. 7.

BISPLINGHOFF, R. L., ASHLEY, H., HALFMAN, R. L., (1996), *Aeroelasticity*, Dover Publications, inc, 1996, New York, p. 7-13.

CATALANO, F. M. (2001) – The new closed circuit Wind tunnel of the aircraft laboratory of University of São Paulo. In: 16th Brazilian Congress of Mechanical Engineering. [S.l.: s.n.}, vol.6, p. 306-312.

CASTRO, H. V. (2003), *Flying and Handling Qualities of a Fly-by-Wire Blended-Wing-Body Civil Transport Aircraft*, Tese (Doutorado), Cranfield University, School of Engineering, 2003, p. 85-97.

CLARKE, R., BURKEN, J. J., BOSWORTH, J. T., BAUER, J. E., (1994), X-29 flight control system: lessons learned, *International Journal of Control*, vol. 59, No.1, p. 199-219.

DIEDERICH, F.W., BUDIANSKY, B., (1948), Divergence of swept wings, NACA TN-1680.

dSPACE, 2001, DS1103 PPC Controller board, Installation and Configuration Guide, dSPACE, sep. 2001.

ENSEEIH (2002), Ecole Nationale Supérieure d'Electrotechnique, d'Electronique, d'Informatique, d'Hydraulique et des Télécommunications, Pagina eletrônica:

disponível em: <<http://www.enseeiht.fr/hmf/travaux/CD0102/optmfn/micp/reports/s17afsw/report/index.htm>>. Acesso em: 13 nov. 2004.

FAS (2002) – Federation of american scientists, Pagina eletrônica: disponível em: <<http://www.fas.org/man/dod-101/sys/ac/x-29.htm>> Acesso em: 02/11/2002

GINGRAS, D. R., PLAYER, J.J., BLAKE, W.B., (2001), Static and dynamic wind tunnel testing of air vehicles in close proximity, Atmospheric Flight Mechanics Conference & Exhibit in Association with Canadian Aeronautics and Space Institute, Montreal, CA, 6-9 aug.

HEEG, J. (2000), Dynamic Investigation of Static Divergence: Analysis and Testing, NASA TP-2000-210310.

HICKS, J. W., HUCKABONE, T., (1989), Preliminary flight-determined subsonic lift and drag characteristics of the X-29A forward-swept-wing airplane, NASA TM. 100409.

HINDS, H. A., COOK, M. V. (1994), On the use of a modified stepwise regression method to estimate aircraft stability derivatives from dynamic wind tunnel test data, Aerospace Vehicle Dynamic and Control, The institute of mathematics & its application conference series, new series number 47, Clarendon Press, Oxford.

ILIFF, K. W., WANG, K. S. C. (1996), X-29A Lateral-directional stability and control derivatives extracted from high-angle-of-attack flight data, NASA TP-3664.

KNIGHT, M., NOYES, R.W. (1932), Span load distribution as a factor in stability in roll, NACA Report No. 393.

LENNON, A. (1984), Canard - A revolution in flight, Aviation Publishers Division, Hummelstown, PA, USA, p.189-194.

LOMBARDI, G., MORELLI, M., (1994), Pressure measurement on a forward-swept wing-canard configuration, Journal of Aircraft, vol. 31, No.2, p. 469-472.

McCORMACK, G. M., STEVENS, V. I. (1947), An investigation of the low-speed stability and control characteristics of swept-forward and swept-back wings in the AMES 40- by 80- foot wind tunnel, NACA RM No. A6K15.

McREUER, GRAHAM, (1981), Eight years of flight control: triumphs and pitfalls of the systems approach, *Journal of Guidance and Control*, vol. 4, No. 4, p. 353-362, jul-aug.

MORELLI, E. A., DELOACH, R. (2003), Wind tunnel database development using modern experiment design and multivariate orthogonal functions, *AIAA 41st AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, NV. jan.6-9.

MUNK, M. M. (1924), Note on the relative effect of the dihedral and the sweep back of airplane wings, *NACA TN-177*, jan.

OGATA, K., (2003), *Engenharia de controle moderno*, 4 ed. São Paulo, ed. Prentice Hall

OYIBO, G. A., (1984), Generic approach to determine optimum aeroelastic characteristics for composite forward-swept-wing aircraft, *AIAA Journal*, vol. 22, No. 1, p.117-123, jan.

QUINN, W. W., (1986), Multivariable control of a forward swept wing aircraft. Dissertação (mestrado) – Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, 1986, p. 10-20.

ROSKAM, J. (2000), Preliminary calculation of aerodynamic, thrust and power characteristics, Kansas, DARcorporation.

SALTZMAN, E. J., HICKS, J. W. (1994), In-flight lift-drag characteristics for a forward-swept wing aircraft (and comparisons with contemporary aircraft), *NASA TP-3414*.

STEVENS, B. L., LEWIS, F. L. (1992), *Aircraft Control and Simulation*, John Wiley & Sons, New York, p.51-52.

STONE, R. W., DAUGHTRIDGE, L. T. (1948), The influence of dimensional modifications upon the spin and recovery characteristics of a tailless model having its wings swept forward 15° (Cornelius XFG-1), *NACA RM No. SL8H17*.

SUNG, S.W., LEE, I-N, LEE, J., (1998), New process identification method for Automatic design of PID controllers, *Automatica*, vol. 34, No. 4, p. 513-520.

TU, E. L., (1994), Vortex-wing interaction of close-coupled canard configuration, *Journal of Aircraft*, vol. 31, No. 2, p. 314-321.

UHUAD, G.C., WEEKS, T. M., LARGE, R., (1983), Wind tunnel investigation of transonic aerodynamic characteristics of Forward swept wings, *Journal of Aircraft*, vol.20. No. 3, p. 195-202, mar.

UNDERWOOD, P.J., OWENS, L.R., WAHLS, R.A., WILLIAMS, S.,(2003), X-29 High alpha test in the national transonic facility, 41st AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, NV. jan. 6-9.

VODA, A.A., LANDAU, L.D., (1995), A method for the auto-calibration of PID controllers, *Automatica*, vol. 32, No. 1, p. 41-53.

WEISSHAAR, T. A., (1979), Divergence of forward swept composite wings, *Journal of Aircraft*, vol. 17, No. 6, p. 442-448.

7.1. REFERÊNCIAS COMPLEMENTARES

ETKIN, B., REID, L. D. (1996), *Dynamics of Flight, stability and control*, 3 ed., USA, John Wiley & Sons, Inc., p. 107-117.

NELSON, R.C. (1989), *Flight stability and automatic control*, ed. International, Singapore, McGraw-Hill, p. 83-130.

PERKINS, C.D., HAGE, R.E, (1949), *Airplane Performance, Stability and Control*, John Wiley & Sons, New York.

ROSKAM, J. (1979), *Airplane flight dynamics and automatic flight controls*, Part I, 2 ed., Ottawa, Roskan Aviation and Engineering Corporation.

APÊNDICE A

ESTIMAÇÃO DAS DERIVADAS DE ESTABILIDADE

Para a estimação das derivadas de estabilidade baseou-se nos métodos descritos por ROSKAM (2000). Portanto, os gráficos citados para obtenção de alguns parâmetros estão contidos nesta respectiva referência.

Cálculo de $C_{m\alpha}$ – Derivada do Momento de arfagem devido ao ângulo de ataque

$$C_{m\alpha} = \left(\frac{dC_m}{dC_L} \right) C_{L\alpha}$$

$\frac{dC_m}{dC_L}$ - variação do momento de arfagem da aeronave devido ao coeficiente de sustentação.

$$\frac{dC_m}{dC_L} = \bar{x}_{cg} - \bar{x}_{acA}$$

$\bar{x}_{acA}$ é localização do centro aerodinâmico do avião em frações da corda geométrica principal (m.g.c)

$$\bar{x}_{acA} = \frac{\bar{x}_{acwb} - \left(\frac{C_{La_c}}{C_{La_{wb}}} n_c \frac{Sc}{S} \bar{x}_{ac_c} \left(1 + \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \right)}{1 - \left(\frac{C_{La_c}}{C_{La_{wb}}} n_c \frac{Sc}{S} \bar{x}_{ac_c} \left(1 + \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \right)}$$

$$\bar{x}_{acwb} = \frac{x}{\bar{c}} - \frac{\Delta X_h}{\bar{c}}$$

onde: $x = 48.8$,

$$\frac{\Delta X_h}{\bar{c}} = \left(\frac{c_r}{\bar{c}} \frac{d^2 F}{a S} G \left(1 + 0,15 \left(\frac{h}{d} - 1 \right) \right) \right) - (K_1 + \lambda K_2)$$

$a = 6,1$,

$$\frac{\Delta X_h}{\bar{c}} = 0.0319$$

$$\bar{x}_{acwb} = 0,2183$$

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 0,2$$

$$\bar{x}_{ac_c} = 0,9617$$

$$\bar{x}_{acA} = 0.0245$$

$$\bar{x}_{CG.} = -0,1385$$

$$\frac{dC_m}{dC_L} = -0,1385 - 0,0245 = -0,163$$

$$C_{L\alpha} = 4,75$$

$$C_{m\alpha} = -0,77$$

Cálculo de $C_{m\dot{\alpha}}$ - Momento de arfagem devido a relação do angulo de ataque

$$C_{m\dot{\alpha}} = -2 \left(C_{L\alpha_h} \right) n_h (\bar{V}_h) (\bar{x}_{ac_h} - \bar{x}_{cg}) \left(\frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)$$

$$C_{m\dot{\alpha}} = -2 \left(C_{L\alpha_c} \right) n_c (\bar{V}_c) (\bar{x}_{ac_c} - \bar{x}_{cg}) \left(\frac{d\varepsilon_c}{d\alpha} \right)$$

$$n_c = \frac{q}{q_c} = 1$$

$$\bar{V}_c = (\bar{x}_{ac_c} + \bar{x}_{cg}) \frac{S_c}{S}$$

$$\text{onde: } \bar{x}_{ac_c} = \frac{x_{ac_c}}{\bar{c}}, \text{ e, } \bar{x}_{cg} = \frac{x_{cg}}{\bar{c}}$$

$$\bar{V}_c = 0,25$$

$$C_{m\dot{\alpha}} = -0,26$$

Cálculo de C_{mq} - Derivada Momento de arfagem

$$C_{mq} = C_{mq_w} + C_{mq_h} + C_{mq_c}$$

$$C_{mq_h} = 0$$

$$C_{mq_w} = \left(C_{mq_w} \right)_{M=0} \times \left(\frac{\frac{A^3 \lg^2 \Lambda_{c/4}}{A B + 6 \cos \Lambda_{c/4}} + \frac{3}{B}}{\frac{A^3 \lg^2 \Lambda_{c/4}}{A + 6 \cos \Lambda_{c/4}} + 3} \right)$$

B=1, portanto:

$$C_{m_{q_w}} = (C_{m_{q_w}})_{M=0}$$

$$(C_{m_{q_w}})_{M=0} = -k_w C_{L_{\alpha_w}} \cos \Lambda_{c/4} \left\{ \frac{A \left[2 \left(\frac{x_w}{\bar{c}} \right)^2 + 0,5 \left(\frac{x_w}{\bar{c}} \right) \right]}{(A + 2 \cos \Lambda_{c/4})} + \frac{A^3 \tan^2 \Lambda_{c/4}}{24(A + 6 \cos \Lambda_{c/4})} + \frac{1}{8} \right\}$$

onde:

k_w é encontrado na figura 10.40, $k_w = 0,7$

x_w é encontrado na figura 10.39, $x_w = 63,24$

$$(C_{m_{q_w}})_{M=0} = -0.9597$$

$$C_{m_{q_w}} = -0.9597$$

$$C_{m_{q_c}} = -2 (C_{L_{\alpha_c}})_{n_c} (\bar{V}_c) (\bar{x}_{ac_c} + \bar{x}_{CG})$$

$$\bar{x}_{CG} = -0.1385$$

$$\bar{x}_{ac_c} = 0.9617$$

$$C_{m_{q_c}} = -0.8271$$

$$C_{m_q} = -1,784$$

Cálculo do C_{m_u} - Derivada do momento de arfagem devido a velocidade

$$C_{m_u} = C_{L_1} \left(\frac{\partial \bar{x}_{ac_A}}{\partial M} \right)$$

$$C_{L_1} = 0,606$$

$$\bar{x}_{ac_A} = -0,0686$$

$$C_{m_u} = 0,042$$

Cálculo de $C_{L\dot{\alpha}}$ - Derivada de sustentação em relação ao ângulo de ataque

$$C_{L\dot{\alpha}} = 2 (C_{L\alpha_h}) n_h (\bar{V}_h) \left(\frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)$$

$$C_{L\dot{\alpha}} = 2 (C_{L\alpha_c}) n_c (\bar{V}_c) \left(\frac{d\varepsilon_c}{d\alpha} \right)$$

$$C_{L\dot{\alpha}} = 0,237$$

Cálculo de $C_{L\alpha}$ - Inclinação da curva de sustentação de uma aeronave

A inclinação da curva de sustentação de uma aeronave pode ser estimada por:

$$C_{L\alpha} = C_{L\alpha_{wf}} + C_{L\alpha_h} n_h \left(\frac{S_h}{S} \right) \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) + C_{L\alpha_c} n_c \left(\frac{S_c}{S} \right) \left(1 + \frac{d\varepsilon_c}{d\alpha} \right)$$

os termos com subscrito h são iguais a 0. Então:

$$C_{L\alpha} = C_{L\alpha_{wf}} + C_{L\alpha_c} n_c \left(\frac{S_c}{S} \right) \left(1 + \frac{d\varepsilon_c}{d\alpha} \right)$$

$$C_{L\alpha_{wf}} = C_{L\alpha_w} k_{wf}$$

onde:

$$k_{wf} = 1 + \left(\frac{d_f}{b} \right) - 0,25 \left(\frac{d_f}{b} \right)^2$$

d_f = diâmetro da fuselagem

b = envergadura

$$k_{wf} = 0,9997$$

$$C_{L\alpha_w} = \frac{2\pi A}{\left\{ 2 + \left[\left(\frac{A^2 B^2}{k^2} \right) \left(1 + \frac{\tan^2 \Lambda_{c/2}}{B^2} \right) + 4 \right]^{1/2} \right\}}$$

$$B = (1 - M^2)^{1/2} \quad B = 1 \text{ para número de Mach baixo.}$$

$$k = (c_{l_\alpha})_{em} M^{l(2\pi/B)} = 0.97$$

$$C_{L_{\alpha_w}} = 3,89$$

$$C_{L_{\alpha_{wf}}} = 3,89$$

$$C_{L_{\alpha_c}} = \frac{2\pi A_c}{\left\{ 2 + \left[\left(\frac{A_c^2 B_c^2}{k^2} \right) \left(1 + \frac{tg^2 \Lambda_{c/2}}{B_c^2} \right) + 4 \right]^{1/2} \right\}}$$

$$C_{L_{\alpha_c}} = 2,37$$

$$\frac{d\varepsilon_c}{d\alpha} = 0.1$$

$$C_{L_\alpha} = 4,75$$

$$\text{obs: } C_{L_1} = \frac{mg}{qS}$$

Cálculo de C_{Lq} - Derivada de sustentação devido a arfagem

$$C_{Lq} = C_{L_{q_w}} + C_{L_{q_h}} + C_{L_{q_c}}$$

$$C_{L_{q_w}} = \left(\frac{A + 2 \cos \Lambda_{c/4}}{AB + 2 \cos \Lambda_{c/4}} \right) (C_{L_{q_w}})_{M=0}$$

$$(C_{L_{q_w}})_{M=0} = \left(0,5 + 2 \frac{x_w}{\bar{c}} \right) C_{L_{\alpha_w}}$$

$$x_w = 63,24$$

$C_{L_{\alpha_w}}$ é inclinação da curva de sustentação média da asa na cora média pode ser usado. = 3,92

$$B = \left[1 - M^2 \left(\cos \Lambda_{c/4} \right)^2 \right]^{1/2} = 0,998$$

$$(C_{L_{q_w}})_{M=0} = 4.55$$

$$C_{L_{q_c}} = -2(C_{L_{\alpha_c}})n_c \bar{V}_c$$

$$n_c = \frac{q}{q_c} = 1$$

$$\bar{V}_c = (\bar{x}_{ac_c} + \bar{x}_{cg}) \frac{S_c}{S}$$

$$\text{onde: } \bar{x}_{ac_c} = \frac{x_{ac_c}}{\bar{c}_c}, \text{ e, } \bar{x}_{cg} = \frac{x_{cg}}{\bar{c}_c}$$

$$\bar{V}_c = 0,25$$

$$C_{L_{q_c}} = -1,19$$

$$C_{L_q} = 3.37$$

Cálculo de C_{L_u} - Derivada de sustentação devido a velocidade

$$C_{L_u} = \frac{\left[M_1^2 \left(\cos \Lambda_{c/4} \right)^2 C_{L_1} \right]}{1 - M_1^2 \left(\cos \Lambda_{c/4} \right)^2}$$

onde:

M_1 é o número de *Mach* no vôo em equilíbrio

$$C_{L_1} = \frac{n m g}{q S}, n=1, mg = W$$

$$C_{L_1} = 0,606$$

$$C_{L_u} = 0,00185$$

Cálculo de C_{D_w} - Coeficiente de arrasto da asa subsônico

$$C_{D_w} = C_{D_{0_w}} + C_{D_{L_w}}$$

$$C_{D_{0_w}} = (R_{wf})(R_{LS})(C_{f_w}) \left(1 + L' \left(\frac{t}{c} \right) + 100 \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right) \frac{S_{wet_w}}{S}$$

$$R_{wf} = 0,9 \quad \text{Fator de interferência asa-fuselagem}$$

$$R_{LS} = 1,4 \quad \text{Fator de correção de sustentação.}$$

$$C_{f_w} = 0,0039 \quad \text{Coeficiente de fricção placa plana turbulenta da asa.}$$

$$L' = 2,0 \quad \text{Parâmetro de localização da espessura do aerofólio}$$

$$S_{wet} = 2S_{exp} \left[1 + 0,25 \left(\frac{t}{c} \right)_r \frac{1 + \tau \lambda}{1 + \lambda} \right]$$

$$S_{exp} = \frac{23 \times 91,2}{2} x (1 + 0,58) = 1657,10 \text{ cm}^2$$

$$\tau = \frac{(t/c)_t}{(t/c)_r} = \frac{0,12}{0,12} = 1$$

$$S_{wet} = 3413,63 \text{ cm}^2$$

$$C_{D_{0_w}} = 0,012$$

$$C_{D_{L_w}} = \frac{(C_{L_w})^2}{\pi A e} + 2\pi C_{L_w} \varepsilon_t v + 4\pi (\varepsilon_t)^2 w, \text{ onde } \varepsilon_t = 0$$

$$C_{D_{L_w}} = \frac{(C_{L_w})^2}{\pi A e}$$

$$e = 0,96$$

$$C_{L_w} = C_{L_1} - C_{L_c} \frac{S_c}{S}$$

em projeto preliminar é aceito com precisão suficiente que:

$$C_{L_w} = 1.05 C_{L_1} = 0,636$$

$$C_{D_{L_w}} = 0,0281$$

$$C_{D_w} = 0,04$$

Cálculo de $C_{D_{fus}}$ - coeficiente de arrasto da fuselagem –subsônico.

$$C_{D_{fus}} = C_{D_{0_{fus}}} + C_{D_{L_{fus}}}$$

$$C_{D_{0_{fus}}} = \left\{ R_{wf} \cdot C_{f_{fus}} \left[1 + \frac{60}{(l_f/d_f)^3} + 0,0025 \left(\frac{l_f}{d_f} \right) \right] \frac{S_{wet_{fus}}}{S} \right\} + C_{D_{b_{fus}}}$$

$$C_{f_{fus}} = 0,0027$$

$l_f = 1130$ - comprimento da fuselagem

$d_f = 101,6$ - diâmetro máximo da fuselagem

$$S_{wet_{fus}} = 3217,68$$

$$C_{D_{b_{fus}}} = \left[\frac{0,029 \left(\frac{d_b}{d_f} \right)^3}{\left(C_{D_{0_{fus-base}}} \left(\frac{S}{S_{fus}} \right) \right)^{1/2}} \right] \left(\frac{S}{S_{fus}} \right)$$

$$S_{fus} = 648,59$$

$d_b = 70$ - diâmetro base da fuselagem

$C_{D_{0_{fus-base}}}$ Coeficiente de arrasto, a zero sustentação, da fuselagem excluindo a base.

$$C_{D_{0_{fus-base}}} = \left\{ R_{wf} \cdot C_{f_{fus}} \left[1 + \frac{60}{(l_f/d_f)^3} + 0,0025 \left(\frac{l_f}{d_f} \right) \right] \frac{S_{wet_{fus}}}{S} \right\}$$

$$C_{D_{0_{fus-base}}} = 0,0049$$

$$C_{D_{b_{fus}}} = 0,0309$$

$$C_{D0_{fus}} = 0,0358$$

$$C_{D_{L_{fus}}} = 2\alpha^2 \left(\frac{S_{b_{fus}}}{S} \right) + n \cdot c_{d_c} \alpha^3 \left(\frac{S_{plf_{fus}}}{S} \right)$$

α - é o ângulo de ataque da fuselagem, em radianos, que é o mesmo do avião.

$$\alpha = \left(\frac{\left(\frac{W}{qS} \right) - C_{L_0}}{C_{L_\alpha}} \right)$$

C_{L_0} - coeficiente de sustentação do avião a zero ângulo de ataque.

$$C_{L_0} = 0$$

$$\alpha = 0,1025 \text{ rad.}$$

$S_{b_{fus}}$ - área base da fuselagem

$$S_{b_{fus}} = 2 \pi r^2 = 161,827 \text{ cm}^2$$

n - razão entre o arrasto de um cilindro finito e um infinito

$$n = 0,68$$

c_{d_c} - coeficiente de arrasto do escoamento transversal de um cilindro circular.

$$c_{d_c} = 1,2$$

$S_{plf_{fus}}$ - área da lateral da fuselagem .

$$S_{plf_{fus}} = 1056,64$$

$$C_{D_{L_{fus}}} = 0,00249$$

$$C_{D_{fus}} = 0,383$$

Cálculo de C_{X_α} - Derivada .

$$C_{X_\alpha} = -C_{D_\alpha} + C_{L_1}$$

$$C_{D_\alpha} = \frac{2C_{L_1}}{\pi A e} C_{L_\alpha}$$

$$e = \frac{1,1 \left(\frac{C_{L_{\alpha_w}}}{A} \right)}{R \left(\frac{C_{L_{\alpha_w}}}{A} \right) + (1-R)\pi} \text{ - fator de eficiência da envergadura (coeficiente de}$$

Oswald)

R – parâmetro de sucção do bordo de ataque

L.E. radius: 1,58 por cento da corda.

$$R = 0,95$$

$$e = 0,70$$

$$C_{X_\alpha} = 0,055$$

Cálculo de C_{D_0}

$$C_{D_0} = \frac{f}{S}$$

f – área parasita equivalente

$C_f = 0,006$ – coeficiente de arrasto de fricção.

$$Re = 236659$$

$S_{wet} = 3,56 ft^2$ unidade em pés para se utilizar tabelas internacionais *9 (fator de escala).

$$C_{D_0} = 0,0302$$

Cálculo de C_{X_u} - Derivada de amortecimento relativo a velocidade

$$C_{X_u} = -C_{D_u}$$

$$C_{D_u} = M_1 \left(\frac{\partial C_D}{\partial M} \right)$$

$$C_D = C_{D_0} + \frac{(CL)^2}{\pi A e}$$

$$C_D = 0,0655$$

M_1 numero de *Mach* no vôo em equilíbrio

DERIVADAS DE CONTROLE

Cálculo de $C_{L_{\delta_c}}$ - Derivada de sustentação devido a deflexão do canard

$$C_{L_{\delta_c}} = (\alpha_{\delta_c}) C_{L_{i_c}}$$

$$(\alpha_{\delta_c}) = k_b \left(\frac{c_{l_{\delta}}}{(c_{l_{\delta}})_{teórico}} \right) (c_{l_{\delta}})_{teórico} \left(\frac{k'}{c_{l_{\alpha_c}}} \right) \left(\frac{(\alpha_{\delta}) C_L}{(\alpha_{\delta}) C_L} \right)$$

onde:

k_b é o fator da envergadura do canard

$$k_b \approx 0,63$$

* obs: nas fig. 8,13, 8,14, 8,15 e 8,53 usar $\frac{c_{\delta_c}}{c_c}$ no lugar de $\frac{c_f}{c_c}$

$$\left(\frac{c_{l_{\delta}}}{(c_{l_{\delta}})_{teórico}} \right) \text{ é encontrada na figura 8.15 - } \frac{c_f}{c_c} = 0,25$$

$$\left(\frac{c_{l_{\delta}}}{(c_{l_{\delta}})_{teórico}} \right) = 0,93$$

$$(c_{l_{\delta}})_{teórico} = 6$$

$k'=0,55$ - é o fator de correção em consideração as não linearidades na deflexão em altos ângulos do canard. $c_{l_{\alpha_c}}$ é a inclinação da curva de sustentação do aerofólio de canard.

$$c_{l_{\alpha_c}} = 6.1$$

$$\left(\frac{(\alpha_{\delta})_{C_L}}{(\alpha_{\delta})_{C_L}} \right) = 1.05$$

$$(\alpha_{\delta_c}) = 0.33$$

$C_{L_{i_c}}$ derivada de sustentação devido ao ângulo de incidência do canard

$$C_{L_{i_c}} = n_c \left(\frac{S_c}{S} \right) C_{L_{\alpha_c}}$$

$$C_{L_{i_c}} = 0,718$$

$$C_{L_{\delta_c}} = 0,239$$

Cálculo de $C_{D_{\delta_c}}$ - Derivada de Arrasto devido ao canard

$$C_{D_{\delta_c}} = (\alpha_{\delta_c}) C_{D_{i_c}}$$

$C_{D_{i_c}}$ - derivada do arrasto devido ao ângulo de incidência do canard

$$C_{D_{i_c}} = 2 \left(\frac{C_{L_c}}{\pi A_c e_c} \right) C_{L_{\alpha_c}} n_c$$

$$e_c = 0,5 \quad (\text{pg 69 Roskan, part VI})$$

$$C_{L_c} = (C_{L_{i_c}}) i_c \text{ ou}$$

$$C_{L_c} = (C_{L_{\delta_c}}) \delta_c$$

$$\delta_c = 30^\circ = 0,524 \text{ rad}$$

$$C_{L_c} = 0,1252$$

$$C_{D_{i_c}} = 0,199$$

$$C_{D_{\delta_c}} = 0,065$$

Cálculo de $C_{M_{\delta_c}}$ – Derivada do momento de arfagem relativo ao canard

$$C_{m_{\delta_c}} = (\alpha_{\delta_c}) C_{m_{i_c}}$$

$C_{m_{i_c}}$ - derivada do momento de arfagem devido o ângulo de incidência do canard (também chamada de força de controle do canard)

$$C_{m_{i_c}} = (C_{L_{\alpha_c}}) n_c \bar{V}_c$$

$$C_{m_{i_c}} = 0,5914$$

$$C_{m_{\delta_c}} = 0,197$$

$$X_{\delta_c} = \frac{-q \cdot S}{m} \cdot C_{D_{\delta_c}} = X_{\delta_c} = -0,5774$$

$$Z_{\delta_c} = \frac{-q \cdot S}{m} \cdot C_{L_{\delta_c}} = Z_{\delta_c} = -2,0579$$

$$M_{\delta_c} = \frac{-q \cdot S \cdot \bar{c}}{I_y} \cdot C_{m_{\delta_c}} = M_{\delta_c} = 19,4454$$

APÊNDICE B

DESENHOS DA RÓTULA E DO MODELO

Item	No.	Qtde.	Descrição
1	001	1	Eixo para translação em Z
2	002	1	Peça para rotação em X
3	003	1	Peça para rotação em X com ajuste
4	004	1	Peça para rotação em Y
5	005	1	Peça para rotação e translação em Z
6	006	1	Trava da rotação em Z
7	007	4	Parafuso de ajuste de rotação
8	008	4	Parafuso de fixação dos rolamentos
9	009	4	Espaçador dos rolamentos
10	010	1	Porca de fixação da trava
11	011	1	Rolamento SKF LBBR10
12	012	4	Rolamento SKF 619/5-2Z

Parte número	No. de peças	Escala	Tolerância	Material
	1	1:1	0.5	
Conjunto do suporte			Projeto	
			Departamento/Setor	
			Núcleo de Pesquisas em Aeronáutica	

Item	No.	Qtde.	Descrição
1	001	1	Eixo para translação em Z
2	002	1	Peça para rotação em X
3	003	1	Peça para rotação em X com ajuste
4	004	1	Peça para rotação em Y
5	005	1	Peça para rotação e translação em Z
6	006	1	Trava da rotação em Z
7	007	4	Parafuso de ajuste de rotação
8	008	4	Parafuso de fixação dos rolamentos
9	009	4	Espaçador dos rolamentos
10	010	1	Porca de fixação da trava
11	011	1	Rolamento SKF LBBR10
12	012	4	Rolamento SKF 619/5-2Z

Parte número	No. de peças	Escala	Tolerância	Material
Conjunto do suporte		1:1	Projeto	
			Suporte para modelos no túnel de vento	
			Departamento/Setor Núcleo de Pesquisas em Aeronáutica

Parte número 001	No. de peças 1	Escala 1:1	Tolerância 0,1 mm	Material Aço inox
Eixo para translação em Z			Projeto	
			Suporte para modelos no túnel de vento	
			Departamento/Setor	
			Núcleo de Pesquisas em Aeronáutica

Parte número 003	No. de peças 1	Escala 2:1	Tolerância 0,1 mm	Material Duralumínio
Peça para rotação em X com ajuste			Projeto	
			Departamento/Setor	
			Núcleo de Pesquisas em Aeronáutica

Parte número 004	No. de peças 1	Escala 2:1	Tolerância 0,1 mm	Material Duralumínio
Peça para rotação em Y			Projeto	
			Suporte para modelos no túnel de vento	
			Departamento/Setor	
			Núcleo de Pesquisas em Aeronáutica

Parte número 005	No. de peças 1	Escala 2:1	Tolerância 0,1 mm	Material Duralumínio
Peça para rotação e translação em Z			Projeto	
			Suporte para modelos no túnel de vento	
			Departamento/Setor	
			Núcleo de Pesquisas em Aeronáutica

Parte número 006	No. de peças 1	Escala 2:1	Tolerância 0,1 mm	Material Aço inox
Trava da rotação em Z			Projeto Suporte para modelos no túnel de vento	
			Departamento/Sector Núcleo de Pesquisas em Aeronáutica

LISTA DE PEÇAS		
Item	Qtde.	Descrição
1	1	Empenagem
2	1	Nariz
3	1	Fusclagem
4	1	Asa
5	2	Canard
6	1	Tampa da Fuselagem

Parte número Montagem	No. de peças	Escala 1:10	Tolerância	Material
Vista explodida do modelo			Projeto	
			Peças do Modelo	
			Departamento/Setor Núcleo de Pesquisas em Aeronáutica

Parte número	No. de peças	Escala	Tolerância	Material
001	1	1 : 4		
Empenagem			Projeto	Peças do Modelo
			Departamento/Setor	Núcleo de Pesquisas em Aeronáutica

Parte número	No. de peças	Escala	Tolerância	Material
002	2	1 : 2		
Nariz			Projeto	Peças do Modelo
			Departamento/Sector	Núcleo de Pesquisas em Aeronáutica

Parte número 003	No. de peças 3	Escala 1:4	Tolerância 0,1 mm	Material PVC
Fuselagem			Projeto	
			Peças do Modelo	
			Departamento/Sector	
			Núcleo de Pesquisas em Aeronáutica

Parte número	No. de peças	Escala	Tolcrância	Material
004	4	1:7		
Asa - Enflechamento Negativo		Projeto		
		Pecas do Modelo		
		Departamento/Sector		
		Núcleo de Pesquisas em Aeronáutica

Parte número	No. de peças	Escala	Tolerância	Material
005	5	1 : 2		
Canard		Projeto		
		Peças do Modelo		
		Departamento/Sector		
		Núcleo de Pesquisas em Aeronáutica

Parte número 006	No. de peças 6	Escala 1 : 5	Tolerância 0.5 mm	Material PVC
Tampa da Fuselagem			Projeto	
			Pecas do Modelo	
			Departamento/Sector	
			Núcleo de Pesquisas em Aeronáutica	

APÊNDICE C

DADOS PARA CALIBRAÇÃO DO SERVO E POTENCIÔMETRO

Tabela C-1 – Dados obtidos para Calibração do servomotor do canard e potenciômetro

Servo motor do Canard		Potenciômetro	
Largura de pulso (%)	Ângulo (°)	Distância (m)	Tensão (V)
0,061	22,0	0,606	0,599
0,062	21,0	0,610	0,604
0,063	20,0	0,620	0,609
0,064	19,0	0,630	0,615
0,065	17,9	0,640	0,619
0,066	16,8	0,650	0,629
0,067	15,8	0,660	0,634
0,068	14,8	0,670	0,640
0,069	13,5	0,680	0,645
0,070	12,5	0,690	0,649
0,071	11,4	0,700	0,655
0,072	10,3	0,710	0,661
0,073	9,4	0,720	0,665
0,074	8,0	0,730	0,670
0,075	7,0	0,740	0,677
0,076	6,0	0,750	0,681
0,077	5,1	0,760	0,685
0,078	4,0	0,770	0,688
0,079	3,0	0,780	0,691
0,080	2,0	0,790	0,699
0,081	1,0	0,800	0,702
0,082	0,0	0,810	0,707
0,083	-0,9	0,820	0,710
0,084	-2,0	0,830	0,711
0,085	-2,9	0,840	0,717
0,086	-3,9	0,850	0,719
0,087	-4,9	0,860	0,723
0,088	-5,7	0,870	0,725
0,089	-6,4	0,880	0,730
0,090	-7,4	0,886	0,730
0,091	-8,2	0,880	0,728
0,092	-9,1	0,870	0,725
0,093	-10,0	0,860	0,723
0,094	-10,8	0,850	0,721
0,095	-11,5	0,840	0,716
0,096	-12,4	0,830	0,711
0,097	-13,0	0,820	0,708
0,098	-13,9	0,810	0,706
0,099	-14,5	0,800	0,701
0,100	-15,2	0,790	0,696
0,101	-15,8	0,780	0,691
0,102	-16,4	0,770	0,689
0,103	-17,0	0,760	0,685
0,104	-17,6	0,750	0,679
0,105	-18,0	0,740	0,674
0,106	-18,8	0,730	0,670
0,107	-19,1	0,720	0,665
0,108	-19,7	0,710	0,661
0,109	-20,0	0,700	0,653
0,110	-20,5	0,690	0,649
0,111	-20,9	0,680	0,645
0,112	-21,2	0,670	0,639
0,113	-21,8	0,660	0,630
0,114	-22,0	0,650	0,625
0,115	-22,2	0,640	0,620
0,116	-22,5	0,630	0,614
		0,620	0,609
		0,610	0,599
		0,608	0,598

APÊNDICE D

COEFICIENTE DE DETERMINAÇÃO QUADRÁTICO AJUSTADO

O coeficiente determinação quadrático ajustado (Ra^2) é definido pela equação:

$$Ra^2 = 1 - \frac{SSE(n-1)}{SST(v-1)} \quad (D-1)$$

SSE é a Soma dos quadrados devido ao erro e é definida como:

$$SSE = \sum_{i=1}^n \omega_i (y_i - \hat{y}_i)^2 \quad (D-2)$$

onde:

y_i = dados experimentais;

$\hat{y}_i$ = dados ajustados;

ω_i é denominado como equação de peso e definido por:

$$\omega_i = \left(\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (y_i - \bar{y})^2 \right)^{-1} \quad (D-3)$$

onde,

$\bar{y}$ = média dos valores experimentais.

SST é a Soma dos quadrados total expressa pela equação:

$$SST = \sum_{i=1}^n \omega_i (y_i - \bar{y})^2 \quad (D-4)$$

A variável v na Equação (D-1) é denominada graus de liberdade do coeficiente de determinação quadrático ajustado. Ela é definida pela equação:

$$v = n - m \quad (D-5)$$

onde:

n = número de amostras experimentais;

m = número de parâmetros estimados.