

Universidade Estadual de Campinas

FACULDADE DE ENGENHARIA ELÉTRICA E DE COMPUTAÇÃO

DEPARTAMENTO DE TELEMÁTICA



Identificação Dinâmica Longitudinal de um Dirigível Robótico Autônomo

Dissertação apresentada na Faculdade de Engenharia Elétrica e de Computação da Universidade Estadual de Campinas, como parte dos requisitos exigidos para a obtenção do título de Mestre em Engenharia Elétrica.

por

Bruno Guedes Faria

Engenheiro de Computação— FEEC/UNICAMP (2002)

28 de Fevereiro de 2005 – 9:00 horas

Orientador: **Prof. Dr. Paulo Augusto Valente Ferreira** FEEC/UNICAMP

Co-orientador: **Prof. Dr. Ely Carneiro de Paiva** CENPRA

Banca Examinadora

Prof. Dr. Paulo Augusto Valente Ferreira

Dr. Sergio Bittencourt Varella Gomes

Prof. Dr. Basílio Ernesto de Almeida Milani

FEEC/UNICAMP (Orientador)

BNDES

FEEC/UNICAMP

FICHA CATALOGRÁFICA ELABORADA PELA
BIBLIOTECA DA ÁREA DE ENGENHARIA - BAE - UNICAMP

F225i Faria, Bruno Guedes
Identificação dinâmica longitudinal de um dirigível
robótico autônomo / Bruno Guedes Faria. --Campinas, SP:
[s.n.], 2005.

Orientadores: Paulo Augusto Valente Ferreira, Ely
Carneiro de Paiva

Dissertação (Mestrado) - Universidade Estadual de
Campinas, Faculdade de Engenharia Elétrica e de
Computação.

1. Aeronave não tripulada. 2. Sensoriamento remoto. 3.
Dirigíveis mais pesado que o ar. 4. Identificação de
sistemas. 5. Robótica. 6. Aeronáutica. 7. Algoritmos
genéticos. 8. Calibração. 9. Telemetria aeroespacial. I.
Ferreira, Paulo Augusto Valente. II. Paiva, Ely Carneiro de.
III. Universidade Estadual de Campinas. Faculdade de
Engenharia Elétrica e de Computação. IV. Título.

Titulo em Inglês: Methodologies definition and validation for the longitudinal dynamic
identification of an unmanned robotic airship

Palavras-chave em Inglês: Modeling, unmanned aerial vehicle, remote sensing, airship,
dirigible, blimp, aircraft, robotics, system identification,
aeronautics, genetic algorithms, evolution strategies,
evolutionary computation, linearization, calibration, remote
telemetry e Autonomous.

Área de concentração: Automação

Titulação: Mestre em Engenharia Elétrica

Banca examinadora: Sergio Bittencourt Varella Gomes, Basílio Ernesto de Almeida
Milani.

Data da defesa: 28/02/2005

Resumo

Nos últimos anos tem-se observado um crescente interesse de empresas e instituições de pesquisa pelo desenvolvimento de veículos robóticos, dotados de diferentes níveis de capacidade de operação autônoma, objetivando a execução de diversas tarefas. Dentro deste contexto o CenPRA, Centro de Pesquisas Renato Archer, propôs o Projeto AURORA. O Projeto AURORA (Autonomous Unmanned Remote mOnitoring Robotic Airship) tem como seu principal objetivo o desenvolvimento de protótipos de veículos aéreos tele-operados, e a obtenção de veículos telemonitorados, através do desenvolvimento de sistemas com graus de autonomia crescentes.

Para que se possam agregar níveis crescentes de autonomia ao veículo, é essencial incrementar seu sistema de controle e navegação de maneira gradativa. Por esse motivo o aprimoramento das estratégias de controle do sistema é essencial. Assim, é primordial possuir um modelo fidedigno do sistema físico em questão, pois somente dessa forma é possível elaborar leis de controle e testá-las imediatamente em simulação antes de partir para os ensaios práticos no veículo real. Além disso, um modelo adequado é essencial para a simulação do voo do dirigível de forma a permitir a análise preliminar de seu comportamento diante de uma nova missão.

O principal objetivo deste trabalho é a implementação e validação de metodologias para a identificação do modelo dinâmico longitudinal do dirigível. Foram abordadas três metodologias para a identificação do modelo dinâmico do dirigível: a identificação estacionária, que identifica os coeficientes aerodinâmicos do dirigível a partir de um voo estacionário, a identificação dinâmica, que identifica esses coeficientes e a dinâmica linearizada do veículo a partir de um voo com entradas de perturbação conhecidas e, finalmente, a identificação por meio de estratégias evolutivas, que procura otimizar alguns parâmetros do modelo dinâmico. As três metodologias foram testadas, validadas e comparadas através de ensaios de simulação, utilizando-se o simulador do dirigível AS800 do Projeto AURORA.

Abstract

In recent years many research institutions and companies have been demonstrating a growing interest in the development of unmanned aerial vehicles with different autonomous operation levels in order to allow for the performance of many types of tasks. Within this context, CenPRA (Renato Archer Research Center) proposed the Project AURORA. Project AURORA (Autonomous Unmanned Remote Monitoring Robotic Airship) aims at the development of unmanned airships remotely operated with a view to the creation of an autonomous flight airship by the incorporation of increasing levels of autonomy.

In order to increase the vehicle autonomy level, the development of a proportionally enhanced control and navigation systems is essential. It is extremely important to have a very accurate model of the physical airship system, given that this is the only way to design control laws for the vehicle and test them in simulation before performing actual flight tests. Moreover, an accurate model is essential to predict the vehicle behavior in simulation before any real flight demanding a new type of mission.

The definition of identification methodologies for the AS800 airship system identification is the main scope of this work. Three methodologies were considered to allow the airship dynamic model identification: stationary identification, which identifies aerodynamic coefficients from stationary stabilized flight conditions; dynamic identification, which identifies these coefficients and the vehicle linear dynamics from the application of known inputs into the system; and, finally, through evolution strategies, which uses an evolutionary approach for the optimization of the aerodynamic coefficients of the dynamic model. All the methodologies were tested, validated and compared through simulation experiments by using the AS800 airship simulator of the Project AURORA.

“Creio, deveria ser chamada "Época heroica da aeronautica" a que compreende os fins do seculo passado e os primeiros annos do actual. Nella brilham os mais audaciosos arrojados inventores, que quasi se esqueciam da vida, por muito se lembrarem de seu sonho.”

Alberto Santos Dumont – 1918

Agradecimentos

Gostaria de expressar meu agradecimento a todas as pessoas que contribuíram de forma direta e indireta para a conclusão deste trabalho. Em particular agradeço:

Ao meu orientador e meu co-orientador Prof. Dr. Paulo Valente e Prof. Dr. Ely Carneiro de Paiva pela paciência, ajuda e orientação em todos os momentos deste trabalho.

Ao Dr. Josué Junior Guimarães Ramos pelos vários anos de amizade, orientação, sabedoria, conhecimento, integridade e companheirismo passados incansavelmente a cada dia de nosso trabalho em equipe ao longo destes anos no Projeto AURORA.

Ao Dr. Samuel Siqueira Bueno e Dr. Marcel Bergerman pela ajuda, incentivo, bons conselhos e liderança do Projeto AURORA.

A todos os colegas do CenPRA com quem tive o prazer de trabalhar durante todos esses anos pelos incentivos e inspirações. Em particular agradeço ao amigo e colega Silvio Mano Maeta pelo seu exemplo de brilhantismo, dedicação e competência dignos de serem seguidos.

Aos professores da graduação e da pós-graduação da Unicamp que tiveram a paciência e a sabedoria de ensinar muito além do que está nos livros.

Aos meus grandes amigos aeronáuticos e aeromodelistas pelas proveitosas conversas e injeções de ânimo e motivação.

Aos meus grandes amigos e colegas da graduação por compartilharem os melhores anos de minha vida e por me ajudarem e apoiarem nos diversos momentos de dificuldade.

A todos os meus familiares, que me ajudaram e apoiaram em diversos momentos. Em particular agradeço:

À minha companheira Luciana Shiroma Montali pelo carinho, pelos conselhos, pela compreensão e pela ajuda em diversos momentos deste trabalho, inclusive em alguns ensaios de voo com dirigível AS800 do Projeto AURORA.

Ao meu irmão Fabio Guedes Faria pelas intermináveis conversas e inúmeros conselhos.

Aos meus pais Carmem Lúcia Guedes Faria e José Augusto Alves Faria pelo carinho, pelos bons conselhos e incentivos, por apoiarem todas as minhas decisões e por tornarem possível este trabalho.

Este trabalho teve o apoio financeiro da FAPESP através do processo 01/12425-9.

Sumário

Lista de Figuras	XV
Lista de Tabelas	XIX
Lista de Símbolos.....	XXI
Trabalhos Publicados Pelo Autor	XXXI
Capítulo 1: Introdução.....	1
1.1 Visão Geral	1
1.2 Contextualização do Projeto AURORA.....	2
1.3 Identificação de Sistemas.....	4
1.4 Objetivos e Contribuições	7
1.5 Estrutura da Dissertação	9
Capítulo 2: Modelo Dinâmico do Dirigível	11
2.1 Modelo Dinâmico Não Linear	11
2.1.1 Força Gravitacional.....	15
2.1.2 Forças Aerodinâmicas.....	15
2.1.3 Forças Cinéticas e Induzida pelo Vento	19
2.1.4 Força de propulsão.....	23
2.2 Modelo Dinâmico Linearizado.....	25
2.2.1 Linearização dos vetores de força.....	29
2.2.2 Obtenção das equações de movimento Longitudinal	38
2.2.3 Modos Longitudinais	39

Capítulo 3: Metodologias de Identificação Clássicas.....	41
3.1 Identificação Paramétrica Estacionária	42
3.1.1 Metodologia de Ensaio de Vôo para Identificação Estacionária	42
3.1.2 Vetores de Força em Equilíbrio	43
3.1.3 Avaliação dos Coeficientes Aerodinâmicos	45
3.2 Identificação Paramétrica Dinâmica.....	47
3.2.1 Metodologia de Ensaios de Vôo Para Identificação Dinâmica.....	48
3.2.2 Metodologia para a obtenção das matrizes Dinâmicas	49
3.2.3 Metodologia para Avaliação das Matrizes e Coeficientes Aerodinâmicos a partir de Dados de Simulação e Ensaio de Vôo.....	56
Capítulo 4: Metodologia de Identificação por Estratégias Evolutivas.....	57
4.1 Modelo de identificação	59
4.2 Estratégia Evolutiva Utilizada	60
4.3 Procedimentos de teste.....	63
Capítulo 5: Validação das Metodologias.....	65
5.1 Resultados em Simulação	66
5.1.1 Resultados em Simulação da Identificação Estacionária.....	66
5.1.2 Resultados em Simulação da Identificação Dinâmica	70
5.1.3 Resultados em Simulação da Identificação utilizando Estratégias Evolutivas.....	82
5.2 Resultados Preliminares a partir de dados coletados em vôo.....	84
5.2.1 Resultados preliminares de vôo utilizando estratégias evolutivas.....	84
5.2.2 Comentários adicionais e dificuldades experimentais	88
Capítulo 6: Conclusões.....	93
Referências	97
Apêndice A: Contextualização do Projeto AURORA	105

Apêndice B: Avaliação da Infra-Estrutura para a realização da Identificação ...	109
B.1 Introdução	109
B.2 Calibração da Unidade de Medidas Inerciais DMU	111
B.3 Adequação da sonda de Vento (ADM)	124
B.4 Sistema de medição de ângulos reais dos atuadores de cauda e vetorização	129
B.5 Reprojetor do Dispositivo de seleção do modo de operação	130
B.6 Detecção de Falhas dos Motores via telemetria.....	133
B.7 Desenvolvimento de Método e Ferramenta para Obtenção de Dados Válidos para identificação.....	136
B.8 Ajuste da posição do centro aerodinâmico em relação ao centro de gravidade.....	139
B.9 Conclusões	143

Lista de Figuras

Figura 1: Dirigível AS800, utilizado na fase I do Projeto AURORA.....	3
Figura 2: Visão geral das metodologias de identificação.....	6
Figura 3:Dirigível AS800 do Projeto AURORA	12
Figura 4: Sistema de coordenadas de referência do corpo do dirigível utilizado no modelo.....	13
Figura 5: Deflexões positivas das superfícies de controle para leme, profundor, e aileron, respectivamente.	14
Figura 6: Atuadores do dirigível.	14
Figura 7: Valores do Coeficiente de Tração C_t em função da razão de avanço J	24
Figura 8: Entrada de excitação do tipo 3211.....	48
Figura 9: Entrada de excitação do tipo <i>doublet</i>	49
Figura 10: Modelo de Identificação.	59
Figura 11: Ângulo de ataque α e pressão dinâmica Pd para o trecho de vôo estabilizado para V_t $=8\text{m/s}$ (contínuo), $V_t=10\text{m/s}$ (tracejado), $V_t=12\text{m/s}$ (pontilhado).	67
Figura 12: Saídas obtidas no simulador utilizando-se os coeficientes aerodinâmicos estimados (linha contínua) e os coeficientes aerodinâmicos nominais (linha tracejada) para um mesmo conjunto de perturbações no profundor e na propulsão.	69
Figura 13: Excitações nas entradas (profundor e propulsão) aplicadas em torno dos valores de equilíbrio para as velocidades a) 8 m/s; b) 10 m/s; c) 12 m/s.....	73
Figura 14: Diagrama comparativo dos autovalores das matrizes identificadas (à esquerda) e das matrizes obtidas numericamente. Os dois gráficos da parte superior enfatizam os pólos mais lentos enquanto os inferiores mostram toda a gama dos pólos, incluindo os mais rápidos.....	77
Figura 15: Saídas reconstruídas utilizando as matrizes A e B identificadas (linha sólida), e comparando-se com as saídas obtidas com as matrizes A e B linearizadas (linha tracejada) numericamente (as curvas representam as perturbações em torno da condição de regime para o caso $AS = 10\text{m/s}$).....	78

Figura 16: Saídas obtidas no simulador utilizando-se os coeficientes aerodinâmicos estimados pela identificação (linha contínua), e as saídas obtidas com os coeficientes nominais (linha tracejada) (as curvas representam as perturbações em torno da condição de regime para o caso $AS = 10\text{m/s}$).....	81
Figura 17: Conjunto de dados sensoriais e de comando selecionado para fins de identificação.	86
Figura 18: Previsões climáticas – Modelo ETA, para a região de Campinas horizonte de 5 dias.....	89
Figura 19: Arquitetura robótica do AURORA.....	105
Figura 20: Componentes do AURORA – dirigível (com o AS800 mostrado ao alto), infra-estrutura embarcada, infra-estrutura em terra e sistema de comunicação	106
Figura 21: Componentes da interface de humano-máquina de operação do dirigível robótico.....	107
Figura 22: Ambientes de simulação e de projeto de sistemas de controle em Simulink (superior - esquerdo) e Java (superior -centro), com animação / visualização em VRML (superior - centro e direita), e OpenGL (inferior).....	108
Figura 23: Resultados de voo com controle lateral e longitudinal simultâneos: ângulos de guinada (<i>yaw</i>), de arfagem (<i>pitch</i>) e altitude (à direita e de cima para baixo), e trajetória executada (à esquerda).....	108
Figura 24: Equipamento utilizado para os ensaios de aferição da DMU.	112
Figura 25: Perfil de trajetória em altitude para 2 segundos de movimento.....	119
Figura 26: Trajetória projetada no plano horizontal para 2 segundos.....	120
Figura 27: Perfil de trajetória em altitude para 15 segundos de movimento.....	120
Figura 28: Trajetória projetada no plano horizontal para 15 segundos.....	121
Figura 29: Evolução do Erro para os 2 segundos iniciais	122
Figura 30: Cálculo do Erro para os 15 segundos iniciais.....	123
Figura 31: Elementos do sistema de aquisição de dados de vento.....	124
Figura 32: Fixação da sonda de vento na proa do dirigível.	125
Figura 33: Esquema do sistema de medição de dados de vento.....	126
Figura 34: Novo projeto do suporte da sonda de vento.....	127
Figura 35: Suporte da sonda de vento montado no dirigível.....	127

Figura 36: Montagem do sensor de ângulo real próximo ao atuador de uma das superfícies e esquema do divisor de tensão que será implementado para a leitura do sinal do sensor	129
Figura 37: Esquema do dispositivo antigo de seleção de modo de operação.	131
Figura 38: Esquema do Novo dispositivo de seleção de modo de operação.....	132
Figura 39: Gráfico ilustrativo da falha do motor.....	134
Figura 40: Gráfico do perfil de altitude do mesmo vôo mostrado na Figura 39.	134
Figura 41: Indicativo da situação dos motores no painel de status do dirigível.....	135
Figura 42: Resposta do programa para os critérios citados.....	138
Figura 43: Condição necessária para vôo estável do dirigível (CA atrás do CG) (A) e condição observada (B).....	140
Figura 44: Melhores trechos para identificação antes da alteração do CG.	142
Figura 45: Melhores trechos para identificação após a alteração do CG.	142

Lista de Tabelas

Tabela 1: Espaços de busca testados no ensaio.....	63
Tabela 2: Valores dos sinais de controle (força propulsora e profundor) para o voo estabilizado em cada velocidade.....	67
Tabela 3: Comparação dos coeficientes aerodinâmicos identificados com os coeficientes nominais e coeficientes derivados a partir das matrizes obtidas numericamente.....	68
Tabela 4: Parâmetros das simulações para a identificação dinâmica.....	71
Tabela 5: Matrizes dinâmicas identificadas para a velocidade de 8m/s.....	74
Tabela 6: Matrizes dinâmicas identificadas para a velocidade de 10m/s.....	75
Tabela 7: Matrizes dinâmicas identificadas para a velocidade de 12m/s.....	76
Tabela 8: Comparação dos coeficientes aerodinâmicos identificados com os coeficientes nominais e coeficientes derivados a partir das matrizes obtidas numericamente.....	79
Tabela 9: Parâmetros das simulações para a validação dos coeficientes identificados	80
Tabela 10: Resultados obtidos no processo de identificação com Estratégias Evolutivas.....	82
Tabela 11: Ensaio realizado mais longo realizado somente com a melhor configuração dos parâmetros da busca.....	83
Tabela 12: Comparação dos valores dos parâmetros adotados no modelo com os valores obtidos pelas EEs.....	84
Tabela 13: Resultados experimentais encontrados na calibração da DMU.	117
Tabela 14: Tabela dos desvios padrão dos resultados obtidos na calibração da DMU.....	117

Lista de Símbolos

0	O índice “0” denota a condição de referência aerodinâmica.
i	O sub-índice “i” denota os valores na condição de equilíbrio.
ABC	Referencial local do corpo da aeronave com o centro coincidente com CV.
a_g	Vetor de aceleração da gravidade no referencial da terra NED ($= [0 \ 0 \ g]^T$).
a_h	Matriz que contém as derivadas de estabilidade do modo.
A_h	Matriz A da dinâmica do sistema considerando o modo longitudinal: $\dot{x}_h = A_h x_h + B_h u_h$
a_v	Matriz que contém as derivadas de estabilidade do modo longitudinal.
A_v	Matriz A da dinâmica do sistema considerando o modo longitudinal: $\dot{x}_v = A_v x_v + B_v u_v$
B	$B = \mathfrak{V}^{1/3}$ (raiz cúbica do volume do envelope)
b_h	Matriz que contém as derivadas de estabilidade do modo com relação às entradas de controle.
B_h	Matriz B da dinâmica do sistema considerando o modo lateral: $\dot{x}_h = A_h x_h + B_h u_h$
b_v	Matriz que contém as derivadas de estabilidade do modo longitudinal com relação às entradas de controle.

	Matriz B da dinâmica do sistema considerando o modo longitudinal:
B_v	$\dot{x}_v = A_v x_v + B_v u_v$
CB	Centro de flutuação do invólucro do dirigível.
Cd	Coeficiente aerodinâmico adimensional para o arrasto.
C_{di}	Derivada do coeficiente aerodinâmico da força de arrasto aerodinâmico.
CG	Centro de gravidade do dirigível.
Cl	Coeficiente aerodinâmico adimensional para a sustentação.
CL	Coeficiente aerodinâmico adimensional para o momento de rolamento.
$C_{L\delta\alpha}$	Derivada do coeficiente do momento de rolamento em relação à deflexão dos ailerons.
$C_{l\delta e}$	Derivada do coeficiente de sustentação em relação à deflexão do profundor.
$C_{l\alpha}$	Derivada do coeficiente aerodinâmico da força de sustentação, em relação ao ângulo de ataque.
$C_{L\beta}$	Derivada do coeficiente aerodinâmico do momento de rolamento, em relação ao ângulo de derrapagem.
CM	Coeficiente aerodinâmico adimensional para o momento de arfagem.
$C_{M\delta e}$	Derivada do coeficiente do momento de arfagem em relação à deflexão do profundor.
$C_{M\alpha}$	Derivada do coeficiente aerodinâmico do momento de arfagem, em relação ao ângulo de ataque.

$C_{M\alpha\beta}$	Derivada do coeficiente aerodinâmico de momento de arfagem de acoplamento entre os modos longitudinal e lateral
CN	Coeficiente aerodinâmico adimensional para o momento de guinada.
$C_{N\delta r}$	Derivada do coeficiente do momento de guinada em relação à deflexão do leme.
$C_{N\beta}$	Derivada do coeficiente aerodinâmico do momento de guinada, em relação ao ângulo de derrapagem.
C_T	Coeficiente de tração das hélices do propulsor.
CV	Centro de volume do invólucro do dirigível.
Cy	Coeficiente aerodinâmico adimensional para a força lateral.
$C_{Y\delta r}$	Derivada do coeficiente de força lateral em relação à deflexão do leme.
$C_{Y\beta}$	Derivada do coeficiente aerodinâmico da força lateral, em relação ao ângulo de derrapagem.
D_{ar}	Amortecimento de referência.
DOF	“Degrees-of-freedom”, ou seja, o número de graus de liberdade do modelo matemático do dirigível.
D_{prop}	Diâmetro das hélices principais.
du	Variação da velocidade longitudinal em relação à velocidade de equilíbrio.
dw	Variação da velocidade longitudinal do vento em relação à velocidade de equilíbrio.

DYL	Referencial aerodinâmico (<i>Drag</i> , <i>Side Force</i> e <i>Lift</i>).
EE	Estratégia Evolutiva. Indica o tipo de Estratégia Evolutiva utilizada. Ex: $(\mu + \lambda) - EE$
$\overline{F}$	Vetor resultante composto pela soma dos vetores de forças e momentos atuantes no veículo.
$\overline{F}_a$	Vetor de forças e momentos devido às forças aerodinâmicas no referencial da terra
F_{ar}	Força de referência.
$\overline{F}_a^0$	Vetor de forças e momento aerodinâmicos sem os termos de amortecimento.
$\overline{F}_g$	Vetor de forças e momentos devido à gravidade no referencial da terra NED.
$\overline{F}_p$	Vetor de forças e momentos devido à propulsão no referencial da terra NED.
$\overline{F}_k$	Vetor de forças e momentos devidos à inércia cinética no referencial da terra NED.
$\overline{F}_w$	Vetor de forças e momentos induzidos pelo vento no referencial da terra NED.
Ftail	Fator de correção empírico para a autoridade de resposta aerodinâmica da cauda do dirigível.
$\mathbf{F}_{tail}$	Força gerada pelo motor da cauda.
F_{th}	Força resultante gerada pela tração dos motores principais.
$\mathbf{F}_{TL}$	Vetor de forças geradas pelo motor principal esquerdo.

$\mathbf{F}_{TR}$	Vetor de forças geradas pelo motor principal direito.
G	Módulo da aceleração da gravidade
H	Momento angular.
h	Altitude da aeronave.
J	Razão de avanço da hélice (passo).
$\mathbf{J}_a$	Matriz de inércia.
$\mathbf{J}_v$	Matriz de inércia virtual.
k	O super-índice (k) corresponde a uma dada condição estacionária.
l_l	Comprimento do dirigível.
l_t	Braço do momento, que corresponde à distância entre o CV e centro aerodinâmico das empenagens da cauda.
M	Momento de arfagem: $M = C_M \cdot M_{ar}$
M	Massa do dirigível.
$\mathbf{M}_a$	Matriz de massa.
$\overline{M}_a$	Matriz de massa aparente generalizada.
M_{ar}	Momento de referência.
m_B	Massa de ar deslocada pelo gás hélio (massa de flutuação, <i>buoyancy</i>).
$\mathbf{M}_{Ba}$	Matriz de massa aparente do ar deslocado pelo envelope ($= M_B + M_v$)

$\mathbf{M}_{tail}$	Momento gerado pelo motor da cauda.
M_{th}	Momento resultante gerado pelo empuxo dos motores principais.
$\mathbf{M}_{TL}$	Vetor de momentos gerados pelo motor principal esquerdo.
$\mathbf{M}_{TR}$	Vetor de momentos gerados pelo motor principal direito.
$\mathbf{M}_v$	Matriz de massa virtual.
m_w	Massa da aeronave.
n	Velocidade angular das hélices em RPS
NED	Referencial da terra (North, East, Down).
OC	Vetor do CV para o CG.
OC_{tail}	Vetor do CV para a localização da hélice de cauda.
OC_{TL}	Vetor do CV para o centro do propulsor da esquerda (= [b_x $-b_y$ b_z]).
OC_{TR}	Vetor do CV para o centro do propulsor da direita (= [b_x b_y b_z]).
P	Taxa de rolagem da aeronave
P	Momento linear.
P_d	Pressão dinâmica.
Q	Taxa de arfagem da aeronave
R	Taxa de guinada da aeronave
s_1	Autovalor correspondente ao modo de avanço.

s_2	Autovalor associado ao modo de decaimento.
S	Matriz de transformação do referencial da terra NED para o referencial da aeronave ABC.
S_a	Matriz de transformação do referencial aerodinâmico DYL para o referencial da aeronave ABC.
T_k	Momento devido a efeitos cinéticos
T_L	Força gerada pelas hélices da esquerda.
T_R	Força gerada pelas hélices da direita.
T_w	Momento devido à influência do vento.
U	Componente longitudinal da velocidade inercial no referencial da aeronave.
u_a	Componente longitudinal da velocidade relativa ao ar no referencial local OXZ ($u-u_w$).
u_h	Entradas de controle do modo lateral.
u_v	Entradas de controle do modo longitudinal.
u_w	Velocidade longitudinal do vento em relação ao referencial local OXZ.
V	Componente lateral da velocidade inercial no referencial da aeronave.
V	Valor da velocidade da aeronave em relação ao solo (ground speed).
v_a	Componente lateral da velocidade relativa ao ar no referencial local OXZ ($v-v_w$).

V_e	Valor da velocidade equivalente do veículo em relação ao ar.
Vol	Volume do invólucro (envelope de gás do dirigível).
V_t	Valor da velocidade da aeronave em relação ao ar (<i>airspeed</i>).
V_{ti}	Velocidade do ar (<i>airspeed</i>) na qual o vôo se mantém equilibrado.
V_w	Valor da velocidade do vento.
v_w	Velocidade lateral do vento em relação ao referencial local OXZ.
W	Componente vertical da velocidade inercial no referencial da aeronave.
w_a	Componente vertical da velocidade relativa ao ar no referencial local OXZ ($w-w_w$).
w_w	Velocidade vertical do vento em relação ao referencial local OXZ.
x	Vetor das velocidades lineares e angulares: $[u,v,w,p,q,r]^T$
X	Eixo longitudinal do referencial do corpo da aeronave OXZ
x	Valor do parâmetro a ser otimizado em uma EE.
x_h	Vetor de variáveis de estado do modo lateral.
x_v	Vetor de variáveis de estado do modo longitudinal.
$\hat{y}$	Saída prevista para o modelo (no algoritmo de otimização PEM).
Y	Eixo lateral do referencial do corpo da aeronave OXZ
Y	Força lateral atuante sobre o veículo: $Y = C_Y \cdot F_{ar}$.

Z	Eixo vertical do referencial do corpo da aeronave OXZ
α	Em EEs, $\alpha \in [0,1]$, é um número aleatório
α	Ângulo de ataque.
β	Ângulo de derrapagem lateral.
δ_a	Ângulo de deflexão dos ailerons.
δ_e	Ângulo de deflexão do profundor.
δ_r	Ângulo de deflexão do leme.
δ_t	Força gerada pelo motor da cauda.
δ_v	Ângulo de vetorização entre o eixo longitudinal do dirigível e o eixo do propulsor.
$\mathcal{A}(t,\theta)$	Erro de predição (diferença entre a saída y do sistema e a saída $\hat{y}$ prevista para o modelo) no algoritmo de otimização PEM.
Ψ	Ângulo de guinada.
μ	Número de pais de uma geração em um algoritmo que utiliza Estratégias Evolutivas (EE).
λ	Número de filhos de uma geração em um algoritmo que utiliza Estratégias Evolutivas (EE).
ϕ	Ângulo de rolamento.
θ	Ângulo de arfagem.

σ	Variância adotada para a região da busca (EEs).
ρ	Densidade do ar.
τ_{surge}	Constante de tempo associada ao modo de avanço.
τ_q	Constante de tempo associada ao modo de decaimento
$\mathfrak{V}$	Volume do invólucro (envelope de gás do dirigível).
ω	Velocidade angular do dirigível representada no referencial local ABC.
ω_w	Velocidade angular do vento (considerada nula).

Trabalhos Publicados Pelo Autor

CAPÍTULOS DE LIVROS

2001

Elfes, A.; Bergerman, M.; Bueno, S. S.; Ramos, J.G.; de Paiva, E.C.; Carvalho, J. R. H.; Maeta, S.M.; Mirisola, L.G.B.; Faria, B.G.; Azinheira, J.R. (2001) "Perception and control for an autonomous robotic airship." In Bunke, H., Christensen, H. I., Hager, G., and Klein, R. (eds.); "Modelling of Sensor-Based Intelligent Robot Systems", Springer-Verlag, New York, November 2001, pp. 225-254. (Invited article in Dagstuhl 2000 International Seminar on Modelling of Sensor-Based Intelligent Robot Systems, Schlöss Dagstuhl, Germany)

ARTIGOS PUBLICADOS EM PERIÓDICOS

2003

Ramos, J.J.G.; Maeta, S.M.; Mirisola, L.G.B.; Bueno, S.S.; Bergerman, M.; Faria, B.G.; Pinto, G. and Bruciapaglia, A. (2003) "Internet-Based Solutions in the Development and Operation of an Unmanned Robotic Airship"; Proceedings of the IEEE, Special Issue on Networked Intelligent Robots Through the Internet, vol. 91, issue 3, March 2003, pp 463-474.

ARTIGOS PUBLICADOS EM ANAIS DE CONGRESSOS E ENCONTROS CIENTÍFICOS

2004

Cortés, V.R., Azinheira, J.R., de Paiva, E.C., B. Faria, J. J. G. Ramos, S.S. Bueno. "Experimental Identification of Aurora Airship". 5th IFAC Symposium on Intelligent Autonomous Vehicles, IAV 2004, Lisboa, Portugal, 2004.

2003

Faria, B. G.; de Castro, Leandro Nunes; (2003) "Parameter Identification of an Airship model Using Evolution Strategies". 4th IEEE Int. Congress on Evolutionary Computation (CEC2003), Canberra, Australia, December 2003.

Faria, B. G.; Pereira, C. S.; Milani, P. G.; Santoro, C. A.; da Cunha, S. P.; Bueno, S. S.; (2003b) “Obtenção de Parâmetros de Aferição de uma Unidade de Medição Inercial para Aplicação em Sistemas Embarcados Robóticos Autônomos”, 6o Simpósio Brasileiro de Automação Inteligente (SBAI), Bauru, Brasil, Setembro de 2003.

Faria, B. G.; de Castro, Leandro Nunes; (2003c) “Estratégias evolutivas aplicadas ao ajuste de parâmetros de um modelo analítico de um sistema dinâmico”, 6o Simpósio Brasileiro de Automação Inteligente (SBAI), Bauru, Brasil, Setembro de 2003.

2002

De Paiva, E.C.; Azinheira, J.R.; Ramos, J.J.G.; Faria, B.G.; Bueno, S.S.; (2002) “Identification Methodology for the Dynamics of AURORA Project Airship”, 4th International Airship Convention and Exhibition, Cambridge, U.K.; July 2002.

De Paiva, E. C. ; Bruno G. Faria; Josué Jr. G. Ramos; Samuel S. Bueno; José R. Azinheira; Paulo A. V. Ferreira; (2002a) "Identificação Estacionária para a Avaliação dos Coeficientes Aerodinâmicos de um Dirigível Robótico"; XIV Congresso Brasileiro de Automática - CBA2002, Natal, RN, Brasil, Setembro 2002.

Faria, B.G.; Duarte, R.T.; Ramos, J.J.G.; Paiva, E.C.; (2002) “Estudo Prospectivo sobre a Utilização de Redes Neurais na Identificação do Modelo Dinâmico de um Dirigível Robótico”, XIV Congresso Brasileiro de Automática - CBA 2002, Natal, RN, Brasil; Setembro 2002.

2001

Carvalho, J.R.H.; Ferreira, P.A.V.; de Paiva, E.C.; Azinheira, J.R.; Ramos, J.G.; Bueno, S.S.; Maeta, S.M.; Mirisola, L.G.B.; Faria, B.G.; Bergerman, M.; Elfes, A. (2001) “Application of Classical and Robust PI Control to an Unmanned Robotic Airship. 9th International Symposium on Intelligent Robotic Systems – SIRS’2001, Toulouse, France, July 2001.

Faria, B.G.; Maeta, S.M.; Ramos, J.G.; Bergerman, M.; Bueno, S.S. (2001) “Um barramento de campo Controller Area Network para um dirigível autônomo não tripulado”. XVI Congresso Brasileiro de Engenharia Mecânica - COBEM 2001; Uberlândia, MG, Brasil; Novembro 2001.

Peixoto, R.P.; Maeta, S.M.; Yamaguchi, H.; Saura, C.; Silva, J.V.L.; Faria, B.G.; Fujiwara, C.T.; Frazzato, R.R.; Ramos, J.G.; Bergerman, M.; Bueno, S.S. (2001) “Desenvolvimento de elementos mecânicos para um dirigível robótico não-tripulado através de prototipagem rápida”. XVI Congresso Brasileiro de Engenharia Mecânica - COBEM 2001; Uberlândia, MG, Brasil; Novembro 2001

Ramos, J.G.; de Paiva, E.C.; Carvalho, J.R.H.; Ferreira, P.A.V.; Azinheira, J.R.; Bueno, S.S.; Maeta, S.M.; Mirisola, L.G.B.; Faria, B.G.; Bergerman, M.; Elfes, A. (2001) “Path Tracking Flight Test of an Autonomous Unmanned Robotic Airship”. 3rd International Conference on Field and Service Robotics - FSR2001, Otaniemi, Espoo, Finland, June 2001.

Bueno, Samuel Siqueira; Marcel Bergerman; Josué Jr. Guimarães Ramos; Ely Carneiro de Paiva; José Reginaldo Hughes Carvalho; Alberto Elfes; Silvio Mano Maeta; Luiz Gustavo Bizarro Mirisola; Bruno Guedes Faria; Cleyner Soares Pereira. (2001) “Robótica Aérea em Preservação Ambiental: O Uso de Dirigíveis Autônomos”. 7a. Reunião Especial da SBPC; Manaus, AM, Brasil, Abril 2001.

2000

Faria, B.G.; Ramos, J.J.G.; Bergerman, M. “Evolução do conjunto sensorial embarcado no Projeto AURORA.” VIII Congresso Interno de Iniciação Científica da UNICAMP, Campinas, SP, Brasil, Setembro 2000, pp. 44.

Ramos, J.J.G.; Paiva, E.C.; Maeta, S.M.; Mirisola, L.G.B.; Azinheira, J.R.; Faria, B.G.; Bueno, S.S.; Bergerman, M.; Pereira, C.S.; Fujiwara, C.T.; Batistela, J.P.; Frazzato, R.R.; Peixoto, R.P.; Martins, G.C.; Elfes, A. (2000) “Project AURORA: A Status Report.” 3rd International Airship Convention and Exhibition, Friedrichshafen, Germany, July 2000, Article B7.

Capítulo 1

Introdução

1.1 Visão Geral

Nos últimos anos tem-se observado um crescente interesse de empresas e instituições de pesquisa pelo desenvolvimento de veículos robóticos, dotados de diferentes níveis de capacidade de operação autônoma, objetivando a execução de diversas tarefas tais como:

- exploração de ambientes diversos;
- inspeção de estruturas como dutos e linhas de transmissão;
- coleta de dados como imagens ou associados;
- estudo e monitoração ambiental; vigilância;
- ou ainda como plataformas para demonstrar novas tecnologias.

Dentro deste contexto o CenPRA, Centro de Pesquisas Renato Archer, propôs o Projeto AURORA, conforme descrito por Elfes (1998a,b), Ramos (1998,1999, 2000, 2001a,b, 2002) e Bueno (2002). O Projeto AURORA (Autonomous Unmanned Remote mOnitoring Robotic Airship) tem como seu principal objetivo o desenvolvimento de protótipos de veículos aéreos tele-operados, e a obtenção

de veículos telemonitorados, através do desenvolvimento de sistemas com graus de autonomia crescentes.

Para que se possam agregar níveis crescentes de autonomia ao veículo, é essencial incrementar seu sistema de controle e navegação de maneira proporcional. Por esse motivo o aprimoramento das estratégias de controle do sistema é essencial. É exatamente nesse processo que está inserida diretamente a identificação de sistemas, pois para o desenvolvimento rápido e seguro de um sistema de controle que atenda às necessidades da aeronave é primordial possuir um modelo fidedigno do sistema físico em questão, pois somente dessa forma é possível elaborar leis de controle e testá-las imediatamente antes de partir para os ensaios práticos no veículo real. Além disso, um modelo adequado é essencial para a simulação do voo do dirigível de forma a permitir a análise preliminar de seu comportamento diante de uma nova missão.

É exatamente a definição de metodologias de identificação do modelo do dirigível do Projeto AURORA o tema principal desta dissertação.

1.2 Contextualização do Projeto AURORA

Veículos aéreos não tripulados possuem um grande potencial de aplicação ainda não explorado em tarefas de monitoramento aéreo. O planejamento urbano, inspeção de grandes estruturas como linhas de transmissão, gasodutos ou oleodutos, monitoração de tráfego, retransmissão de sinais de rádio e vídeo, prospecção mineral e arqueológica, policiamento e pesquisa e monitoração ambiental, climatológica e de biodiversidade são alguns exemplos que ilustram a diversificada gama de aplicação deste tipo de veículo.

Atualmente muitas das tarefas mencionadas acima são realizadas por meio de sensores localizados em outras plataformas móveis como balões, satélites, aviões e helicópteros. Estes veículos, no entanto, apresentam inúmeras desvantagens dependendo da aplicação para a qual são designados. Os balões não podem ser facilmente controlados, de forma que não é possível mantê-los sobre uma região específica. As informações de satélite para fins civis não possuem resolução visual e temporal

conforme pode ser exigido pela aplicação, além de serem altamente dispendiosas. A utilização de veículos como aviões e helicópteros suprem as deficiências dos balões e satélites, pois permitem levantamentos sobre uma região específica em um momento determinado. Entretanto a operação de tais veículos é dispendiosa, pois o custo associado à acomodação e à segurança da equipe a bordo é elevado.

A utilização de veículos robóticos aéreos não-tripulados permite que o usuário defina de modo preciso a área a ser coberta, assim como permite a utilização do sensor específico para cada tipo de missão a custos relativamente baixos. Desse modo é possível uma expansão do uso científico, tecnológico e civil de dados obtidos por sensoriamentos aéreos.

Descrição do Projeto AURORA

O Projeto AURORA foi proposto pelo CenPRA em 1996 e iniciado em 1997. Seu principal objetivo é o desenvolvimento de um veículo robótico aéreo não tripulado, sendo este veículo um dirigível. No projeto AURORA visa-se o estabelecimento de dirigíveis não-tripulados com significativos graus de autonomia durante todas as fases de suas missões, incluindo a habilidade de planejar e executar sensoriamento e navegação, diagnosticar e recuperar-se de falhas, e adaptativamente replanejar missões baseando-se na avaliação, em tempo real, de informação sensorial e de restrições ambientais.



Figura 1: Dirigível AS800, utilizado na fase I do Projeto AURORA.

O Projeto AURORA prevê várias fases, envolvendo o desenvolvimento de vários protótipos com sucessivos incrementos na capacidade de voo, de forma que sejam capazes de cobrir distâncias

maiores e de transportar um número maior de instrumentos, e com graus de autonomia cada vez maiores através da automatização de diversas fases de vôo (decolagem, pouso, vôo pairado, vôo seguindo trajetórias definidas ou marcos no solo). Tais protótipos evoluirão de veículos puramente teleoperados para veículos telemonitorados. O protótipo da primeira fase, AURORA I, tem como finalidade demonstrar a viabilidade do projeto e realizar missões de baixa complexidade. A Figura 1 mostra o protótipo utilizado no projeto.

Mais detalhes sobre o Projeto AURORA estão incluídos no Apêndice A.

1.3 Identificação de Sistemas

A identificação de sistemas dinâmicos consiste, em termos gerais, em quantificar o funcionamento de um sistema dinâmico através da observação de seu comportamento, isto é, de suas entradas e saídas. É o campo da modelagem matemática de sistemas a partir de dados experimentais, conforme definição de Söderström (1989). Outro método de modelagem matemática de sistemas é a modelagem a partir da representação analítica dos fenômenos físicos envolvidos no processo. Nesse caso é necessário o conhecimento total do sistema que deseja ser modelado, diferentemente do caso da identificação, onde o sistema pode ser parcialmente ou totalmente desconhecido.

Diversas metodologias de identificação são disponíveis na literatura dependendo do tipo de sistema a ser identificado, da quantidade de informação previamente conhecida sobre o sistema e da quantidade de informação disponível sobre o seu comportamento.

A definição de uma metodologia de identificação leva em conta todos estes fatores e visa propor uma solução que permita obter um modelo do sistema de acordo com as restrições desejadas.

A identificação de sistemas tem sido amplamente utilizada em aeronáutica com o objetivo de validar modelos de aeronaves, projetar controladores e analisar o comportamento das aeronaves. A maior parte dos trabalhos de identificação em aeronáutica reside na estimação de modelos lineares que são válidos somente para pontos de operação bem específicos. Isto quer dizer que tais modelos não são válidos para regiões de operação muito distantes daquela na qual foi realizada a identificação. Em

aeronaves de sustentação essencialmente aerodinâmica (aviões e helicópteros) os pontos de operação são bastante definidos, sendo bastante aceitável a modelagem linear.

No caso dos dirigíveis, sua sustentação é composta tanto pela sustentação aerodinâmica (o formato da envoltória do veículo submetida a uma dada velocidade do ar), quanto pela sustentação aerostática (devido ao empuxo do gás hélio existente no interior da envoltória). Por esse motivo o dirigível apresenta pontos de operação bastante sensíveis, sendo muitas vezes pouco eficiente a aproximação linear em torno de um ponto de operação específico devido à limitação da região na qual tal modelo é válido. Destaca-se aqui que, neste trabalho, a região de operação considerada para a identificação compreende a faixa de médias a altas velocidades, ou seja, com voo aerodinâmico e sustentação aerostática. A identificação para baixas velocidades, onde as forças aerostáticas se fazem predominantes, exige uma abordagem totalmente diferente, e não é tratada neste trabalho.

Conforme será devidamente detalhado no corpo da dissertação, foram estabelecidos dois enfoques para as metodologias de identificação do modelo aerodinâmico longitudinal do dirigível.

- Identificação Clássica: Estacionária e Dinâmica
- Identificação por meio de Estratégias Evolutivas

O primeiro enfoque utiliza procedimentos clássicos de identificação enquanto o segundo usa um método alternativo e extremamente útil para a comparação de resultados.

É interessante observar que a identificação em questão nesse trabalho tem como objetivo final estimar alguns parâmetros físicos do modelo completo de 6 graus de liberdade. Esses parâmetros são as derivadas dos coeficientes aerodinâmicos relativos ao modo longitudinal do dirigível (parâmetros físicos reais e inerentes ao veículo). O mais relevante nesse caso é o fato dos parâmetros não serem válidos somente na região onde foi realizada a identificação, abrangendo toda a gama de operação do dirigível.

A identificação estacionária identifica os coeficientes aerodinâmicos do dirigível a partir de um voo estacionário. Já a identificação dinâmica identifica esses coeficientes, assim como a dinâmica linearizada do veículo a partir de um voo com entradas de perturbação conhecidas. Finalmente, a

identificação por meio de estratégias evolutivas procura otimizar alguns parâmetros do modelo dinâmico. A Figura 2 ilustra as metodologias e as maneiras como foram aplicadas para a realização da identificação.

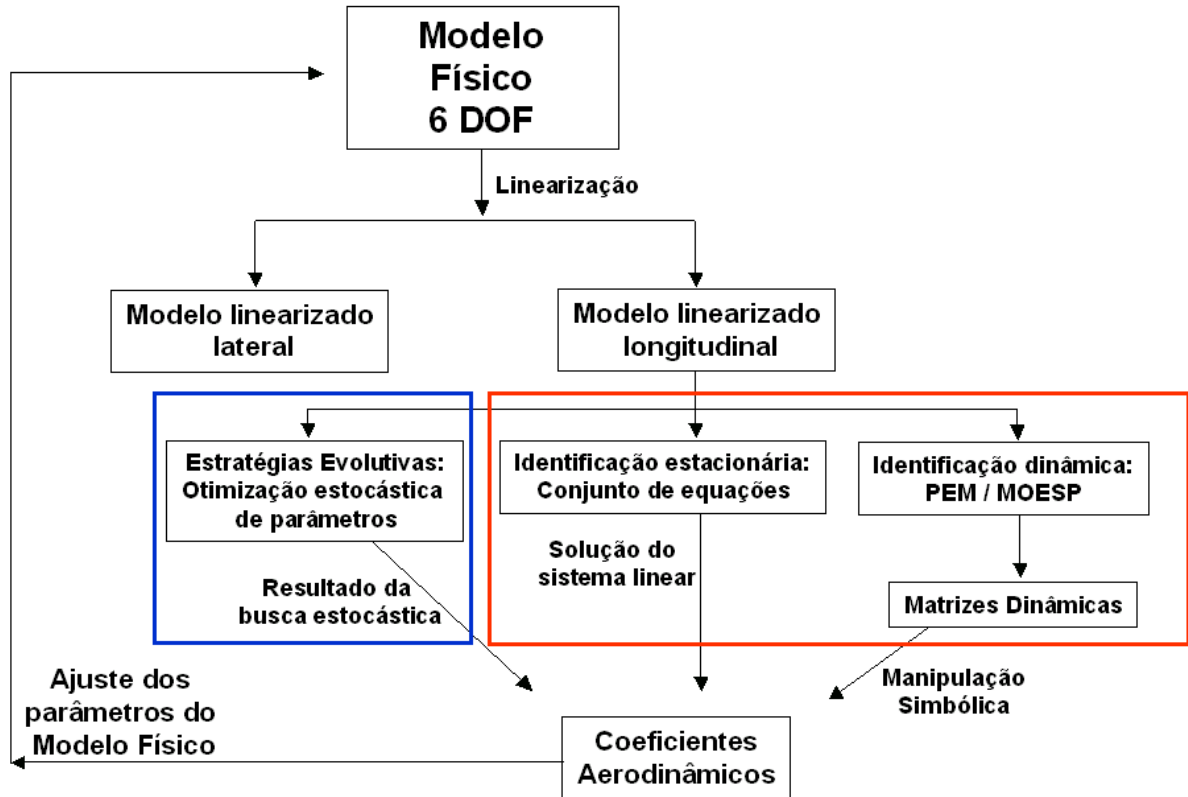


Figura 2: Visão geral das metodologias de identificação

Destaca-se que este trabalho aborda apenas a identificação da dinâmica **longitudinal** do dirigível. A identificação da dinâmica lateral apresenta algumas complicações adicionais. Dentre elas citam-se:

- A necessidade de utilização da entrada de aileron nas superfícies aerodinâmicas, o que não é de fácil implementação na plataforma de modelagem atual;
- Uma não-linearidade do tipo zona morta, que ocorre para pequenos ângulos de derrapagem lateral, ou seja, não há uma resposta coerente na razão de guinada do dirigível para pequenas deflexões no leme (menores que 5°).

1.4 Objetivos e Contribuições

O ponto de partida do trabalho foi o modelo não linear 6DOF proposto por Gomes (1990). O foco principal de seu trabalho foi o desenvolvimento de um modelo dinâmico de voo com alta correlação comportamental com o dirigível YEZ-2A. Para isso foram utilizados ensaios em túnel de vento e, com o objetivo de validação dos dados obtidos, foram coletados dados de voo a partir de ensaios com o dirigível Sentinel 1000¹, tendo sido comprovada a correlação entre os dados obtidos pelo túnel de vento e os dados fornecidos pelo veículo real.

Conforme será explicado posteriormente, é possível a extrapolação das características do dirigível avaliado por Gomes (1990) para o dirigível do Projeto AURORA, devido à semelhança na relação entre o comprimento e o diâmetro de ambos os dirigíveis.

Partindo deste modelo e aplicando-se as alterações necessárias para a extrapolação, foi gerado um modelo específico do dirigível AS800, utilizado no Projeto AURORA. Embora o AS800 possua essa semelhança comprimento/diâmetro com o YEZ-2A, eles apresentam algumas diferenças entre si. Pequenas variações na construção e a área relativa das superfícies aerodinâmicas são exemplos dessas diferenças. Por esse motivo alguns ajustes em função do comportamento específico do veículo utilizado foram necessários (de Paiva e Azinheira 2001),(Azinheira, 2001).

Além disso, uma modificação importante foi realizada na forma de apresentação do modelo aerodinâmico. Os coeficientes aerodinâmicos coletados em Gomes (1990) eram apresentados na forma de tabelas de coeficientes como função dos ângulos de incidência aerodinâmicos longitudinal e lateral, e das deflexões das superfícies de controle. Uma nova solução foi proposta em de Paiva e Azinheira, (2001) e Azinheira, (2001). Através de um exame cuidadoso das tabelas, e utilizando processos de ajuste de curvas, os autores conseguiram simplificar as relações entre as variáveis, obtendo equações fechadas para os coeficientes, que aparecem agora como função dos ângulos de incidência, das

¹ Construído em 1990, o dirigível Sentinel 1000, de 67m de comprimento, tinha a metade das dimensões lineares do pretendido e futuro YEZ-2A, que nunca chegou a ser fabricado.

deflexões das superfícies de controle, e das derivadas dos coeficientes aerodinâmicos. Além disso nessa nova abordagem, foi realizada uma tentativa de extrapolação dos coeficientes para altos ângulos de incidência, não considerados no modelo original. Tais avanços no modelo aerodinâmico do dirigível foram resultado do acordo de cooperação entre o CenPRA e o Instituto Superior Técnico de Lisboa (IDMEC/IST), através do convênio CNPq/ICCTI (de Paiva e Azinheira, 2001), (Cortés, 2003).

O principal objetivo deste trabalho é a implementação e validação de metodologias para a identificação do modelo dinâmico longitudinal do dirigível. Através do procedimento de identificação é possível se obter experimentalmente as derivadas dos coeficientes aerodinâmicos utilizados no novo modelo, sendo considerada esta a sua principal contribuição no contexto do projeto AURORA.

Pode-se citar como contribuições específicas deste trabalho em cada metodologia, os seguintes pontos:

- 1) Identificação estacionária – implementação, teste e validação.
- 2) Identificação dinâmica – implementação, teste e validação.
- 3) Identificação por estratégias evolutivas – desenvolvimento, implementação, teste e validação.

São mostrados nos capítulos a seguir os detalhes de cada uma destas metodologias e os resultados obtidos com as mesmas.

1.5 Estrutura da Dissertação

Esta dissertação está organizada da seguinte forma:

- Capítulo 2: Modelo Dinâmico do Dirigível

Este capítulo introduz os modelos dinâmicos do dirigível utilizados como ponto de partida para a identificação (de Paiva e Azinheira, 2001). São discutidos: o modelo dinâmico não linear do dirigível e o modelo dinâmico linearizado.

- Capítulo 3: Metodologias de identificação Clássicas

Este capítulo apresenta as metodologias de identificação desenvolvidas em de Paiva, (2002) e Cortés, (2003), descrevendo-as detalhadamente. São descritos os procedimentos adotados, assim como as condições de voo necessárias para cada uma das metodologias (estacionária e dinâmica).

- Capítulo 4: Metodologia de Identificação por Estratégias Evolutivas

Este capítulo apresenta uma nova metodologia aplicada na identificação parcial do modelo dinâmico do dirigível, desenvolvida pelo autor, a partir da otimização dos parâmetros via Estratégias Evolutivas.

- Capítulo 5: Validação das Metodologias

Este capítulo ressalta os procedimentos realizados em simulação com o objetivo de validar as metodologias propostas de modo a permitir uma avaliação clara da eficiência dos métodos empregados. Apresentam-se também alguns resultados preliminares com dados experimentais de voo utilizando a metodologia de estratégias evolutivas.

- Capítulo 6: Conclusões

Apresenta-se aqui uma breve conclusão sobre os trabalhos realizados, e as perspectivas de trabalhos futuros

- Capítulo 7:Referências Bibliográficas

Apresentam-se as referências bibliográficas.

- Apêndice A

Este apêndice apresenta uma contextualização do projeto AURORA.

- Apêndice B

Este apêndice apresenta um resumo das demais atividades do candidato dentro do Projeto AURORA, envolvendo todo suporte técnico de infra-estrutura, e preparação da instrumentação para os ensaios de voo.

Capítulo 2

Modelo Dinâmico do Dirigível

Este capítulo introduz os modelos dinâmicos do dirigível utilizados como ponto de partida para a identificação (de Paiva e Azinheira, 2001). São discutidos: o modelo dinâmico não linear 6 DOF do dirigível e o modelo dinâmico linearizado.

É interessante ressaltar que uma das considerações da linearização do modelo físico proposto por Gomes (1990) é o desacoplamento dos modos lateral e longitudinal. Conforme pode ser observado na seção 2.2, essa característica será levada em conta durante os procedimentos de identificação.

2.1 Modelo Dinâmico Não Linear

O modelo dinâmico não linear utilizado neste trabalho foi inicialmente proposto por Gomes (1998). O foco principal de seu trabalho foi desenvolver um modelo dinâmico de vôo com alta correlação comportamental com o dirigível YEZ-2A real. Para isso, além do equacionamento do modelo, foram efetuados diversos testes em túnel de vento de modo a obter um conjunto de dados aerodinâmicos do YEZ-2A. Esse conjunto de dados foi utilizado para ajuste dos coeficientes e validação do modelo aerodinâmico assim obtido com base nos ensaios em túnel de vento.

Embora o projeto do dirigível YEZ-2A contemplasse um dirigível de dimensões muito superiores ao do dirigível do Projeto AURORA, os resultados de Gomes (1990) puderam ser aplicados a este último, pois os coeficientes adimensionais possuem valores da mesma ordem de grandeza e a relação de esbeltez é similar (razão entre o comprimento e o diâmetro), conforme explicado em Gomes (1998).

A plataforma do projeto AURORA I é o dirigível AS800 da Airspeed Airships, de 10,5 m de comprimento, 2,5 m de diâmetro, 34 m³ de volume, equipado com dois motores vetorizáveis e quatro superfícies de cauda, dispostas em 'X' (Figura 3).



Figura 3:Dirigível AS800 do Projeto AURORA

O princípio fundamental do modelo matemático é o cálculo das três velocidades lineares u , v e w , e das três velocidades angulares p , q e r , com relação aos eixos X, Y e Z, respectivamente, que são os eixos da base ortogonal com a origem coincidente com o centro de volume do dirigível (sistema de coordenadas ABC fixo no corpo da aeronave), como mostra a Figura 4. Também são utilizados no desenvolvimento do modelo da aeronave os referenciais de terra NED (*North, East, Down*) e o referencial aerodinâmico DYL (*Drag, Side Force e Lift*).

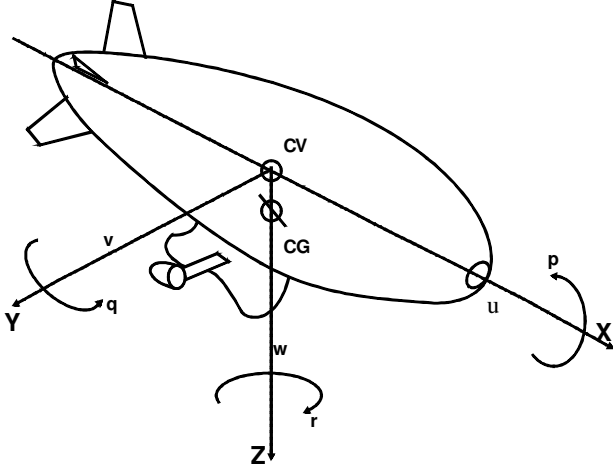


Figura 4: Sistema de coordenadas de referência do corpo do dirigível utilizado no modelo.

O modelo dinâmico do dirigível é obtido pela aplicação da Lei de Newton (de Paiva e Azinheira, 2001):

$$\overline{M_a} \ddot{x} = \overline{F_g} + \overline{F_a} + \overline{F_w} + \overline{F_k} + \overline{F_p} \quad (2.1)$$

Nesta equação, $\overline{M_a}$ é a matriz de massa aparente generalizada, $x=[u,v,w,p,q,r]^T$ é o vetor das velocidades lineares e angulares, e $\overline{F}$ são os vetores de forças e momentos produzidos por aerodinâmica ($\overline{F_a}$), gravidade e empuxo aerostático ($\overline{F_g}$), propulsão ($\overline{F_p}$), inércia cinética ($\overline{F_k}$), e induzida pelo vento ($\overline{F_w}$).

Como atuadores, o dirigível AS800 possui as superfícies de deflexão nas empenagens da cauda e os propulsores. A deflexão das superfícies de cauda em 'X' gera os comandos equivalentes de leme, profundor e aileron, com deflexões na faixa de -25 a +25 graus (Figura 5). Os motores podem ser vetorizados de -30 a +120 graus (Figura 6).

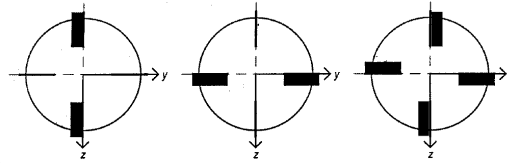


Figura 5: Deflexões positivas das superfícies de controle para leme, profundor, e aileron, respectivamente.

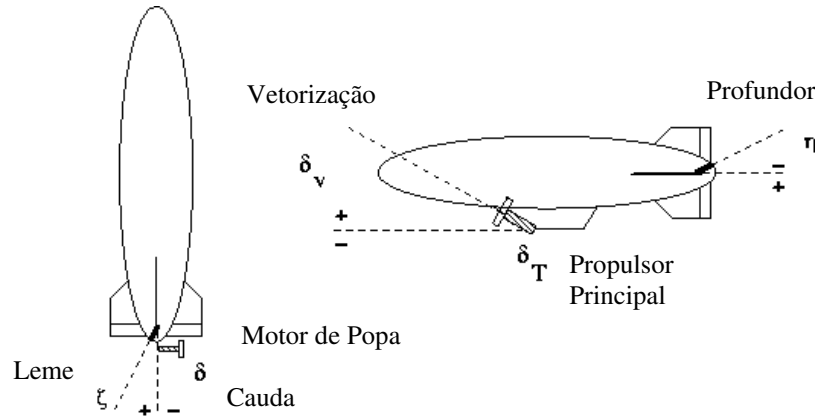


Figura 6: Atuadores do dirigível.

A partir desse modelo não linear com seis graus de liberdade foi desenvolvido um novo modelo dinâmico estendido (de Paiva e Azinheira, 2001), e um ambiente de simulação para o dirigível AS800 do Projeto AURORA, conforme é mostrado por de Paiva (1999) e Azinheira (2001).

Apresentam-se a seguir os desenvolvimentos de cada um dos vetores de força que compõe a equação (2.1), baseado na formulação em de Paiva e Azinheira, (2001).

2.1.1 Força Gravitacional

A aceleração da gravidade no referencial da terra NED é dada por um vetor constante:

$$\mathbf{a}_g = [0 \ 0 \ g]^T \quad (2.2)$$

No referencial local, a força de gravidade, aplicada no centro de gravidade, e a força de empuxo aerostático, aplicada no CB ou no CV, é então função da matriz de transformação $\mathbf{S}$ do referencial de terra NED para o referencial local:

$$\mathbf{F}_g = \begin{bmatrix} \mathbf{S}(m - m_B)\mathbf{a}_g \\ \mathbf{OC} \times \mathbf{S} m \mathbf{a}_g \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

em que m é a massa do dirigível, m_B é a massa de ar deslocada pelo gás hélio (massa de *buoyancy*) e $\mathbf{OC}$ é o vetor do CV para o CG.

A matriz de transformação $\mathbf{S}$ é definida a partir dos ângulos de Euler (ϕ, θ, φ) (vide Lewis (1992)):

$$\mathbf{S} = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\varphi & \cos\theta\sin\varphi & -\sin\theta \\ -\cos\phi\sin\varphi + \sin\phi\sin\theta\cos\varphi & \cos\phi\cos\varphi + \sin\phi\sin\theta\sin\varphi & \sin\phi\cos\theta \\ \sin\phi\sin\varphi + \cos\phi\sin\theta\cos\varphi & -\sin\phi\cos\varphi + \cos\phi\sin\theta\sin\varphi & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

2.1.2 Forças Aerodinâmicas

A força aerodinâmica é função da velocidade relativa ao ar (V_t) e dos ângulos de incidência aerodinâmica (α e β):

$$F_a = F_a(V_t, \alpha, \beta) \quad (2.5)$$

Em que:

$$V_t = \sqrt{u_a^2 + v_a^2 + w_a^2} \quad (2.6)$$

$$\alpha = \arctan\left(\frac{w_a}{u_a}\right) \quad (2.7)$$

$$\beta = \arcsin\left(\frac{v_a}{V_t}\right) \quad (2.8)$$

e

$$\begin{aligned} u_a &= u - u_w \\ v_a &= v - v_w \\ w_a &= w - w_w \end{aligned} \quad (2.9)$$

sendo que u_w , v_w e w_w são as componentes da velocidade do vento.

Os coeficientes aerodinâmicos adimensionais para o arrasto (C_d), Força Lateral (C_y), Sustentação (C_l), Momento de rolamento (C_L), Momento de Arfagem (C_M) e Momento de Guinada (C_N) foram obtidos de uma forma empírica por de Paiva (2001) e adaptados a partir das curvas obtidas por medição em túnel de vento para o dirigível YEZ-2A (Gomes (1990)), com uma estrutura geométrica análoga à do dirigível AS800:

$$\begin{aligned} C_d &= C_{d0} + C_{di} \left(C_{l\alpha}^2 + C_{Y\beta}^2 s_{bby2} \right) \\ C_Y &= C_{Y\beta} s_{bby} + C_{Y\delta r} \delta_r |c_{ab3}| f_{tail} \\ C_l &= C_{l0} (1 - s_{bby2}) + 1.1 C_{l\alpha} s_{aal} (1 + |s_{bby}|) + C_{l\delta e} \delta_e |c_{ab3}| f_{tail} \\ C_L &= C_{L\beta} s_{bb} c_{aaln} + C_{L\delta a} \delta_a |c_{ab3}| f_{tail} \\ C_M &= C_{M0} + (C_{M\alpha} + C_{M\alpha\beta} |s_{bb}|) s_{aam} + (C_{M\beta} + C_{M\beta\alpha} s_{aa}) |s_{bby}| + \\ &\quad + C_{M\delta e} \delta_e |c_{ab3}| f_{tai} \\ C_N &= C_{N\beta} s_{bbn} c_{aaln} + C_{N\delta r} \delta_r |c_{ab3}| f_{tail} \end{aligned} \quad (2.10)$$

O índice 0 denota a condição de referência aerodinâmica e os termos S_{bby} , S_{bby2} , C_{ab3} , S_{aam} , S_{aal} , S_{aamn} são funções senoidais auxiliares definidas por de Paiva (2001), e “ftail” é o fator de correção empírico para a autoridade de cauda devido à esteira do fluxo de ar das hélices principais de Paiva (2001). As funções senoidais auxiliares têm por objetivo extrapolar os valores dos coeficientes aerodinâmicos para altos ângulos de ataque, de Paiva (2001).

O vetor de coeficientes aerodinâmicos e suas derivadas são mostrados abaixo:

$$\left[C_{d0} \ C_{l0} \ C_{M0} \ C_{di} \ C_{Y\beta} \ C_{I\alpha} \ C_{L\beta} \ C_{M\alpha} \ C_{M\alpha\beta} \ C_{M\beta} \ C_{M\beta\alpha} \ C_{N\beta} \ C_{Y\delta r} \ C_{I\delta e} \ C_{L\delta a} \ C_{N\delta r} \right] \quad (2.11)$$

Os coeficientes aerodinâmicos definidos são transformados em forças e momentos dimensionais através do uso de referências aerodinâmicas apropriadas. A força de referência é definida por:

$$F_{ar} = P_d b^2 \quad (2.12)$$

em que a pressão dinâmica é dada por $P_d = 1/2 \cdot \rho V_t^2$ e $b = \mathfrak{V}^{1/3}$ onde $\mathfrak{V}$ é o volume da envoltória. O momento de referência é dado por:

$$M_{ar} = \frac{1}{2} \rho V_e^2 \mathfrak{V} \quad (2.13)$$

O amortecimento de referência é dado por:

$$D_{ar} = \frac{1}{2} \rho b^2 l_l^2 V_e \quad (2.14)$$

Onde l_l é o comprimento do dirigível e V_e é a velocidade equivalente do veículo em relação ao ar, de forma a introduzir o efeito de uma velocidade angular significativa quando comparada com a velocidade em relação ao ar V_t . Para um vôo aerodinâmico (vôo executado a uma velocidade superior à velocidade mínima para que a atuação das superfícies aerodinâmicas sejam satisfatórias e sem que

seja necessário utilizar os motores para garantir a sustentação do dirigível), é razoável fazer a aproximação $Ve = Vt$. As forças aerodinâmicas são expressas como o produto da referência relevante e o respectivo coeficiente aerodinâmico. Por exemplo, a força lateral é dada por $Y = C_Y \cdot F_{ar}$, e o momento de arfagem seria $M = C_M \cdot M_{ar}$. Vale lembrar que o vetor de forças e momentos assim obtido é dado com relação ao referencial aerodinâmico (DYL), sendo necessária, portanto sua transformação para o referencial do veículo XYZ, através da matriz de transformação S_a abaixo (equação (2.15)).

$$S_a = \begin{bmatrix} \cos \alpha & 0 & -\sin \alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos \beta & -\sin \beta & 0 \\ \sin \beta & \cos \beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cdot \cos \beta & -\sin \beta \cdot \cos \alpha & -\sin \alpha \\ \sin \beta & \cos \beta & 0 \\ \sin \alpha \cdot \cos \beta & -\sin \alpha \cdot \sin \beta & \cos \alpha \end{bmatrix} \quad (2.15)$$

Aplicando esta transformação e multiplicando pelas referências aerodinâmicas apropriadas dadas pelas equações (2.12) a (2.14), o vetor de forças e momentos aerodinâmicos sem os termos de amortecimento é dado por:

$$\overline{F}_a^0 = S_a \begin{bmatrix} P_d \cdot b^2 [-C_d & -C_Y & C_l]^T \\ P_d \cdot \mathfrak{S} [C_L & C_M & C_N]^T \end{bmatrix} \quad (2.16)$$

Para estimar o valor das forças de **amortecimento**, na guinada e na arfagem, assume-se que a maior parte destas forças atuam na cauda do dirigível (de Paiva e Azinheira, 2001). Nesta condição os valores de tais forças podem ser estimados dividindo o valor do momento correspondente, pelo braço do momento l_t , que corresponde à distância entre o CV e centro aerodinâmico das empenagens da cauda. Desta forma, o vetor total das forças e momentos aerodinâmicos será dado, em termos das perturbações r_a , q_a e p_a , por:

$$\overline{F}_a = \overline{F}_a^0 + D_{ar} \begin{bmatrix} -\frac{1}{l_t} [0 & c_{nr} r_a & c_{mq} q_a]^T \\ [c_{lp} p_a & c_{mq} q_a & c_{nr} r_a]^T \end{bmatrix} \quad (2.17)$$

2.1.3 Forças Cinéticas e Induzida pelo Vento

As equações que descrevem o voo atmosférico de uma aeronave podem ser obtidas a partir da 2ª lei de Newton num referencial inercial (NED):

$$\frac{d\mathbf{p}}{dt}_{NED} = \mathbf{F} \quad (2.18)$$

$$\frac{d\mathbf{H}}{dt}_{NED} = \mathbf{T} \quad (2.19)$$

Sendo $\mathbf{p}$ o momento linear e $\mathbf{H}$ o momento angular.

O vetor de forças e momentos devido a variações de energia cinética e do vento, é obtido a partir do desenvolvimento das equações (2.18) e (2.19) num referencial inercial e fazendo a mudança para um referencial local (de Paiva e Azinheira, 2001).

Na abordagem de de Paiva e Azinheira (2001) as equações do movimento são apresentadas na forma vetorial. A matriz de massa aparente generalizada é definida por:

$$\overline{\mathbf{M}}_a = \begin{bmatrix} \mathbf{M}_a & -m\mathbf{OC} \times \\ m\mathbf{OC} \times & \mathbf{J}_a \end{bmatrix} \quad (2.20)$$

As matrizes de massa e de inércia são dadas, respectivamente, por:

$$\mathbf{M}_a = m\mathbf{I}_3 + \mathbf{M}_v \quad (2.21)$$

$$\mathbf{J}_a = \mathbf{J} + \mathbf{J}_v \quad (2.22)$$

Onde a Matriz de massa virtual é tomada como sendo:

$$\mathbf{M}_v = \begin{bmatrix} -X\dot{u} & 0 & 0 \\ 0 & -Y\dot{v} & 0 \\ 0 & 0 & -Z\dot{w} \end{bmatrix} \quad (2.23)$$

e a matriz de inércia virtual como:

$$\mathbf{J}_v = \begin{bmatrix} -L\dot{p} & 0 & 0 \\ 0 & -M\dot{q} & 0 \\ 0 & 0 & -N\dot{r} \end{bmatrix} \quad (2.24)$$

Sendo $X\dot{u}$, $Y\dot{v}$, $Z\dot{w}$ e $L\dot{p}$, $M\dot{q}$, $N\dot{r}$ os termos de massa e inércia virtual de Lamb, conforme descrito em Azinheira (2001). Além dos termos de massa e inércia virtuais apresentados, existem outros que por razões práticas foram aproximados a zero (Gomes, 1990).

Momento Linear

A definição de momento linear envolve três termos (de Paiva e Azinheira, 2001):

- Um correspondente ao momento do veículo, e proporcional à velocidade do centro de gravidade;
- Um segundo devido à massa de ar deslocado pelo invólucro, e proporcional à velocidade do vento;
- Um terceiro devido à massa virtual e proporcional à velocidade do dirigível em relação ao ar.

O primeiro termo considera a velocidade referenciada no CG, enquanto os outros dois consideram o CB como referência, ou seja:

$$\mathbf{p} = m\mathbf{V}^c + m_B(\mathbf{V}_a - \mathbf{V}) + M_v \mathbf{V}_a \quad (2.25)$$

Aplicando a 2ª lei de Newton e fazendo a mudança para um referencial local obtém-se a equação da força:

$$(\mathbf{M}_a \dot{\mathbf{V}} + \omega \times \mathbf{M}_a \mathbf{V}) - m \mathbf{OC} \times \dot{\omega} - m(\omega \times \mathbf{OC}) \times \omega - (\mathbf{M}_{Ba} \dot{\mathbf{V}}_w + \omega \times \mathbf{M}_{Ba} \dot{\mathbf{V}}_w) = \mathbf{F} \quad (2.26)$$

Na forma matricial tem-se:

$$[\mathbf{M}_a \quad m \mathbf{OC}] \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{F} + \mathbf{F}_k + \mathbf{F}_w \quad (2.27)$$

Os termos correspondentes às forças cinéticas e do vento são dados respectivamente por:

$$\mathbf{F}_k = -m \omega \times (\omega \times \mathbf{OC}) - \omega \times \mathbf{M}_a \mathbf{V} \quad (2.28)$$

$$\mathbf{F}_w = \mathbf{M}_{Ba} \dot{\mathbf{V}}_w + \omega \times \mathbf{M}_{Ba} \dot{\mathbf{V}}_w \quad (2.29)$$

Assumindo uma velocidade do vento constante no referencial da terra (NED), $\mathbf{V}_w^{NED} = [V_N, V_E, V_D]^T$, as componentes locais da velocidade do vento constante e sua derivada são, respectivamente:

$$\mathbf{V}_w = [u_w, v_w, w_w]^T = \mathbf{S} \mathbf{V}_w^{NED} \quad (2.30)$$

$$\dot{\mathbf{V}}_w = \dot{\mathbf{S}} \mathbf{V}_w^{NED} = -\omega \times \mathbf{S} \mathbf{V}_w^{NED} \quad (2.31)$$

Onde $\mathbf{S}$ é a matriz de transformação do referencial NED para o veículo. Assim, a força do vento é dada por:

$$\mathbf{F}_w = \mathbf{M}_{Ba} \dot{\mathbf{S}} \mathbf{V}_w^{NED} + \omega \times \mathbf{M}_{Ba} \omega \times \mathbf{S} \mathbf{V}_w^{NED} \quad (2.32)$$

Momento angular

Assim como no caso anterior, a velocidade angular do vento é introduzida na definição do momento angular (de Paiva e Azinheira, 2001):

$$\mathbf{H} = \mathbf{J}_a \boldsymbol{\omega} + \mathbf{OC} \times m \mathbf{V} + \mathbf{J}_{Ba} \boldsymbol{\omega}_w \quad (2.33)$$

Onde $\mathbf{J}_a = \mathbf{J} + \mathbf{J}_v$ e $\mathbf{J}_{Ba} = \mathbf{J}_B + \mathbf{J}_v$.

Aplicando-se a 2ª Lei de Newton e fazendo a mudança para um referencial local obtém-se:

$$\mathbf{J}_a \dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J}_a \boldsymbol{\omega} + (\mathbf{OC} \times m \dot{\mathbf{V}} + \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{OC} \times m \mathbf{V})) - (\mathbf{J}_{Ba} \dot{\boldsymbol{\omega}}_w + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J}_{Ba} \boldsymbol{\omega}_w) = \mathbf{T} \quad (2.34)$$

Que na forma matricial pode ser escrito como:

$$[m \mathbf{OC} \quad \mathbf{J}_a] \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{T} + \mathbf{T}_k + \mathbf{T}_w \quad (2.35)$$

Os termos correspondentes ao momento devido a efeitos cinéticos e devido à influência do vento são, respectivamente:

$$\mathbf{T}_k = -\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J}_a \boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{OC} \times m \mathbf{V}) \quad (2.36)$$

$$\mathbf{T}_w = \mathbf{J}_{Ba} \dot{\boldsymbol{\omega}}_w + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J}_{Ba} \boldsymbol{\omega}_w \quad (2.37)$$

Como a velocidade angular do vento $\boldsymbol{\omega}_n$ é considerada nula, o termo $\mathbf{T}_w$ é considerado nulo.

Assim, o vetor de forças e momentos devido a efeitos cinéticos (momentos lineares e angulares) incluindo a influência do vento pode ser escrito na forma vetorial, resultante de (2.28) (2.29) e de (2.36) (2.37).

$$\mathbf{F}_k = \begin{bmatrix} -m\omega \times (\omega \times \mathbf{OC}) - \omega \times \mathbf{M}_a \mathbf{V} + \mathbf{M}_{Ba} \dot{\mathbf{S}} \mathbf{V}_w^{NED} + \omega \mathbf{M}_{Ba} \omega \times \mathbf{S} \mathbf{V}_w^{NED} \\ -\omega \times \mathbf{J}_a \omega - \omega \times (\mathbf{OC} \times m \mathbf{V}) + \mathbf{J}_{Ba} \dot{\omega}_w + \omega \times \mathbf{J}_{Ba} \omega_w \end{bmatrix} \quad (2.38)$$

2.1.4 Força de propulsão

O vetor de forças e momentos de propulsão é obtido a partir da geometria do sistema de propulsão num sistema de eixos do próprio corpo (Ramos, 2002). A modelagem dos propulsores principais foi realizada através de uma tabela de coeficientes de uma curva experimental que relaciona os coeficientes de tração, C_T , e a respectiva razão de avanço das hélices (passo), J (Figura 7). Este valor é função de uma velocidade angular de entrada n em RPS:

$$J = \frac{V_t}{nD_{prop}} \quad (2.39)$$

Onde D_{prop} é o diâmetro das hélices principais. Os coeficientes de tração de ambos os propulsores são obtidos por interpolação a partir dos dados experimentais. As forças dos propulsores da direita e da esquerda, T_R e T_L são dadas por:

$$T_L = C_{TL} \rho D_{prop}^4 n_L^2 \quad (2.40)$$

$$T_R = C_{TR} \rho D_{prop}^4 n_R^2 \quad (2.41)$$

O vetor de forças e momentos devidos à propulsão gerado pelos dois motores principais ($\mathbf{F}_{TR}$, $\mathbf{F}_{TL}$, $\mathbf{M}_{TR}$, $\mathbf{M}_{TL}$) localizados em pontos conhecidos, e pela variação de entrada do motor da cauda ($\mathbf{F}_{tail}$, $\mathbf{M}_{tail}$) é dado por:

$$\bar{\mathbf{F}}_P = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_{TR} + \mathbf{F}_{TL} \\ \mathbf{M}_{TR} + \mathbf{M}_{TL} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{F}_{tail} \\ \mathbf{M}_{tail} \end{bmatrix} \quad (2.42)$$

Onde:

$$\begin{aligned} \mathbf{F}_{TR} &= T_R [\cos \delta_v \quad 0 \quad -\sin \delta_v]^T \\ \mathbf{F}_{TL} &= T_L [\cos \delta_v \quad 0 \quad -\sin \delta_v]^T \end{aligned} \quad (2.43)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{M}_{TR} &= \mathbf{F}_{TR} \times \mathbf{OC}_{TR} \\ \mathbf{M}_{TL} &= \mathbf{F}_{TL} \times \mathbf{OC}_{TL} \end{aligned} \quad (2.44)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{F}_{tail} &= [0 \quad \delta_t \quad 0]^T \\ \mathbf{M}_{tail} &= \mathbf{OC}_{tail} \times \mathbf{F}_{tail} \end{aligned} \quad (2.45)$$

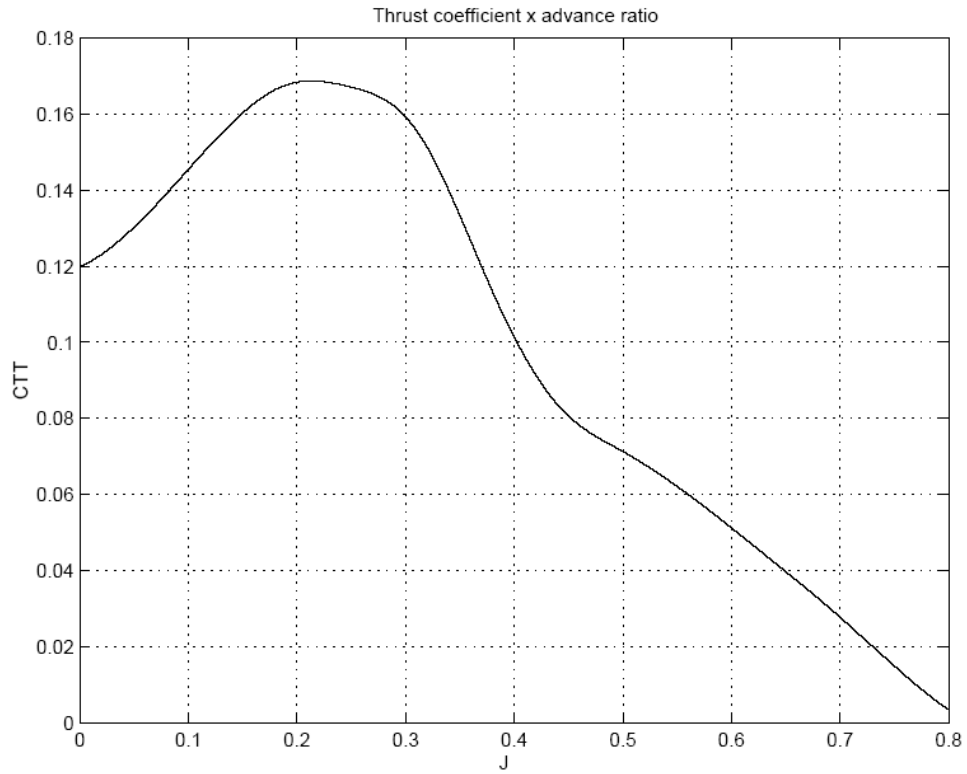


Figura 7: Valores do Coeficiente de Tração Ct em função da razão de avanço J

Sendo que:

- δv ângulo de vetorização entre o eixo longitudinal do dirigível e o eixo do propulsor;
- δt força gerada pelo motor da cauda
- $OC_{TR} = [b_x \ b_y \ b_z]$ e $OC_{TL} = [b_x \ -b_y \ b_z]$ vetores do CV para o centro do propulsor da direita e da esquerda respectivamente.
- OC_{tail} vetor do CV para a localização da hélice da cauda:

$$OC_{tail} = [0 \ 0 \ l_{tail}] \quad (2.46)$$

2.2 Modelo Dinâmico Linearizado

De acordo com a metodologia de identificação dinâmica (a ser abordada em mais detalhes posteriormente na seção 3.2) uma das etapas necessárias a esse tipo identificação é a linearização das equações do modelo do sistema. O processo de identificação tem como exigência o estabelecimento de um ponto de operação em torno do qual as perturbações são aplicadas ao sistema. Daí a importância da linearização analítica do modelo dinâmico.

É válido relembrar a Equação (2.1) resultado da aplicação da 2ª Lei de Newton ao corpo do veículo:

$$\overline{M_a} \ddot{x} = \overline{F_g} + \overline{F_a} + \overline{F_w} + \overline{F_k} + \overline{F_p} \quad (2.47)$$

Considerando-se uma determinada condição de voo nivelado, (altitude e velocidade constantes), os vetores de força apresentados na seção anterior podem ser linearizados analiticamente, e, utilizando-se ferramentas de manipulação simbólica, podem ser reescritos em função das velocidades para pequenas perturbações em torno da condição nivelada. Se realizada a linearização e a separação das

dinâmicas dos modos longitudinal e lateral, a Equação (2.47) pode ser escrita da seguinte forma (de Paiva, 2002a), (Cortés, 2003):

$$M_{av}\dot{x}_v = a_v x_v + b_v u_v \quad (2.48)$$

$$M_{ah}\dot{x}_h = a_h x_h + b_h u_h \quad (2.49)$$

O subscrito v e h refere-se ao movimento longitudinal (plano vertical) e lateral (plano horizontal).

$x_v = [u, w, q, \theta]^T$ é o vetor de variáveis de estado do modo longitudinal, sendo, respectivamente: velocidade longitudinal, velocidade vertical, razão de arfagem e ângulo de arfagem. A entrada de controle neste caso é dada por $u_v = [\delta e, \delta T, \delta v]^T$, correspondendo ao ângulo de deflexão do profundor, força propulsora e ângulo da vetorização dos motores.

$x_h = [v, p, r, \phi]^T$ é o vetor de variáveis de estado do modo lateral, correspondendo, respectivamente, à velocidade lateral, à razão de rolagem, a razão de guinada e o ângulo de rolagem. A entrada de controle neste caso é representada pelo vetor $u_h = [\delta a, \delta r, \delta t]^T$ correspondendo à deflexão do aileron, deflexão do leme e propulsão do motor de cauda respectivamente.

As matrizes M_{av} e M_{ah} são obtidas a partir da matriz de massa M_a considerando os elementos correspondentes ao modo longitudinal e ao modo lateral respectivamente.

As matrizes a_v, b_v, a_h, b_h são dadas abaixo, cujos elementos são as chamadas “derivadas de estabilidade” (de Paiva, 2002a), (Cortés, 2003).

$$a_v = \begin{bmatrix} X_u & X_w & X_q & X_\theta \\ Z_u & Z_w & Z_q & Z_\theta \\ M_u & M_w & M_q & M_\theta \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}, \quad b_v = \begin{bmatrix} X_{de} & X_{dT} & X_{dv} \\ Z_{de} & Z_{dT} & Z_{dv} \\ M_{de} & M_{dT} & M_{dv} \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.50)$$

$$a_h = \begin{bmatrix} Y_v & Y_p & Y_r & Y_\phi \\ L_v & L_p & L_r & L_\phi \\ N_v & N_p & N_r & N_\phi \\ 0 & 1 & \tan \theta_0 & 0 \end{bmatrix}, \quad b_h = \begin{bmatrix} Y_{da} & Y_{dr} & Y_{dt} \\ L_{da} & L_{dr} & L_{dt} \\ N_{da} & N_{dr} & N_{dt} \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.51)$$

As derivadas de estabilidade relacionam as variações dos elementos do vetor de força e momento para pequenas perturbações nas variáveis e nas entradas de controle. Por exemplo, lembrando que o vetor de forças e momentos é representado por $\overline{F} = [X, Y, Z, L, M, N]^T$, a derivada de estabilidade $\mathbf{X}_u$ na matriz $\mathbf{a}_v$ representa a variação na força longitudinal $\mathbf{X}$ para uma pequena variação na velocidade longitudinal $\mathbf{u}$, e assim por diante. As expressões das derivadas de estabilidade são obtidas através de técnicas de linearização para pequenas perturbações, sendo descritas nas seções seguintes.

As derivadas de estabilidade são funções dos ângulos de incidência aerodinâmica α e β , dos ângulos de Euler e das velocidades, supostos conhecidos para uma determinada condição de voo estabilizado. Além disso, as derivadas de estabilidade são funções dos coeficientes aerodinâmicos (que aparecem em $\overline{F}_a$). Desta forma, as equações dinâmicas linearizadas (2.48) e (2.49) podem ser escritas analiticamente como funções dos coeficientes aerodinâmicos.

As equações de estados clássicas para os modos longitudinal e lateral são obtidas a partir das equações (2.48) e (2.49), pela multiplicação da inversa da matriz de massa correspondente, estando descritas abaixo:

$$\dot{x}_v = A_v x_v + B_v u_v \quad (2.52)$$

$$\dot{x}_h = A_h x_h + B_h u_h \quad (2.53)$$

As matrizes dinâmicas A_v, B_v, A_h e B_h são dadas por:

$$A_v = (\mathbf{M}_{av})^{-1} \cdot \begin{bmatrix} X_u & X_w & X_q & X_\theta \\ Z_u & Z_w & Z_q & Z_\theta \\ M_u & M_w & M_q & M_\theta \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}, B_v = (\mathbf{M}_{av})^{-1} \cdot \begin{bmatrix} X_{de} & X_{dT} & X_{dv} \\ Z_{de} & Z_{dT} & Z_{dv} \\ M_{de} & M_{dT} & M_{dv} \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.54)$$

$$A_h = (\mathbf{M}_{ah})^{-1} \cdot \begin{bmatrix} Y_v & Y_p & Y_r & Y_\phi \\ L_v & L_p & L_r & L_\phi \\ N_v & N_p & N_r & N_\phi \\ 0 & 1 & \tan \theta_0 & 0 \end{bmatrix}, B_h = (\mathbf{M}_{ah})^{-1} \cdot \begin{bmatrix} Y_{da} & Y_{dr} & Y_{dt} \\ L_{da} & L_{dr} & L_{dt} \\ N_{da} & N_{dr} & N_{dt} \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.55)$$

A partir de experimentos de ensaio de vôo estas matrizes dinâmicas são obtidas numericamente para uma determinada condição de vôo em equilíbrio através da identificação. Pelo equacionamento entre as matrizes dinâmicas analíticas e as correspondentes numéricas, podem-se então extrair os valores correspondentes dos coeficientes aerodinâmicos. No contexto deste trabalho isso foi feito apenas para o modo longitudinal.

Para o procedimento experimental de identificação dinâmica, um dado conjunto de pequenas perturbações é aplicado nas entradas de controle do dirigível numa certa condição de vôo em equilíbrio, e a partir das variáveis de entrada e saída medidas, e utilizando-se um método de mínimos quadrados (PEM) associado a um método de otimização por subespaços (MOESP), (Cortés, 2003) as matrizes dinâmicas podem ser obtidas. O procedimento de identificação dinâmica do dirigível AS800 será realizado inicialmente para velocidades (*airspeed*) médias e altas, já que nesta condição os ângulos de incidência aerodinâmica pequenos facilitam o procedimento de linearização. Em uma fase posterior (fora do escopo deste trabalho), a dinâmica em baixas velocidades e vôo pairado será investigada.

Nas seções seguintes é apresentado um estudo sobre a linearização dos vetores de força, a obtenção das equações do movimento longitudinal e os modos dinâmicos aplicáveis em dirigíveis, tendo este último tópico importante relevância na caracterização da dinâmica da aeronave.

2.2.1 Linearização dos vetores de força

Para que seja possível realizar a linearização em torno de um ponto de operação são necessárias assumir algumas simplificações de forma que se possa considerar linear o comportamento dinâmico do veículo para valores próximos ao ponto de operação. Tais considerações (de Paiva, 2002a), (Cortés, 2003) são mostradas nas expressões abaixo (2.56):

$$\theta = \theta_i + d\theta, \quad \varphi = \varphi_i + d\varphi, \quad \phi = \phi_i + d\phi, \quad \psi_i = 0, \quad V_t = V_{ti} + dV_t \quad (2.56)$$

onde o sub-índice “i” denota os valores na condição de equilíbrio e $\theta_i = \alpha_i$ (ângulo de incidência longitudinal), $\beta_i = 0$ (ângulo de derrapagem lateral) e V_{ti} é a velocidade na qual o voo se mantém equilibrado.

Para as superfícies de controle na condição de equilíbrio, considera-se:

$$\delta_e = \delta_{ei}, \quad \delta_{ai} = 0, \quad \delta_{ri} = 0 \quad (2.57)$$

A deflexão do profundor é dada por:

$$\delta_e = \delta_{ei} + d\delta_e \quad (2.58)$$

Nos itens abaixo são apresentados os procedimentos de linearização de cada componente do vetor de forças, a determinação das derivadas de estabilidade, e finalmente as expressões analíticas das matrizes dinâmicas como função dos coeficientes aerodinâmicos.

Linearização do vetor da Força Gravitacional

Partindo-se da Equação (2.4) que define a matriz de transformação e aplicando as considerações assumidas na Equação (2.56), obtém-se a nova matriz de transformação S (de Paiva, 2002a), (Cortés, 2003).

$$S = \begin{bmatrix} \cos \theta_i - \sin \theta_i d\theta & \cos \theta_i d\phi & -\sin \theta_i - \cos \theta_i d\theta \\ \sin \theta_i d\phi - d\phi & 1 & \cos \theta_i d\phi \\ \sin \theta_i + \cos \theta_i d\theta & \sin \theta_i d\phi - d\phi & \cos \theta_i - \sin \theta_i d\theta \end{bmatrix} \quad (2.59)$$

Assumindo que na condição de equilíbrio $\theta_i = \alpha_i$, o vetor linearizado de forças e momentos devidos à gravidade será:

$$\bar{\mathbf{F}}_g = \begin{bmatrix} X_{g\theta} \\ 0 \\ Z_{g\theta} \\ 0 \\ M_{g\theta} \\ 0 \end{bmatrix} \theta + \begin{bmatrix} 0 \\ Y_{g\phi} \\ 0 \\ L_{g\phi} \\ 0 \\ N_{g\phi} \end{bmatrix} \phi \quad (2.60)$$

com:

$$\begin{aligned} X_{g\theta} &= -(m - m_B)g \cos \alpha_i \\ Z_{g\theta} &= -(m - m_B)g \sin \alpha_i \\ M_{g\theta} &= -mga_z \cos \alpha_i + mga_x \sin \alpha_i \\ Y_{g\phi} &= (m - m_B)g \cos \alpha_i \\ L_{g\phi} &= -mga_z \cos \alpha_i \\ N_{g\phi} &= mga_x \cos \alpha_i \end{aligned} \quad (2.61)$$

Linearização do vetor das forças aerodinâmicas

Considerando que a condição de equilíbrio de vôo corresponde a um vôo horizontal alinhado com o vento e a velocidade constante correspondendo às condições observadas em (2.56) a linearização da equação (2.6) é obtida pelo desenvolvimento da série de Taylor e através das relações trigonométricas (2.7) e (2.8), (McLean (1990)),

$$V_t = V_{ti} + \frac{du}{\sqrt{1 + \alpha_i^2}} + \frac{\alpha_i dw}{\sqrt{1 + \alpha_i^2}} \quad (2.62)$$

A partir de (2.7) e (2.8), os ângulos de incidência longitudinal α (ângulo de ataque) e lateral β (ângulo de derrapagem) considerados como pequenas perturbações em torno dos valores de referência são:

$$\alpha = \alpha_i + \frac{dw}{V_{ti}} \quad (2.63)$$

$$\beta = \frac{dv}{V_{ti}} \quad (2.64)$$

Em relação às curvas auxiliares que definem os coeficientes aerodinâmicos em (2.10), foram consideradas as aproximações mostradas nas expressões em (2.57), válidas para um vôo aerodinâmico ($V_t > 5\text{m/s}$, velocidade a partir da qual as superfícies aerodinâmicas possuem autoridade suficiente para o controlar o dirigível de modo satisfatório e a sustentação aerodinâmica do envelope é suficiente para manter a aeronave em vôo sem a necessidade de vetorização dos motores) (Azinheira (2001)):

$$\begin{aligned} \sin\beta &= \beta, \cos\beta = 1, c_{ab3} = 1, s_{bby} = \beta, s_{bbl} = \beta, s_{bbn} = \beta, s_{aal} = \alpha, \\ s_{aam} &= \frac{1}{4}\sin(4\alpha_i) + \cos(4\alpha_i)\frac{dw}{u_i}, s_{aal2} = \alpha_i^2 + 2\frac{dw}{u_i}, s_{bby2} = 0, c_{aaln} = 1 \end{aligned}$$

Nas equações dos coeficientes aerodinâmicos (2.10) os módulos de alguns destes termos foram aproximados a zero uma vez que não são funções linearizáveis e permitem tal tratamento devido ao fato de possuírem valores desprezíveis.

Considerando as expressões anteriormente linearizadas e as simplificações assumidas a partir da condição de equilíbrio de voo (2.56) e (2.57), o vetor de forças e momentos aerodinâmicos linearizado resulta nas equações abaixo, onde, por simplificação de notação, as variáveis (u, v, w, p, q, r, δe , δa , δr) já representam as perturbações em torno dos valores da condição de equilíbrio. O mesmo ocorre com a força F_a , que representa, na verdade, uma perturbação em torno da força de equilíbrio.

$$\mathbf{F}_a = \begin{bmatrix} X_{au} \\ 0 \\ Z_{au} \\ 0 \\ M_{au} \\ 0 \end{bmatrix} u + \begin{bmatrix} 0 \\ Y_{av} \\ 0 \\ L_{av} \\ 0 \\ N_{av} \end{bmatrix} v + \begin{bmatrix} X_{aw} \\ 0 \\ Z_{aw} \\ 0 \\ M_{aw} \\ 0 \end{bmatrix} w + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ L_{ap} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} p + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ Z_{aq} \\ 0 \\ M_{aq} \\ 0 \end{bmatrix} q + \begin{bmatrix} 0 \\ Y_{ar} \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ N_{ar} \end{bmatrix} r +$$

$$+ \begin{bmatrix} X_{\delta e} \\ 0 \\ Z_{\delta e} \\ 0 \\ M_{\delta e} \\ 0 \end{bmatrix} \delta e + \begin{bmatrix} 0 \\ Y_{\delta a} \\ 0 \\ L_{\delta a} \\ 0 \\ N_{\delta a} \end{bmatrix} \delta a + \begin{bmatrix} 0 \\ Y_{\delta r} \\ 0 \\ L_{\delta r} \\ 0 \\ N_{\delta r} \end{bmatrix} \delta r \quad (2.65)$$

onde:

$$X_{au} = b^2 \rho V_{ti} \sin \alpha_i (C_{l0} + C_{l\alpha} \alpha_i + C_{l\delta e} f_{tail} \delta_{ei}) + b^2 \rho V_{ti} \cos \alpha_i (-\alpha_i^2 C_{l\alpha}^2 C_{di} - C_{d0})$$

$$Z_{au} = -b^2 \rho V_{ti} \sin \alpha_i (C_{d0} + \alpha_i^2 C_{l\alpha}^2 C_{di}) + b^2 \rho V_{ti} \cos \alpha_i (C_{l0} + C_{l\alpha} \alpha_i + C_{l\delta e} f_{tail} \delta_{ei})$$

$$M_{au} = V_{ol} \rho V_{ti} \left(C_{M0} + 2 \sin \alpha_i \cos^3 \alpha_i C_{M\alpha} - \sin \alpha_i \cos \alpha_i C_{M\alpha} + C_{M\delta e} f_{tail} \delta_{ei} \right)$$

$$Y_{av} = \frac{b^2 P_{di}}{V_{ti}} \left(C_{d0} + \alpha_i^2 C_{l\alpha}^2 C_{di} - C_{Y\beta} \right)$$

$$L_{av} = -\frac{V_{ol} P_{di}}{V_{ti}} \left(\cos \alpha_i C_{M0} + 2 C_{M\alpha} \sin \alpha_i \cos^4 \alpha_i - C_{M\alpha} \sin \alpha_i \cos 2 \alpha_i + \cos \alpha_i C_{M\delta e} f_{tail} \delta_{ei} \right) \\ - \frac{V_{ol} P_{di}}{V_{ti}} \sin \alpha_i C_{N\beta} + \frac{V_{ol} P_{di}}{V_{ti}} \cos \alpha_i C_{L\beta}$$

$$N_{av} = -\frac{V_{ol} P_{di}}{V_{ti}} \left(\sin \alpha_i C_{M0} + 2 C_{M\alpha} \sin \alpha_i^2 \cos 3 \alpha_i - C_{M\alpha} \sin^2 \alpha_i \cos \alpha_i + \sin \alpha_i C_{M\delta e} f_{tail} \delta_{ei} \right) \\ \frac{V_{ol} P_{di}}{V_{ti}} \cos \alpha_i C_{N\beta} + \frac{V_{ol} P_{di}}{V_{ti}} \sin \alpha_i C_{L\beta}$$

$$X_{aw} = b^2 \rho \alpha_i V_{ti} \sin \alpha_i (C_{L\delta e} f_{tail} \delta_{ei} + C_{l0}) + b^2 \rho \alpha_i^2 V_{ti} \sin \alpha_i (C_{l\alpha}) - b^2 \rho \alpha_i^3 V_{ti} \cos \alpha_i (C_{di} C_{l\alpha}^2) - \\ - b^2 \rho \alpha_i V_{ti} \cos \alpha_i (C_{d0}) + \frac{b^2 P_{di} \cos \alpha_i}{V_{ti}} \left(-2 C_{di} C_{l\alpha}^2 \alpha_i + C_{l0} + C_{l\alpha} \alpha_i + C_{L\delta e} f_{tail} \delta_{ei} \right) + \\ + \frac{b^2 P_{di} \sin \alpha_i}{V_{ti}} \left(C_{di} C_{l\alpha}^2 \alpha_i^2 + C_{d0} + C_{l\alpha} \right)$$

$$Z_{aw} = -b^2 \rho \alpha_i^3 V_{ti} \sin \alpha_i (C_{di} C_{l\alpha}^2) - b^2 \rho \alpha_i^2 V_{ti} \cos \alpha_i (C_{l\alpha}) - b^2 \rho \alpha_i V_{ti} \cos \alpha_i (C_{l0} u_i + C_{L\delta e} f_{tail} \delta_{ei}) - \\ - b^2 \rho \alpha_i V_{ti} \sin \alpha_i (C_{d0}) + \frac{b^2 P_{di} \cos \alpha_i}{V_{ti}} \left(C_{di} C_{l\alpha}^2 \alpha_i^2 + C_{d0} + C_{l\alpha} \right) + \\ + \frac{b^2 P_{di} \sin \alpha_i}{V_{ti}} \left(-2 C_{di} C_{l\alpha}^2 \alpha_i + C_{l0} + C_{l\alpha} \alpha_i - C_{L\delta e} f_{tail} \delta_{ei} \right)$$

$$M_{aw} = V_{ol} \rho \alpha_i V_{ti} \left(C_{M\delta e} f_{tail} \delta_{ei} + C_{M0} - C_{M\alpha} \sin \alpha_i \cos \alpha_i + 2 C_{M\alpha} \sin \alpha_i \cos^3 \alpha_i \right) + \\ + \frac{V_{ol} P_{di} C_{M\alpha}}{V_{ti}} \left(1 - 8 \cos^2 \alpha_i + 8 \cos^4 \alpha_i \right)$$

$$L_{ap} = \frac{1}{2} \rho b^2 l^2 c_{lp} V_{ti}$$

$$Z_{aq} = -\frac{1}{2} \rho b^2 l^2 c_{mq} \frac{V_{ti}}{l_t}$$

$$M_{aq} = \frac{1}{2} \rho b^2 l^2 c_{mq} V_{ti}$$

$$Y_{ar} = -\frac{1}{2} \rho b^2 l^2 c_{nr} \frac{V_{ti}}{l_t}$$

$$N_{ar} = \frac{1}{2} \rho b^2 l^2 c_{nr} V_{ti}$$

$$X_{\delta e} = b^2 P_{di} \sin \alpha_i C_{l\delta e} f_{tail} (1 + \delta_{ei})$$

$$Z_{\delta e} = -b^2 P_{di} \cos \alpha_i C_{l\delta e} f_{tail} (1 + \delta_{ei})$$

$$M_{\delta e} = V_{ol} P_{di} C_{M\delta e} f_{tail} (1 + \delta_{ei})$$

Linearização das forças cinéticas e induzida pelo vento

Na condição de equilíbrio (vôo horizontal nivelado a velocidade constante) $\theta_i = \alpha_i$, $\beta_i = 0$. Considerando a matriz de transformação **S** (2.4) e as simplificações assumidas a partir da condição de equilíbrio de vôo para pequenas perturbações (2.56), e ainda as condições de equilíbrio de vôo (de Paiva, 2002b), (Cortés, 2003):

$$u = u_i + du, w = \alpha_i u_i + dw, v_i = p_i = q_i = r_i = 0 \quad (2.66)$$

O vetor resultante de forças e momentos devidos a efeitos cinéticos e do vento, linearizado, a partir da equação (2.38), é dado por:

$$\mathbf{F}_k = \begin{bmatrix} 0 \\ Y_{kp} \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ N_{kp} \end{bmatrix} p + \begin{bmatrix} X_{kq} \\ 0 \\ Z_{kq} \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} q + \begin{bmatrix} X_{kr} \\ Y_{kr} \\ 0 \\ L_{kr} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} r \quad (2.67)$$

Sendo que:

$$Y_{kp} = (m - Y_{\dot{v}}) \alpha_i u_i$$

$$N_{kp} = -ma_z u_i + ma_x \alpha_i u_i$$

$$X_{kq} = -(m - Y_{\dot{v}}) \alpha_i u_i + (m_B - X_{\dot{u}}) w_n \sin \alpha_i + (m_B - Y_{\dot{v}}) w_n \sin \alpha_i - (m_B - X_{\dot{u}}) w_d \cos \alpha_i + \\ + (m_B - Y_{\dot{v}}) w_d \cos \alpha_i$$

$$Z_{kq} = (m - X_{\dot{u}}) u_i + (m_B - Y_{\dot{v}}) w_n \cos \alpha_i - (m_B - Y_{\dot{v}}) w_d \sin \alpha_i - (m_B - X_{\dot{u}}) w_n \cos \alpha_i + \\ + (m_B - Y_{\dot{v}}) w_d \sin \alpha_i$$

$$X_{kr} = -(m_B - Y_{\dot{v}}) w_e + (m_B - X_{\dot{u}}) w_e$$

$$Y_{kr} = -(m - X_{\dot{u}}) u_i - (m_B - X_{\dot{u}}) w_d \sin \alpha_i - (m_B - Y_{\dot{v}}) w_n \cos \alpha_i + (m_B - Y_{\dot{v}}) w_d \sin \alpha_i + \\ + (m_B - X_{\dot{u}}) w_n \cos \alpha_i$$

$$L_{kr} = ma_z u_i - ma_x \alpha_i u_i$$

Linearização da força de propulsão

A linearização da curva $C_T(J)$ (Figura 7) é obtida por meio da expansão da mesma em séries de Taylor e desprezando-se os termos de ordem maior que 2 (de Paiva, 2002a). Sendo o coeficiente de empuxo, C_T , função do passo J (Ramos, 2002):

$$C_T = f(J(V_t, n)) \quad (2.68)$$

Assim:

$$C_T = C_{Ti} + \left(\frac{\partial f}{\partial J} \right)_{CTi} \left(\frac{\partial J}{\partial V_t} \right)_{V_{ti}, n_i} dV_t + \left(\frac{\partial f}{\partial J} \right)_{CTi} \left(\frac{\partial J}{\partial n} \right)_{V_{ti}, n_i} dn \quad (2.69)$$

É interessante observar que $\left(\frac{\partial f}{\partial J} \right)_{CTi}$ corresponde à derivada da curva C_t no ponto de operação.

Pela substituição das derivadas parciais e considerando $T_R = T_L$ tem-se:

$$T = 2 \left(C_{Ti} + \left(\frac{\partial f}{\partial J} \right)_{CTi} \frac{1}{n_i D_{prop}} dV_t - \left(\frac{\partial f}{\partial J} \right)_{CTi} \frac{V_{ti}}{n_i^2 D_{prop}} dn \right) \rho D_{prop}^4 (n_i + dn) \quad (2.70)$$

Onde, a partir de (2.56) e (2.62), dV_t é dado por .

$$dV_t = \frac{du}{\sqrt{1 + \alpha_i^2}} + \frac{\alpha_i \cdot dw}{\sqrt{1 + \alpha_i^2}} \quad (2.71)$$

A força e momento resultantes gerados pelo empuxo dos motores principais serão então:

$$\begin{aligned} \mathbf{F}_{th} &= T [\cos \delta_v \quad 0 \quad -\sin \delta_v]^T \\ \mathbf{M}_{th} &= \mathbf{OC}_{TR} \frac{\mathbf{F}_{th}}{2} + \mathbf{OC}_{TL} \frac{\mathbf{F}_{th}}{2} \end{aligned} \quad (2.72)$$

E a força e o momento gerados pelo motor de cauda são:

$$\begin{aligned} \mathbf{F}_{tail} &= [0 \quad \delta_t \quad 0]^T \\ \mathbf{M}_{tail} &= \mathbf{OC}_{tail} \times \mathbf{F}_{tail} \end{aligned} \quad (2.73)$$

O vetor linearizado de forças e momentos gerados pela propulsão resulta portanto em:

$$\bar{\mathbf{F}}_P = \begin{bmatrix} X_{pu} \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ M_{pu} \\ 0 \end{bmatrix} u + \begin{bmatrix} X_{pw} \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ M_{pw} \\ 0 \end{bmatrix} w + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ Z_{p\delta v} \\ 0 \\ M_{p\delta v} \\ 0 \end{bmatrix} \delta v + \begin{bmatrix} 0 \\ Y_{\delta t} \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ N_{\delta t} \end{bmatrix} \delta t + \begin{bmatrix} X_{pn} \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ M_{pn} \\ 0 \end{bmatrix} \delta n \quad (2.74)$$

Sendo:

$$X_{pu} = \frac{2\rho D^3 \left(\frac{\partial f}{\partial J} \right)_{CTi} n_i}{\sqrt{1 + \alpha_i^2}}$$

$$M_{pu} = \frac{2b_z \rho D^3 \left(\frac{\partial f}{\partial J} \right)_{CTi} n_i}{\sqrt{1 + \alpha_i^2}}$$

$$X_{pw} = \frac{2\rho D^3 \left(\frac{\partial f}{\partial J} \right)_{CTi} n_i \alpha_i}{\sqrt{1 + \alpha_i^2}}$$

$$M_{pw} = \frac{2b_z \rho D^3 \left(\frac{\partial f}{\partial J} \right)_{CTi} n_i \alpha_i}{\sqrt{1 + \alpha_i^2}}$$

$$Z_{p\delta v} = -2\rho D^4 C_{Ti} n_i^2$$

$$M_{p\delta v} = 2b_x \rho D^4 C_{Ti} n_i^2$$

$$X_{pn} = 4\rho D^4 C_{Ti} n_i - 2\rho D^3 \left(\frac{\partial f}{\partial J} \right)_{CTi} V_{ti}$$

$$M_{pn} = 4b_z \rho D^4 C_{Ti} n_i - 2b_z \rho D^3 \left(\frac{\partial f}{\partial J} \right)_{CTi} V_{ti}$$

2.2.2 Obtenção das equações de movimento Longitudinal

A partir das equações derivadas nas seções anteriores é possível compor as matrizes de estado conforme descrito no início deste capítulo.

Relembrando as equações (2.52) e (2.54):

$$\dot{x}_v = A_v x_v + B_v u_v$$

$$A_v = (\mathbf{M}_{av})^{-1} \cdot a_v = (\mathbf{M}_{av})^{-1} \cdot \begin{bmatrix} X_u & X_w & X_q & X_\theta \\ Z_u & Z_w & Z_q & Z_\theta \\ M_u & M_w & M_q & M_\theta \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B_v = (\mathbf{M}_{av})^{-1} \cdot b_v = (\mathbf{M}_{av})^{-1} \cdot \begin{bmatrix} X_{de} & X_{dT} & X_{dv} \\ Z_{de} & Z_{dT} & Z_{dv} \\ M_{de} & M_{dT} & M_{dv} \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

A matriz $\bar{\mathbf{M}}_{av}$ é obtida a partir da matriz massa definida em (2.20) e é dada por:

$$\overline{\mathbf{M}}_{av} = \begin{bmatrix} m - X_{\dot{u}} & 0 & ma_z & 0 \\ 0 & m - Z_w & -ma_x & 0 \\ ma_z & -ma_x & J_y + M_{\dot{q}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.75)$$

e coeficientes das matrizes $\mathbf{a}_v$ e $\mathbf{b}_v$ (equação (2.50)) obtidos a partir das equações (2.60), (2.65), (2.67) e (2.74), com:

$$\begin{aligned} X_u &= X_{au} + X_{pu}, & X_w &= X_{aw} + X_{pw}, & X_q &= X_{kq}, & X_\theta &= X_{g\theta}, \\ Z_u &= Z_{au}, & Z_w &= Z_{aw}, & Z_q &= Z_{aq} + Z_{kq}, & Z_\theta &= Z_{g\theta}, \\ M_u &= M_{au} + M_{pu}, & M_w &= M_{aw} + M_{pw}, & M_q &= M_{aq} + M_{kq}, & M_\theta &= M_{g\theta} \end{aligned} \quad (2.76)$$

Dessa forma obtém-se as matrizes $\mathbf{A}_v$ e $\mathbf{B}_v$ do modelo dinâmico linearizado do sistema.

A partir das equações que compõe os coeficientes das matrizes $\mathbf{A}_v$ e $\mathbf{B}_v$ mostradas nesta seção é possível por meio da manipulação simbólica dessas equações se obter os coeficientes aerodinâmicos da aeronave a partir de matrizes $\mathbf{A}_v$ e $\mathbf{B}_v$ identificadas por meio da metodologia de identificação dinâmica paramétrica mostrada na seção 3.2.

2.2.3 Modos Longitudinais

O movimento longitudinal de dirigíveis pode ser caracterizado por 3 modos dinâmicos, conforme descrito por Gomes (1990). Esses modos são descritos pelos autovalores da matriz dinâmica linear A_v que caracterizam o movimento longitudinal do veículo. Os modos dinâmicos são os seguintes:

- Modo de avanço da velocidade u (*surge mode*)

Este modo caracteriza o comportamento da velocidade da aeronave diante de uma perturbação na propulsão. Este modo é descrito por um pólo real (autovalor da matriz dinâmica) lento e estável. Dada uma excitação degrau positiva na propulsão, a velocidade da aeronave aumenta

até atingir o novo valor de forma exponencial e com constante de tempo $s_1 = -1/\tau_{surge}$, onde s_1 é o autovalor correspondente ao modo de avanço (o pólo real mais lento, isto é, mais próximo de zero) e τ_{surge} é a constante de tempo associada ao modo de avanço. Como s_1 é em geral pequeno e negativo (estável), a constante de tempo τ_{surge} associada é elevada.

- Modo de decaimento do ângulo de arfagem (*subsidence mode*)

Este modo caracteriza o comportamento do ângulo de arfagem da aeronave dada uma perturbação nos profundores da aeronave. Este modo mostra como a variável q (taxa de arfagem) se comporta diante da perturbação. Em geral é um modo bastante rápido, estável e de comportamento exponencial (autovalor negativo, distante da origem e real). Assim como no caso do modo de avanço, pode-se definir $s_2 = -1/\tau_q$, onde s_2 é o pólo associado ao modo de decaimento (pólo real negativo de maior valor em módulo) e τ_q é a constante de tempo associada ao modo de decaimento. Como τ_q é um valor pequeno, dado o fato deste modo ser consideravelmente rápido, é o modo que apresenta maior dificuldade de ser identificado, pois nem sempre é possível se excitar eficientemente este modo rápido.

- Modo de pêndulo longitudinal (*pendulum oscillation mode*)

Este modo oscilatório é caracterizado por um par de pólos complexos conjugados estáveis (negativos) correspondendo a uma oscilação de segunda ordem. Este modo se apresenta como uma oscilação de baixa frequência em arfagem. A caracterização matemática deste modo é complexa e extrapola o escopo deste trabalho. Uma importante consideração em relação a este modo é que o amortecimento a ele relacionado aumenta à medida que a velocidade de vôo relativa V_t aumenta.

Capítulo 3

Metodologias de Identificação Clássicas

Os procedimentos de identificação clássicos de modelos de aeronaves podem ser classificados como dinâmico e estacionário.

A identificação estacionária é um método de identificação que consiste basicamente em determinar um conjunto de equações linearizadas cujas incógnitas são os coeficientes aerodinâmicos do dirigível e suas derivadas. Para isso, é necessário eliminar as componentes dinâmicas do sistema. Daí a necessidade da condição estacionária, pois dessa forma considera-se a existência de um equilíbrio de forças, podendo ser desprezadas a somatória das forças atuantes no sistema.

Na identificação dinâmica, após a estabilização do voo, aplica-se uma sequência de entradas de perturbação, e a partir destas entradas e das saídas medidas, determinam-se as matrizes dinâmicas que representam o modelo linearizado em torno de um ponto de equilíbrio, geralmente representado por uma velocidade e altitude de cruzeiro, conforme explicado em Mulder (1994).

Os métodos de identificação serão detalhadamente descritos para o caso específico de aplicação no dirigível do Projeto AURORA.

3.1 Identificação Paramétrica Estacionária

3.1.1 Metodologia de Ensaio de Vôo para Identificação Estacionária

Na identificação estacionária, a partir do equilíbrio de forças resultante de um vôo retilíneo com velocidade e altitude constantes, é possível obter um conjunto de equações o qual é função dos ângulos de incidência α e β , das velocidades, dos ângulos de Euler ϕ, θ, ψ , e das entradas de controle, apresentando como incógnitas os coeficientes aerodinâmicos (observados em $\overline{F_a}$). A partir de dados coletados em ensaios de vôo, os diversos parâmetros podem ser medidos, e os coeficientes aerodinâmicos avaliados através do equacionamento (de Paiva, 2002c), (Cortés, 2003)

Uma vantagem da identificação estacionária em relação à dinâmica é a simplicidade do equacionamento, já que as expressões analíticas das matrizes dinâmicas do modelo envolvem o cálculo e inversão da matriz de massa, a qual não é necessária para o caso estacionário (equilíbrio de forças). Além disto, a sequência de sinais de perturbação aplicados na identificação dinâmica deve obedecer a uma relação de amplitude e frequência apropriadas a fim de se excitar os modos próprios do sistema, enquanto que na identificação estacionária apenas são aplicadas as entradas de controle ajustadas a fim de se manter o dirigível em vôo estacionário.

A identificação estacionária pode ser usada para o levantamento de ambos os modos longitudinal e lateral. No caso longitudinal, o dirigível deve se deslocar em linha reta, enquanto que para o caso lateral, o vôo deve ser circular a fim de gerar um ângulo de incidência lateral constante. Nesse trabalho é considerado somente o caso longitudinal, pois a identificação estacionária lateral é de difícil execução no caso do dirigível real devido à sensibilidade desse método às condições atmosféricas. Para se obter uma condição de vôo de equilíbrio para a identificação longitudinal é necessário garantir as seguintes condições (de Paiva, 2002c), (Cortés, 2003):

- O vôo deve ser horizontal, para que se possa considerar como nulas as componentes verticais de força.

- Os ângulos de incidência aerodinâmica (α e β) devem ser constantes de forma a garantir o equacionamento do equilíbrio de forças.
- O voo deve ser bem nivelado, de forma que seja possível desconsiderar as acelerações angulares.
- O voo deve ser executado aproximadamente a velocidade constante, de tal modo que seja possível desconsiderar as acelerações lineares.

Para a determinação do conjunto de equações, é necessário primeiramente obter as expressões linearizadas de todos os vetores de força e momento na condição de equilíbrio, cujo desenvolvimento é apresentado em (de Paiva, 2002a), (Cortés,2003).

3.1.2 Vetores de Força em Equilíbrio

Inicialmente, reescreve-se a equação dinâmica em (2.1) para uma situação de voo retilíneo estacionário como:

$$0 = \overline{F_g} + \overline{F_a} + \overline{F_w} + \overline{F_k} + \overline{F_p} \quad (3.1)$$

Para um voo estacionário, as taxas de variação angulares são próximas de zero e as forças decorrentes da dinâmica do vento ($\overline{F_w}$) e cinética ($\overline{F_k}$) são desprezadas. As forças de equilíbrio para as componentes para as forças gravitacional, aerodinâmica e propulsão são obtidas conforme descrito a seguir:

Vetor em equilíbrio da força gravitacional e de empuxo aerostático

As forças e os momentos relativos à gravidade e empuxo do gás hélio são dadas em (2.3).

Considerando as aproximações decorrentes do voo estacionário horizontal $\theta = \theta_i, \phi = 0, \psi = 0$, e aplicando a manipulação simbólica nas equações de força e momento, obtém-se a seguinte expressão para o vetor gravitacional em equilíbrio de forças (de Paiva, 2002a), (Cortés,2003):

$$\overline{F_g} = \begin{bmatrix} -gm_w \cdot \sin \theta_i \\ 0 \\ gm_w \cdot \cos \theta_i \\ 0 \\ -gm_w (a_z \cdot \sin \theta_i + a_x \cdot \cos \theta_i) \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

Vetor em equilíbrio de forças aerodinâmicas

É válido recordar inicialmente que o modelo aerodinâmico utilizado no dirigível AS800 foi adaptado a partir de dados obtidos em túnel de vento para o dirigível YEZ-2A da Westinghouse (Gomes (1990)). A adaptação se tornou possível devido à semelhança na relação comprimento diâmetro de ambos os dirigíveis, conforme descrito em Gomes (1998).

Para o caso de um voo horizontal, com pequenas atitudes e ângulos aerodinâmicos, as seguintes aproximações são consideradas na derivação da equação linearizada das forças (de Paiva, 2002a), (Cortés,2003):

$$\beta = 0, \alpha = \alpha_i, u = u_i, w = w_i, \delta_r = 0, \delta_a = 0 \quad (3.3)$$

Além disto, os termos de amortecimento são desconsiderados assim como consideradas nulas as velocidades angulares, dada a condição de um voo estacionário horizontal.

Aplicando uma manipulação simbólica na equação (2.16) de acordo com o considerado acima, obtém-se a expressão final do vetor de equilíbrio das forças aerodinâmicas como (de Paiva, 2002a), (Cortés,2003):

$$\bar{F}_a = P_d \cdot S \begin{bmatrix} -C_{d0} \cos \alpha_i - C_{di} C_{l\alpha}^2 \alpha_i^2 \cos \alpha_0 + C_{l0} \sin \alpha_i + ... \\ ... + C_{l\alpha} \alpha_i \sin \alpha_i + C_{l\delta_e} \delta_e \sin \alpha_0 \\ C_{Y\delta_r} \delta_r \\ -C_{do} \alpha_i \sin \alpha_i - C_{di} C_{l\alpha}^2 \alpha_i^2 \sin \alpha_i - C_{l0} \cos \alpha_i - C_{l\alpha} \alpha_i \cos \alpha_i - ... \\ ... - C_{l\delta_e} \delta_e \cos \alpha_i \\ b(C_{l\delta_a} \delta_a \cos \alpha_i - C_{N\delta_r} \delta_r \sin \alpha_i) \\ b(C_{M0} + 2C_{M\alpha} \sin \alpha_i \cos^3 \alpha_i - C_{M\alpha} \sin \alpha_i \cos \alpha_i + C_{M\delta_e} \delta_e) \\ b(C_{l\delta_a} \delta_a \sin \alpha_i + C_{N\delta_r} \delta_r \cos \alpha_i) \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

Vetor em equilíbrio das forças propulsoras

Considerando a ausência de vetorização na propulsão produzida pelas hélices principais, a força propulsora T_x encontra-se alinhada com o eixo longitudinal, provocando um momento no plano longitudinal $[0, b_x T_x, 0]^T$, onde b_x é a distância vertical do CV até os propulsores. Dessa forma o vetor de propulsão pode ser escrito da seguinte forma (de Paiva, 2002a), (Cortés,2003):

$$\overline{F_p} = [T_x \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad b_x T_x \quad 0]^T \quad (3.5)$$

3.1.3 Avaliação dos Coeficientes Aerodinâmicos

De posse dos vetores de equilíbrio de força (3.2), (3.4) e (3.5), e considerando apenas as linhas correspondentes ao modo longitudinal (u, w, q), ou seja, as linhas 1,3,5 nos vetores de força obtém-se (de Paiva, 2002a), (Cortés,2003):

$$0 = \overline{F_g} + \overline{F_a} + \overline{F_p} \quad \Rightarrow \quad A^k \cdot X = B^k \quad (3.6)$$

onde:

$$\begin{aligned}
 X &= [C_{d0} \ C_{l0} \ C_{la} \ C_{ld_e} \ C_{M0} \ C_{M\alpha} \ C_{Md_e} \ C_{di}]^T \\
 B^k &= \begin{bmatrix} m_w g \sin \theta_i^k - T_x^k \\ -m_w g \cos \theta_i^k \\ mg(a_z \sin \theta_i^k + a_x \cos \theta_i^k) - b_z T_x^k \end{bmatrix} \\
 A^k &= Pd_i^k S \begin{bmatrix} -\cos \alpha_i^k & \sin \alpha_i^k & \alpha_i^k \sin \alpha_i^k & \delta_e^k \sin \alpha_i^k & 0 \\ -\sin \alpha_i^k & -\cos \alpha_i^k & -\alpha_i^k \cos \alpha_i^k & -\delta_e^k \cos \alpha_i^k & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & b \\ 0 & 0 & 0 & -\alpha_i^{2i} \cos \alpha_i^i C_{l\alpha}^2 & \\ 0 & 0 & 0 & -\alpha_i^{2i} \sin \alpha_i^i C_{l\alpha}^2 & \\ b \sin \alpha_i^k \cos \alpha_i^k (2 \cos^2 \alpha_i^k - 1) & b \delta_e^k & 0 & & \end{bmatrix} \dots
 \end{aligned} \tag{3.7}$$

sendo que o super-índice (k) corresponde a uma dada condição estacionária, com os parâmetros $(\alpha_i^k, Pd_i^k, \theta_i^k)$ medidos juntamente com as entradas de controle (δ_e^k, T_x^k) .

Vale ressaltar algumas características sobre o conjunto de equações acima:

- Alguns parâmetros são previamente conhecidos ou medidos ($g, a_z, a_x, b, b_z, m, m_w$).
- Algumas variáveis são medidas por sensores embarcados no dirigível (α_i, Pd_i, θ_i).
- As entradas de controle são fornecidas pelo sistema de controle (δ_e, T_x) .
- Os parâmetros restantes são desconhecidos (coeficientes aerodinâmicos), devendo ser estimados.

Ressalta-se também que devido ao aparecimento do produto $C_{di}C_{l\alpha}^2$ na equação (3.7), o valor de C_{di} deve ser obtido, particularmente, de forma iterativa, sendo que um valor inicial coerente para o procedimento iterativo seria o próprio valor fornecido pelo modelo teórico.

Na matriz completa em (3.7), observam-se 3 equações e 8 incógnitas, o que faz com que seja necessária a obtenção de 3 conjuntos de dados, cada qual para uma velocidade de vôo diferente:

$$\begin{bmatrix} A^1 \\ A^2 \\ A^3 \end{bmatrix} \cdot X = \begin{bmatrix} B^1 \\ B^2 \\ B^3 \end{bmatrix} \Rightarrow X = \begin{bmatrix} A^1 \\ A^2 \\ A^3 \end{bmatrix}^{-1} \cdot \begin{bmatrix} B^1 \\ B^2 \\ B^3 \end{bmatrix} \quad (3.8)$$

A inversão da matriz é feita através do cálculo numérico de sua pseudo-inversa.

A metodologia de identificação estacionária foi inicialmente aplicada a dados de simulação, tendo apresentando resultados bastante coerentes, conforme mostrado na seção 5.1.1.

A aplicação dessa metodologia propicia uma grande simplificação, já que, ao contrário da identificação dinâmica, é possível obter-se os coeficientes aerodinâmicos sem a necessidade da matriz de massas e inércias, e sem a necessidade da matriz dinâmica do sistema na representação de espaços de estado.

3.2 Identificação Paramétrica Dinâmica

Os dois principais propósitos do procedimento de identificação dinâmica para o dirigível AS800 são (de Paiva, 2002b):

- Determinação das dinâmicas linearizadas do modo longitudinal (A_v , B_v) a partir de ensaios de vôo.
- Avaliação e refinamento dos coeficientes aerodinâmicos pela comparação entre as matrizes dinâmicas analíticas obtidas através de linearização e manipulação simbólica do modo

longitudinal nas equações do modelo, e as matrizes dinâmicas numéricas obtidas a partir dos ensaios de identificação dinâmica.

3.2.1 Metodologia de Ensaios de Vôo Para Identificação Dinâmica

Para que seja possível determinar as matrizes dinâmicas do modelo, é necessário efetuar ensaios em vôos reais nos quais devem ser aplicadas algumas entradas específicas de modo que seja possível excitar os modos dinâmicos correspondentes. A partir da análise dos dados das entradas aplicadas no sistema e dos dados coletados pelos sensores embarcados é possível, por meio do método de estimação dos mínimos quadrados, determinar as matrizes dinâmicas do sistema (de Paiva, 2002a), (Cortés, 2003).

Uma das perturbações de entrada mais utilizadas para excitar os modos dinâmicos é a entrada “3211” (Figura 8). Este tipo de entrada é bastante eficiente por permitir que seja excitada uma vasta gama de frequências em um intervalo de tempo relativamente curto. A amplitude dos sinais deve ser pequena de modo a garantir que os valores dos estados do sistema sofram pequenas perturbações e se mantenham em torno do ponto de equilíbrio.

As entradas consideradas para a identificação da dinâmica longitudinal estão ilustradas na Figura 8. Inicialmente uma entrada “3211” com amplitude de 5° é aplicada no profundor em torno da posição de ajuste para vôo estabilizado δ_{e_i} . Em seguida a entrada “3211” é aplicada novamente na potência dos motores, com uma amplitude máxima de 20% da força em torno do valor estabilizado T_0 .

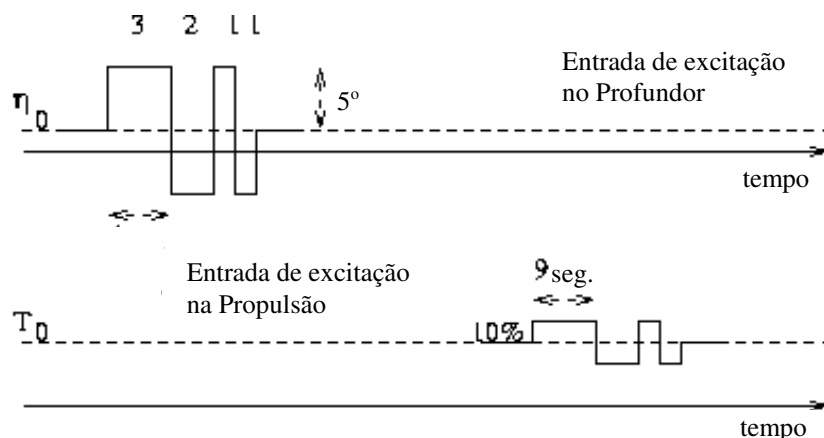


Figura 8: Entrada de excitação do tipo 3211.

Uma outra entrada de perturbação muito usada é o chamado “doublet”, onde o sinal de controle excursiona no sentido positivo e negativo por um intervalo de tempo. O formato desta entrada pode ser observado na Figura 9.

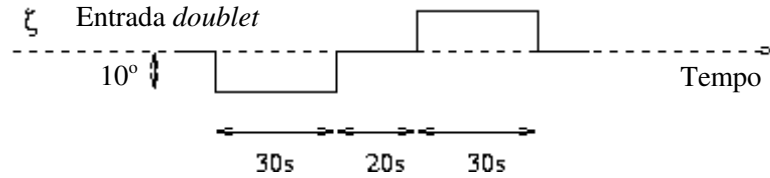


Figura 9: Entrada de excitação do tipo *doublet*.

As variáveis medidas na saída são as velocidades u e w , o ângulo de arfagem e a razão de arfagem, θ e q , a altitude h , o ângulo de incidência α e a velocidade do dirigível em relação ao ar (*airspeed*) V_t . Para que se obtenha um melhor resultado, é recomendado que o processo seja realizado para várias velocidades diferentes de voo para que se tenha um conjunto maior de dados utilizáveis no cálculo das matrizes.

O tipo de entrada a ser utilizado no processo de identificação deve ser definido pela análise empírica da eficiência do método de identificação para as diversas entradas.

Resumindo, para o procedimento experimental de identificação dinâmica, um dado conjunto de pequenas perturbações é aplicado nas entradas de controle do dirigível numa certa condição de voo trimado, e, a partir das variáveis de entrada e saída medidas e utilizando-se um método de mínimos quadrados, as matrizes dinâmicas linearizadas são obtidas. O procedimento de identificação dinâmica do dirigível AS800 é realizado para velocidades (*airspeed*) médias e altas, já que nessas condições os ângulos de incidência aerodinâmica são pequenos, justificando o processo de linearização.

3.2.2 Metodologia para a obtenção das matrizes Dinâmicas

De posse dos dados obtidos em simulação ou via telemetria, deve-se proceder com a aplicação de metodologias de identificação para a obtenção das matrizes dinâmicas do sistema para as diversas velocidades. (de Paiva, 2002c), (Cortés,2003).

São considerados neste trabalho dois métodos principais para a identificação das matrizes dinâmicas: o PEM (*prediction error method*) e o MOESP (*MIMO Output-Error State Space Subspace Model Identification*).

PEM

Os algoritmos mais utilizados em aeronáutica para a identificação de sistemas lineares são os métodos clássicos baseados no erro de predição (*prediction error methods* – PEM), sendo que dentre eles o que mais se destaca é o método da máxima verossimilhança, conforme pode ser observado em Maine (1986).

Conforme descrito em (Ljung, 1987) e (Söderström, 1989), métodos baseados no erro de predição têm como objetivo a estimação de um conjunto θ de parâmetros de um modelo, de forma a minimizar o erro de predição $\varepsilon(t, \theta)$ definido pela diferença entre a saída y do sistema e a saída $\hat{y}$ prevista:

$$\varepsilon(t, \theta) = y(t) - \hat{y}(t | t-1; \theta) \quad (3.9)$$

onde $\hat{y}(t | t-1; \theta)$ é o valor previsto da saída obtido a partir do modelo estimado. Portanto, na predição de $y(t)$ são levados em conta todos os dados anteriores (isto é: $y(t-1)$, $u(t-1)$, $y(t-2)$, $u(t-2)$, etc.) utilizando como base o modelo θ , sendo u a entrada do sistema. Seja a sequência de dados entrada-saída definida por:

$$\mathbf{Z}^N = \{u_1, y_1, u_2, y_2, \dots, u_N, y_N\} \quad (3.10)$$

e seja a função critério $v_N(\theta, \mathbf{Z}^N)$, dependente dos parâmetros θ do modelo para um dado $\mathbf{Z}^N$, definida por:

$$v_N(\theta, \mathbf{Z}^N) = \frac{1}{N} \sum_{t=1}^N \ell(\varepsilon(t, \theta)) \quad (3.11)$$

onde $\ell(\cdot)$ é uma função escalar. A estimação $\hat{\theta}_N$ é dada pela equação abaixo, onde D é o espaço de parâmetros θ :

$$\hat{\theta}_N = \hat{\theta}_N(\mathbf{Z}^N) = \underset{\theta \in D}{\operatorname{argmin}} V_N(\theta, \mathbf{Z}^N) \quad (3.12)$$

Dependendo da escolha da norma do erro $\ell(\cdot)$, da estrutura do modelo, e do método de minimização, métodos particulares são obtidos. Quando $\hat{y}(t | t-1; \theta)$ é uma função linear de θ e $\ell(\cdot)$ uma função quadrática do erro $\varepsilon(t, \theta)$, tem-se o método dos mínimos quadrados, que resulta numa forma analítica para a minimização em (3.12). Em outros casos não é possível estabelecer uma solução analítica, e técnicas de otimização não linear iterativas necessitam ser usadas.

MOESP

Os métodos clássicos de identificação de sistemas baseados na minimização do erro de predição (PEM), quando utilizam técnicas de otimização, podem apresentar, eventualmente, alguns problemas relevantes como (Cortés, 2004b):

- a parametrização quando aplicada a um sistema multivariável (MIMO): na representação de espaços de estados, a estimação de todos os parâmetros, ou coeficientes das matrizes, pode levar à perda da identificabilidade, sendo necessário fixar alguns dos parâmetros em um determinado valor.
- a convergência: devido à otimização, o método pode ser sensível em relação às condições iniciais (necessidade de uma boa estimativa do modelo inicial), podendo também levar a resultados “aprisionados” em ótimos locais.
- Estrutura do modelo: o método PEM requer a definição a priori da ordem (estrutura) do modelo.

Nos métodos de identificação baseados em subespaços, estas dificuldades são contornadas. Isto porque se por um lado os métodos PEM advêm de uma representação do tipo entrada e saída do sistema, os métodos baseados em subespaços exploram diretamente a representação em espaço de estados do sistema. A denominação “subespaço” reflete o fato que os modelos lineares podem ser obtidos dos espaços de linha e de coluna de determinadas matrizes, calculados a partir dos dados de entrada e saída do sistema. Tipicamente, o espaço da coluna de tais matrizes dos dados contem a informação sobre o modelo, enquanto que os espaços da linha permitem obter a seqüência do estado (no contexto do filtro de Kalman), diretamente dos dados de entrada e saída, (i.e., sem que se saiba o modelo a priori), não havendo nenhuma necessidade de uma parametrização explícita do modelo (Van Overschee and De Moor, 1996).

Dentre os enfoques de identificação baseados em subespaços, no método MOESP (MIMO *Output-Error State Space Subspace Model Identification*) (Verhaegen, 1994) é realizada a aproximação de um subespaço estruturado, formado pela matriz de observabilidade estendida ou por uma seqüência de estados estimados, a partir de espaços definidos pelas matrizes de Hankel construídas por dados de entrada-saída, conforme mencionado em Verhaegen (1994). Esse procedimento permite a realização da identificação de forma não iterativa, isto é, em um único procedimento.

Nos métodos baseados em subespaços, como o MOESP, o modelo é parametrizado na sua totalidade, ou seja, todos os coeficientes das matrizes do sistema são estimados, não havendo necessidade de fixação de parâmetros em valores pré-determinados. Como o MOESP não envolve técnica de otimização não linear, ele apresenta propriedades numéricas melhores, sendo mais rápido em termos computacionais. Além disto, o MOESP não requer o conhecimento a priori de um modelo, e a ordem do sistema pode ser recuperada a partir do próprio algoritmo.

A formulação básica do algoritmo MOESP é descrita resumidamente a seguir.

A partir da equação da dinâmica longitudinal linearizada (2.52) , o sistema a ser identificado pode ser escrito na seguinte forma amostrada:

$$\begin{aligned}\mathbf{x}_{k+1} &= \mathbf{A}\mathbf{x}_k + \mathbf{B}\mathbf{u}_k + \mathbf{F}\mathbf{w}_k \\ \mathbf{y}_k &= \mathbf{C}\mathbf{x}_k + \mathbf{D}\mathbf{u}_k + \mathbf{G}\mathbf{w}_k + \mathbf{v}_k\end{aligned}\quad (3.13)$$

onde $\mathbf{x}_k \in \mathbf{R}^n$ é o estado do sistema e, $\mathbf{u}_k \in \mathbf{R}^m$ e $\mathbf{y}_k \in \mathbf{R}^l$ são respectivamente o vetor de entrada e de saída. Os ruídos de processo e medição, $\mathbf{w}_k$ e $\mathbf{v}_k$, são seqüências estatisticamente independentes da entrada e do estado inicial $\mathbf{x}_0$ (Verhaegen, 1994). Para o algoritmo MOESP, as seqüências de dados são coletadas em uma matriz de estrutura de blocos Hankel (Verhaegen, 1994). Para a seqüência de dados de entrada $\{\mathbf{u}_k\}$ essa matriz é dada por:

$$\mathbf{U}_{j,s,N} = \begin{bmatrix} \mathbf{u}_j & \mathbf{u}_{j+1} & \cdots & \mathbf{u}_{j+N-1} \\ \mathbf{u}_{j+1} & \mathbf{u}_{j+2} & \cdots & \mathbf{u}_{j+N} \\ \vdots & & \ddots & \\ \mathbf{u}_{j+s-1} & \mathbf{u}_{j+s} & \cdots & \mathbf{u}_{j+N+s-2} \end{bmatrix} \quad (3.14)$$

A partir da equação (3.13), a seguinte relação é deduzida:

$$\mathbf{Y}_{j,s,N} = \mathbf{\Gamma}_s \mathbf{X}_{j,N} + \mathbf{H}_s \mathbf{U}_{j,s,N} + \mathbf{E}_s \mathbf{W}_{j,s,N} + \mathbf{V}_{j,s,N} \quad (3.15)$$

onde $\mathbf{Y}_{j,s,N}$, $\mathbf{U}_{j,s,N}$, $\mathbf{W}_{j,s,N}$ e $\mathbf{V}_{j,s,N}$ são as matrizes de bloco Hankel para a saída, entrada, e ruído de processo e medição, respectivamente, $\mathbf{X}_{j,N}$ é a seqüência de dados do estado e, $\mathbf{H}_s$ e $\mathbf{E}_s$ são as matrizes Toeplitz triangulares inferiores. A ordem do sistema (n) determina o número de colunas da matriz de observabilidade estendida $\mathbf{\Gamma}_s$ dada por:

$$\mathbf{\Gamma}_s = \begin{bmatrix} \mathbf{C} \\ \mathbf{CA} \\ \vdots \\ \mathbf{CA}^{s-1} \end{bmatrix} \quad (3.16)$$

A fim de recuperar a matriz Γ_s o teorema seguinte estabelece que (Verhaegen, 1994) as condições para o ruído de processo e de medição são fixadas e considera-se que a entrada $\mathbf{u}_k$ é persistentemente excitante (Ljung, 1987). Seja a seguinte fatorização $\mathbf{RQ}$:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{U}_{s+1,s,N} \\ \mathbf{U}_{1,s,N} \\ \mathbf{Y}_{1,s,N} \\ \mathbf{Y}_{s+1,s,N} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{R}_{11} & & & \\ \mathbf{R}_{21} & \mathbf{R}_{22} & & \\ \mathbf{R}_{31} & \mathbf{R}_{32} & \mathbf{R}_{33} & \\ \mathbf{R}_{41} & \mathbf{R}_{42} & \mathbf{R}_{43} & \mathbf{R}_{44} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{Q}_1 \\ \mathbf{Q}_2 \\ \mathbf{Q}_3 \\ \mathbf{Q}_4 \end{bmatrix} \quad (3.17)$$

Seja a decomposição em valores singulares de $\begin{bmatrix} \mathbf{R}_{42}^N & \mathbf{R}_{43}^N \end{bmatrix}$ dada por:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{R}_{42}^N & \mathbf{R}_{43}^N \end{bmatrix} = ls \begin{bmatrix} \mathbf{U}_n & \mathbf{U}_n^\perp \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{S}_n & 0 \\ 0 & \mathbf{S}_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} (\mathbf{V}_n)^T \\ (\mathbf{V}_n^\perp)^T \end{bmatrix} \quad (3.18)$$

Então o espaço de colunas de $\mathbf{U}_n$ aproxima aquele de Γ_s . Então existe uma matriz quadrada não singular $\mathbf{T}_1$ tal que:

$$\mathbf{U}_n = \Gamma_s \mathbf{T}_1 \quad (3.19)$$

Computando o par $[\mathbf{A}, \mathbf{C}]$. A partir das equações (3.16) e (3.19) a matriz de observabilidade estendida pode ser estimada e pode-se provar que essa matriz permanece invariante em deslocamento, o que implica que (Verhaegen, 1994; De Moor et al., 1998):

$$\Gamma_s (1:l(s-1), :) \mathbf{A} = \Gamma_s (l+1:ls, :) \quad (3.20)$$

então

$$\mathbf{A} = \Gamma_s^\dagger (1:l(s-1), :) \Gamma_s (l+1:ls, :) \quad (3.21)$$

e a matriz $\mathbf{C}$ é dada por:

$$\mathbf{C} = \mathbf{\Gamma}_s (1:l,:) \quad (3.22)$$

Computando o par $[\mathbf{B}, \mathbf{D}]$. A partir do mesmo teorema, as equações chave para se aproximar o par $[\mathbf{B}, \mathbf{D}]$ podem ser derivadas (Verhaegen, 1994). Como as matrizes $\mathbf{A}$ e $\mathbf{C}$ já são aqui conhecidas, este problema também poderia ser solucionado através de um método de mínimos quadrados.

Uma dificuldade associada ao método MOESP é a dependência sensível do conjunto de dados selecionado, exigindo geralmente um grande número de amostras (Stoica, 2000).

Segundo (Ouin, Lin and Ljung, 2004), apesar das várias vantagens que métodos baseados em subespaços apresentam em relação aos PEM (citadas precedentemente), eles possuem como principais deficiências: i) a precisão da estimação é, em geral, inferior à alcançada com métodos PEM, e; ii) a estimação das matrizes $\mathbf{B}$ e $\mathbf{D}$ pode ser mais problemática do que a de $\mathbf{A}$ e $\mathbf{C}$, o que se reflete em estimação deficiente de zeros e ganhos estáticos do sistema. Os autores citam também que os métodos baseados em subespaços constituem uma ótima alternativa para gerar estimativas iniciais para os PEM.

Conclui-se que a aplicação de ambos os métodos pode ser feita de forma conjunta, aproveitando-se os pontos fortes de cada um, tendo sido este o procedimento adotado nesse trabalho. Assim, o algoritmo MOESP é aplicado para determinar uma estimativa inicial do modelo, e o seu resultado é usado para inicializar um algoritmo iterativo da família dos métodos PEM, que possui uma característica melhor de refinamento da solução.

3.2.3 Metodologia para Avaliação das Matrizes e Coeficientes Aerodinâmicos a partir de Dados de Simulação e Ensaio de Vôo

Para que se possa extrair o máximo de informação possível das matrizes dinâmicas obtidas, é essencial compreender qual o significado de cada elemento das matrizes dinâmicas. Elas contêm as derivadas de estabilidade do sistema (de Paiva, 2002c), (Cortés,2003).

As derivadas de estabilidade são os elementos das matrizes a_v e b_v apresentadas anteriormente (2.50), as quais compõem as matrizes dinâmicas A_v e B_v :

$$A_v = (M_{av})^{-1} \cdot \begin{bmatrix} X_u & X_w & X_q & X_\theta \\ Z_u & Z_w & Z_q & Z_\theta \\ M_u & M_w & M_q & M_\theta \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}, \quad B_v = (M_{av})^{-1} \cdot \begin{bmatrix} X_{de} & X_{dT} & X_{dv} \\ Z_{de} & Z_{dT} & Z_{dv} \\ M_{de} & M_{dT} & M_{dv} \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.23)$$

onde a matriz M_{av} é obtida a partir da matriz de massa M_a considerando-se apenas os elementos correspondentes ao modo longitudinal. As derivadas de estabilidade relacionam as variações dos elementos do vetor de força e momento para pequenas perturbações nas variáveis e nas entradas de controle.

Assim, a partir das matrizes dinâmicas identificadas segundo a metodologia proposta na seção anterior e pelo equacionamento entre as matrizes dinâmicas analíticas e as correspondentes numéricas, pode-se então extrair os valores correspondentes dos coeficientes aerodinâmicos. Tal equacionamento somente é possível devido ao desenvolvimento analítico das equações linearizadas do modelo.

A determinação dos coeficientes aerodinâmicos a partir dos dados gerados na identificação do sistema real permite aprimorar o modelo não-linear do sistema aplicando-se os coeficientes encontrados pela identificação no ajuste dos coeficientes do modelo não-linear original.

Capítulo 4

Metodologia de Identificação por Estratégias Evolutivas

Nesta seção é apresentada a metodologia desenvolvida pelo autor, e aplicada na identificação parcial do modelo dinâmico do dirigível por meio da otimização de alguns de seus parâmetros via Estratégias Evolutivas (Faria, 2002),(Faria, 2003).

As Estratégias Evolutivas (EEs) foram originadas em 1964 na Universidade Técnica de Berlim. Ao contrário dos Algoritmos Genéticos, propostos como ferramentas de modelagem de sistemas adaptativos genético-evolutivos em Holland (1975), as EEs surgiram como alternativa para a solução de um problema prático de engenharia. Esse problema estava relacionado ao estudo da otimização de corpos em túnel de vento por meio de uma busca estocástica exaustiva, como em Rechenberg (1973).

A identificação paramétrica de sistemas consiste na otimização de parâmetros que representam o sistema em questão por meio de um modelo. Como as estratégias evolutivas são, em essência, uma ferramenta de otimização paramétrica, é possível sugerir que elas serão bem sucedidas na identificação de sistemas a partir de sua própria concepção.

Dentre os trabalhos em otimização aplicados a sistemas dinâmicos que utilizaram como ferramenta as estratégias evolutivas é possível citar os seguintes:

- Em Torbaghan (1995) as EEs são utilizadas para otimizar os parâmetros das funções de pertinência de um sistema nebuloso baseado em regras. A aplicação das estratégias evolutivas mostrou ser uma excelente alternativa ao método empírico iterativo de atribuição dos parâmetros em sistemas nebulosos.
- As estratégias evolutivas se mostraram também muito promissoras na área de reconhecimento de voz como em Rudolph (1995), onde são feitas modificações sucessivas dos parâmetros de reconhecimento de voz resultando em um bom desempenho do algoritmo.
- Na área de otimização de parâmetros para o reconhecimento de padrões, as estratégias evolutivas foram utilizadas por Belarga (2002) com bons resultados. Neste trabalho a aplicação alvo foi otimizar os parâmetros de um OCR (“Optical Character Recognizer”) para permitir o reconhecimento dos números de identificação de aviões.
- Em Koumoutsakos (1998) as estratégias evolutivas foram utilizadas na otimização dos parâmetros do controlador do fluxo de exaustão de uma turbina. As estratégias evolutivas se mostraram uma boa ferramenta para complementar a compreensão física e as técnicas determinísticas de otimização do sistema.
- Ainda na área da dinâmica de fluidos, o trabalho de Sbalzarini (2001) ilustra algumas aplicações de estratégias evolutivas em simulação computacional e uma aplicação prática. Em todos os casos a aplicação de estratégias evolutivas apresentou excelentes resultados.
- Já especificamente na área de identificação, Coelho (1999) aplica estratégias evolutivas e compara seu desempenho com outros métodos associados à computação evolutiva. Tanto na identificação de parâmetros de modelos dinâmicos quanto no projeto de controladores para estes sistemas, as EEs mostraram-se muito adequadas, tendo apresentado resultados promissores.

Por ser uma ferramenta de otimização com características estocásticas e que se mostrou eficaz em várias situações de certa forma similares ao problema a ser tratado neste trabalho, optou-se por se realizar um estudo sobre a aplicação das estratégias evolutivas para a otimização de alguns parâmetros

do modelo analítico de um sistema dinâmico, em particular, do dirigível não tripulado utilizado no projeto AURORA.

O objetivo do experimento foi, a partir de dados simulados de voo gerados a partir do modelo analítico, identificar alguns parâmetros do próprio modelo. Desse modo, a validação do método é exatamente a comparação entre os parâmetros identificados e os parâmetros de fato utilizados no modelo.

4.1 Modelo de identificação

Para efetuar a identificação do sistema é necessária a comparação entre a saída do sistema e a saída produzida pelo conjunto atual de parâmetros do modelo. Para isso, é preciso compor o sistema de identificação de modo que as entradas atuais e o estado atual do sistema (k) sirvam de entrada para o modelo, e o próximo estado do sistema e a saída do modelo ($k+1$) possam ser comparadas para gerar um valor que represente a adequação dos dados a partir do cálculo do erro entre as duas saídas (do modelo e do sistema). A Figura 10 ilustra o modelo de identificação utilizado.

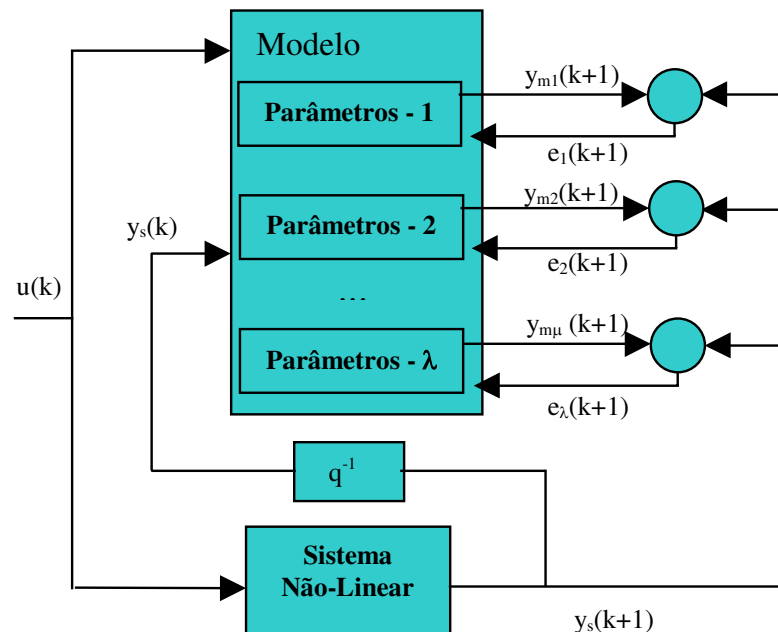


Figura 10: Modelo de Identificação.

4.2 Estratégia Evolutiva Utilizada

De forma genérica, existem dois tipos de estratégias evolutivas (EEs) mais clássicas: as (μ, λ) – EEs e as $(\mu + \lambda)$ – EEs. No caso das (μ, λ) – EEs, μ pais dão origem a λ filhos ($\lambda \geq \mu$) dos quais μ filhos serão selecionados para compor os pais da próxima geração. Nas estratégias $(\mu + \lambda)$ – EEs, μ pais dão origem a λ filhos que irão competir com os pais na escolha dos μ filhos para compor a próxima geração, ou seja, μ filhos são selecionados da população $(\mu + \lambda)$.

A estratégia evolutiva utilizada nesta pesquisa foi escolhida tendo como critérios a pesquisa na literatura por resultados práticos e alguns resultados experimentais preliminares obtidos a partir do modelo em estudo. A exemplo do tipo de estratégia evolutiva utilizada em Coelho (1999) na identificação dos parâmetros de um sistema termodinâmico, a estratégia escolhida foi a (μ, λ) – EE. Foram também realizados testes com a estratégia $(\mu + \lambda)$ – EE, mas a estratégia (μ, λ) – EE demonstrou melhor desempenho após alguns testes preliminares efetuados em sistemas similares mais simples.

Também, a partir de testes preliminares, foi definida a utilização de uma (μ, λ) – EE envolvendo recombinação. Embora originalmente o mecanismo de recombinação não fizesse parte das estratégias evolutivas, ele pode melhorar a eficiência do algoritmo em diversas classes de problemas (conforme reportado por Schwefel (1995)), o que pôde ser observado para o problema em estudo.

Os indivíduos da população (soluções candidatas) são representados por valores reais com domínios variáveis. A função objetivo utilizada nesta solução foi a média dos erros quadráticos entre as saídas do modelo para cada grupo de parâmetros, onde cada grupo de parâmetros corresponde a um indivíduo da população, e a saída do sistema (que, no caso, é o próprio modelo com os parâmetros corretamente ajustados). Ambas as saídas (do modelo com o indivíduo do processo evolutivo, e do modelo com os parâmetros conhecidos) são geradas a partir das mesmas entradas, isto é, a partir de um conjunto de entradas e estados iguais. Por isso as saídas podem ser comparadas diretamente (ver Figura 10).

Assim, para cada indivíduo da população, um conjunto específico de entradas foi aplicado ao modelo referente ao indivíduo atual e ao sistema (no caso o próprio modelo com os parâmetros conhecidos) e as duas saídas foram comparadas. Dessa forma, aos indivíduos que obtiveram erros mais baixos são atribuídos valores de avaliação (*fitness*) mais altos. O cálculo do valor de avaliação ou *fitness* é feito simplesmente pela inversão do valor do erro quadrático médio, que nunca chegará a zero. Uma atribuição mínima para este parâmetro deve ser usada como um dos critérios de parada do algoritmo. Foram feitos testes preliminares com outros métodos de atribuição de avaliação (*fitness*), mas este foi o que apresentou melhor desempenho.

Após a avaliação de cada indivíduo ocorre a fase de seleção, que é do tipo (μ, λ) descrito anteriormente. Em seguida é executado o algoritmo de recombinação entre os indivíduos selecionados. Cada par de pais gera um par de filhos. O procedimento de recombinação é efetuado $\lambda/2$ vezes. O tipo de recombinação utilizada foi a intermediária local. Neste tipo de recombinação um valor aleatório pondera a influência de cada pai sobre o filho. Dados dois indivíduos $a = (x_{a,n}, \sigma_{a,n})$ e $b = (x_{b,n}, \sigma_{b,n})$, (n é o número de parâmetros de cada indivíduo) cada um de seus termos x (valor do parâmetro a ser otimizado em si) e σ (variância adotada para a região da busca) são alterados da seguinte forma:

$$x'_{a,i} = \alpha \cdot x_{a,i} + (1-\alpha) x_{b,i} ; \quad x'_{b,i} = (1-\alpha) \cdot x_{a,i} + \alpha \cdot x_{b,i} \quad (4.1)$$

$\forall i \in \{1, \dots, n\}$ e $\alpha \in [0,1]$ é um número aleatório.

$$\sigma'_{a,i} = \alpha \cdot \sigma_{a,i} + (1-\alpha) \sigma_{b,i} ; \quad \sigma'_{b,i} = (1-\alpha) \cdot \sigma_{a,i} + \alpha \cdot \sigma_{b,i} \quad (4.2)$$

$\forall i \in \{1, \dots, n\}$ e $\alpha \in [0,1]$ é um número aleatório.

Os filhos são dados por $a' = (x'_{a,i}, \sigma'_{a,i})$ e $b' = (x'_{b,i}, \sigma'_{b,i})$. Segundo essa notação, n é o número de genes (atributos) existentes em um cromossomo.

Em seguida é efetuado o processo de mutação gaussiana característico das estratégias evolutivas. Neste processo, cada parâmetro de cada indivíduo sofre uma mutação seguindo uma função densidade de probabilidade normal de média zero e desvio padrão σ , $N(0, \sigma)$:

$$\sigma' = \sigma \exp(N(0, \Delta\sigma))$$

$$x' = x + N(0, \sigma'), \quad (4.3)$$

onde x é um indivíduo qualquer da população e $N(0, \sigma')$ a mutação que cada um de seus parâmetros irá sofrer.

Assim como os parâmetros do problema propriamente dito, o valor de σ , que define a variância da mutação para cada parâmetro de cada indivíduo, é também evoluído. Isso faz com que exista um controle automático da abrangência da busca, que será quantificado pela própria evolução do indivíduo. Em outras palavras, o parâmetro σ é auto-adaptativo.

Após a mutação os indivíduos são novamente avaliados e o ciclo evolutivo se reinicia.

Os critérios de parada adotados no algoritmo foram o tempo de execução e um valor mínimo para o erro quadrático médio do melhor indivíduo de cada geração.

A implementação do algoritmo foi realizada em MatLab®. Essa escolha facilitou também a integração com o modelo matemático do dirigível do Projeto AURORA, pois o mesmo também se encontra codificado nesta linguagem.

Os dados coletados pelo modelo matemático e utilizados como base para a identificação foram organizados em vetores. Os indivíduos do processo evolutivo também foram codificados em formato vetorial. Cada vetor (indivíduo) possui a codificação dos diversos parâmetros do modelo. Associado a cada um destes parâmetros estão os valores de σ responsáveis por quantificar o valor da variância da mutação.

Devido à necessidade de avaliação de cada indivíduo de acordo com seus respectivos parâmetros, parte do modelo foi integrada ao algoritmo evolutivo de modo a permitir essa avaliação.

4.3 Procedimentos de teste

Os experimentos foram realizados de forma a se procurar a melhor configuração possível para os parâmetros da estratégia evolutiva utilizada. Sendo assim, o desempenho do algoritmo foi verificado variando-se alguns parâmetros do algoritmo, em particular μ , λ , e o domínio dos parâmetros do modelo a serem otimizados.

A variação de μ e λ realizada nos experimentos foi efetuada para que se pudesse obter uma configuração adequada da estratégia evolutiva para o problema em questão. A variação do espaço de busca (domínio dos parâmetros do modelo a serem otimizados) permitiu observar a diferença ocorrida para o caso de uma maior restrição no espaço de busca. Obviamente, quanto mais restrito o espaço de busca maior a probabilidade da estratégia evolutiva detectar uma solução global para o problema. A

Tabela 1 mostra as duas configurações testadas para diferentes domínios de cada parâmetro a ser identificado.

Parâmetro	Ensaio 01	Ensaio 02 a 04	Ensaio 04 a 11	Valores nominais
Cd0	(-10 , 10)	(0 , 0.38)	(0 , 0.38)	0.0326
Cl0	(-10 , 10)	(-0.2 , 0.3)	(-0.2 , 0.3)	-0.0023
Cl _a	(-10 , 10)	(-10 , 10)	(0 , 10)	0.9167
Cl _{de}	(-10 , 10)	(-10 , 10)	(0 , 10)	0.2865
CM0	(-10 , 10)	(-0.2 , 0.2)	(-0.2 , 0.2)	0.0017
C _{ma}	(-10 , 10)	(-10 , 10)	(0 , 10)	0.3266
CM _{de}	(-10 , 10)	(-10 , 10)	(-10 , 0)	-0.2578
C _{di}	(-10 , 10)	(-10 , 10)	(0 , 10)	1.2500

Tabela 1: Espaços de busca testados no ensaio

Os valores do espaço de busca foram inferidos a partir de uma análise da gama de valores dos coeficientes levando-se em conta as características físicas que representam o modelo. A quarta coluna da

Tabela 1 apresenta os domínios mais restritos possíveis levando-se em conta além da colocação do coeficiente no modelo uma larga margem de segurança, efetiva para grandes variações possíveis do dirigível. Considerando-se a margem de segurança adotada, pode-se afirmar que os domínios contidos na quarta coluna são adequados também para os parâmetros do dirigível real.

É importante salientar que cerca de 98% do tempo de processamento do algoritmo refere-se à parte de avaliação dos parâmetros de cada indivíduo, pois a simulação do modelo não linear de 6DOF com os parâmetros de cada indivíduo é bastante onerosa. Esta parte do algoritmo poderia ter seu tempo de processamento significativamente reduzido se fosse possível realizar um processamento paralelo das soluções candidatas. No caso particular deste trabalho, o processamento foi executado de forma serial.

Foram realizados 4 ensaios para cada combinação de parâmetros da estratégia estudados (μ , λ e domínios das variáveis). Como foram testadas 11 combinações, foram realizados, no total, 44 experimentos de avaliação dos parâmetros. Cada experimento teve a duração de exatamente 12 horas (critério de parada do algoritmo, dado que o limite do erro mínimo (10^{-6})). Isso implica em um total de 528 horas de experimentos.

Os experimentos foram realizados em um computador do tipo PC com processador Pentium III, 800 MHz com 196Mb de memória RAM.

Após terem sido definidos valores apropriados para μ e λ , foram realizados 2 experimentos para verificar a eficiência do algoritmo para 30 horas por experimento. Os resultados destes experimentos são apresentados ao longo do próximo capítulo.

Capítulo 5

Validação das Metodologias

Com o objetivo de validar as metodologias de identificação antes de serem aplicadas aos dados de telemetria de vôos reais, foram realizados alguns experimentos em simulação de forma a permitir uma avaliação clara da eficiência dos métodos.

Para as três metodologias de identificação discutidas (Identificação Estacionária, Identificação Dinâmica e Identificação via Estratégias Evolutivas) foram realizados experimentos em simulação. Todos os experimentos foram realizados com a adição de vento e turbulência, de forma a procurar torná-los os mais reais possíveis. Este capítulo trata da discussão e da análise dos resultados desses experimentos. Ao final do capítulo, apresentam-se também resultados preliminares de identificação, com dados de vôo real, utilizando a metodologia de Estratégias Evolutivas.

No caso da identificação estacionária, foi realizado um vôo simulado utilizando o simulador do dirigível em Simulink® / MatLab® desenvolvido por de Paiva (2001). São realizados experimentos para três velocidades (8 m/s, 10 m/s e 12 m/s) e considerados para a identificação os trechos em que o vôo apresente as características necessárias à identificação.

No caso da identificação dinâmica, foi utilizado o mesmo procedimento que na identificação estacionária para a aquisição dos dados, com a diferença que foram programadas entradas de atuação visando excitar o sistema de modo a permitir a identificação das respostas dinâmicas.

Para a identificação utilizando Estratégias Evolutivas foi considerada a mesma massa de dados coletada para a identificação estacionária. Para esta estratégia, foram testados também dados coletados em experimentos de voo real.

5.1 Resultados em Simulação

5.1.1 Resultados em Simulação da Identificação Estacionária

Conforme mencionado no Capítulo 3, para se proceder com a identificação estacionária é necessário que o veículo mantenha voo nivelado a três velocidades diferentes devido à formulação algébrica do método.

Para se obter a condição de equilíbrio com voo retilíneo a altitude e velocidade constantes, foi definido que o dirigível deveria percorrer uma trajetória retangular de 400m de extensão por 40 m de largura, a uma altitude de 50 m, com vento incidindo na direção do trecho mais longo. Assim, os segmentos de voo estabilizado ao longo do trecho maior da trajetória fornecem os dados necessários para a identificação estacionária.

Considera-se um voo estabilizado quando a pressão dinâmica $\overline{Pd}$ pode ser considerada aproximadamente constante durante o trecho em questão.

Para implementar esta tarefa, o modo lateral foi controlado através da abordagem apresentada em Azinheira (2000), enquanto que o controle do modo longitudinal (δ_e, T_x) foi deixado fixo nos valores de equilíbrio (Tabela 2). Os testes em simulação foram realizados para as velocidades longitudinais de 8 m/s, 10 m/s e 12 m/s, através de aplicação de força de propulsão constante, com uma massa pesante do dirigível igual a $m_w = 5$ kg. Foi aplicada uma turbulência de intensidade $\sigma = 1$ m/s e vento de 2 m/s ao longo do maior trecho. O modelo de turbulência utilizado é uma perturbação estocástica de Dryden com duas entradas de ruído branco (McLean, 1990). Os valores dos parâmetros

α_0 , $\overline{Pd}$, θ_0 , e dos sinais de controle δ_e, T_x utilizados no equacionamento, são então obtidos pela média dos respectivos sinais durante os trechos estabilizados.

	$V_t = 8m/s$	$V_t = 10m/s$	$V_t = 12m/s$
T_{xi}	18.1 N	23.2 N	31.4 N
δ_{ei}	+3.02 graus	+4.52 graus	+4.7 graus

Tabela 2: Valores dos sinais de controle (força propulsora e profundor) para o voo estabilizado em cada velocidade.

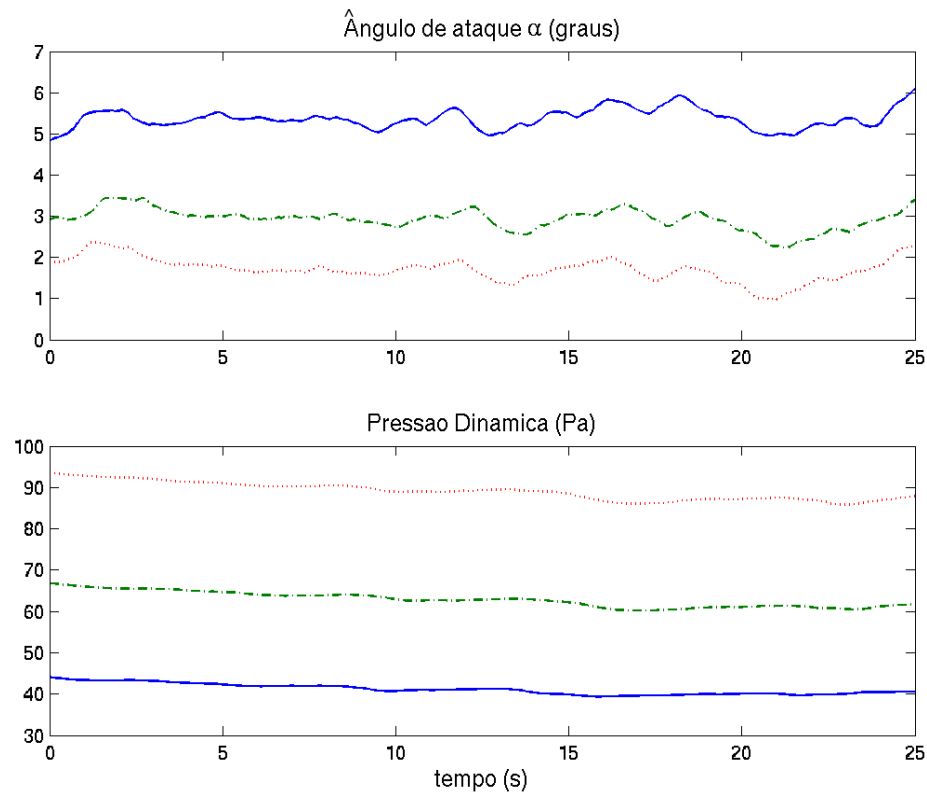


Figura 11: Ângulo de ataque α e pressão dinâmica Pd para o trecho de voo estabilizado para $V_t=8m/s$ (contínuo), $V_t=10m/s$ (tracejado), $V_t=12m/s$ (pontilhado).

Por meio da aplicação deste método, foram obtidos os valores dos coeficientes aerodinâmicos. A Tabela 3 mostra os valores obtidos (linha C_{ac} da tabela) e os valores dos coeficientes nominais. A

primeira linha da Tabela 3 é composta pelos coeficientes aerodinâmicos identificados. Os dados foram organizados da seguinte forma:

$C_{an} \rightarrow$ Coeficientes nominais

$C_{ae} \rightarrow$ Coeficientes identificados pelo método da identificação estacionária

$En \rightarrow$ Erro percentual de C_{ae} em relação a C_{an} ; $En = (C_{ae} - C_{an}) / C_{an}$

Coeficientes	C_{d0}	C_{di}	C_{l0}	$C_{l\alpha}$	C_{M0}	$C_{M\alpha}$	$C_{l\delta e}$	$C_{M\delta e}$
C_{an}	0,0326	1,2500	-0,0023	0,9167	0,0017	0,3266	0,2865	-0,2578
C_{ae}	0,0335	1,0784	0,0015	1,0201	0,0038	0,2438	0,2358	-0,2654
En (%)	3	14	+100	11	+100	25	18	3

Tabela 3: Comparação dos coeficientes aerodinâmicos identificados com os coeficientes nominais e coeficientes derivados a partir das matrizes obtidas numericamente.

A partir da observação das linhas dos erros é possível observar que os resultados apresentam baixa discrepância em relação aos coeficientes nominais (utilizados de fato no modelo 6DOF). Deve-se ressaltar que, no caso dos valores de C_{l0} e C_{M0} , embora exista uma discrepância considerável em termos de erro percentual, a magnitude dos valores foi mantida. A maior discrepância ocorre no coeficiente C_{di} . Tal discrepância é explicada pela aplicação de um método recursivo na obtenção deste coeficiente.

Os resultados obtidos são satisfatórios, e os erros são explicados principalmente pelo procedimento de linearização das forças e momentos.

Para validar os coeficientes estimados foram realizadas simulações comparativas utilizando os coeficientes aerodinâmicos nominais em uma simulação, e os coeficientes estimados na outra. Em ambas as simulações utilizaram-se uma mesma sequência de entrada com perturbação no profundor e na propulsão, semelhante às usadas na identificação dinâmica. Foi escolhido o voo dinâmico para a validação por ser um ensaio mais abrangente de forma a facilitar a percepção das diferenças entre o modelo com os coeficientes originais de referência e com os coeficientes identificados.

A identificação estacionária permite a obtenção dos coeficientes aerodinâmicos associados ao modo longitudinal do dirigível apresentando uma grande simplificação nos testes de ensaio de vôo e na análise dos dados, quando comparada à identificação dinâmica. Além disso, representa uma forma eficiente e concisa para uma primeira avaliação do modelo aerodinâmico utilizado.

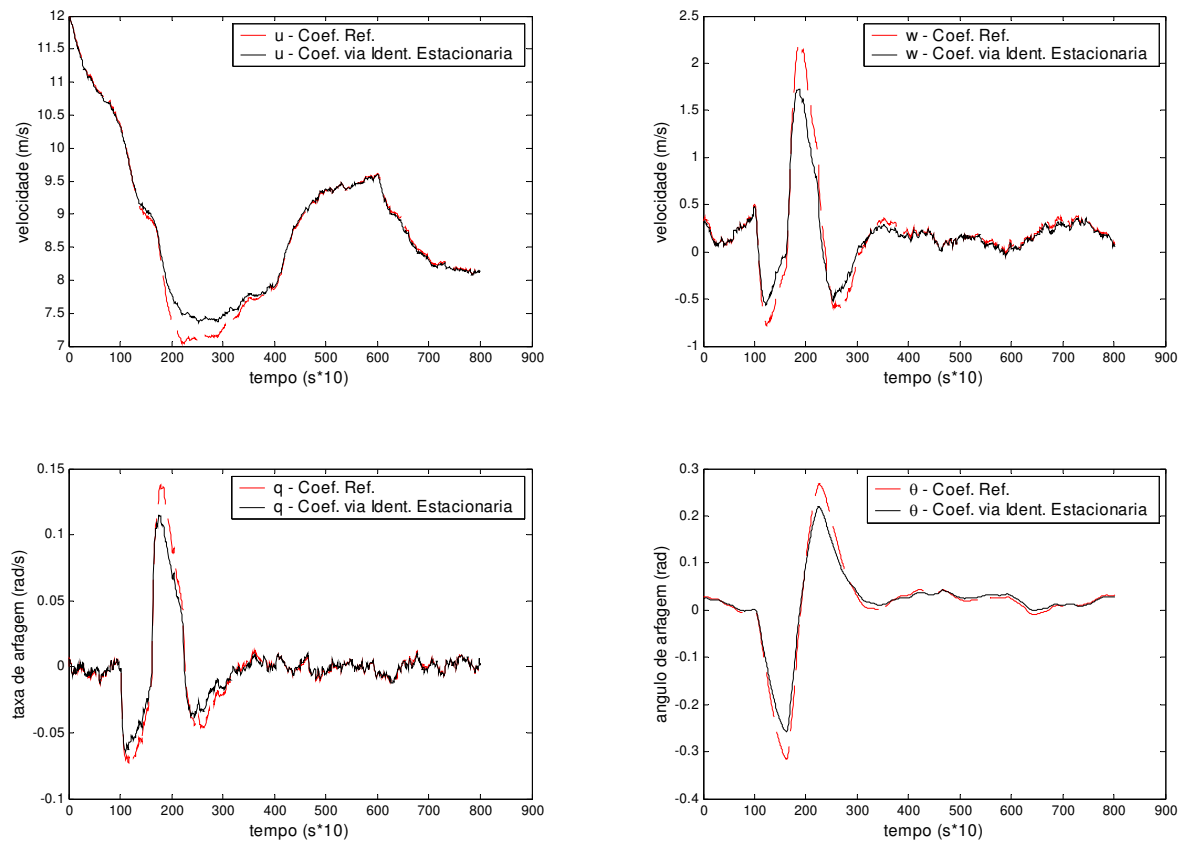


Figura 12: Saídas obtidas no simulador utilizando-se os coeficientes aerodinâmicos estimados (linha contínua) e os coeficientes aerodinâmicos nominais (linha tracejada) para um mesmo conjunto de perturbações no profundor e na propulsão.

5.1.2 Resultados em Simulação da Identificação Dinâmica

O método utilizado para a obtenção de dados para a aplicação da identificação dinâmica foi bem similar ao aplicado na identificação estacionária. A principal diferença foi a aplicação das entradas de controle de forma a permitir a excitação do modo longitudinal do sistema.

O procedimento adotado foi situar o dirigível em uma trajetória e velocidade específicas e, após o intervalo de tempo necessário para a estabilização do vôo, foram aplicadas as entradas nos atuadores de forma a permitir a excitação. Assim, com a aplicação dos métodos de identificação PEM e MOESP foi possível obter as matrizes dinâmicas do sistema.

Embora os métodos do erro de predição (PEM) possuam a característica de eventual estagnação devido ao aprisionamento em mínimos locais (inerente do processo iterativo executado), eles são mais precisos, conforme mencionado por Favoreel (1998). Por esse motivo os dois métodos (PEM e MOESP) foram aplicados de forma conjunta, isto é, o MOESP foi utilizado para fornecer uma solução preliminar e próxima da ótima, e o PEM aplicado sobre esta solução para refiná-la.

Como as matrizes dinâmicas obtidas são válidas somente para o ponto de operação no qual foi realizado o experimento, cada conjunto de matrizes dinâmicas identificadas (A_v e B_v) é relativo somente à velocidade na qual foi realizada a coleta de dados. Assim, para se obter os coeficientes aerodinâmicos do sistema por meio da manipulação simbólica das equações analíticas (2.52), (2.54) e (2.76) que associam as matrizes dinâmicas aos coeficientes aerodinâmicos (parâmetros constantes do modelo físico de 6 DOF) foi necessário coletar dados para diversas velocidades, de maneira análoga ao que foi realizado no caso da identificação estacionária.

A verificação dos resultados em simulação é feita para cada etapa do processo de identificação dinâmica. Inicialmente comparou-se a saída do modelo de 6DOF com os sistemas lineares identificados por meio da aplicação do MOESP seguida do PEM. Em seguida, após a etapa de equacionamento analítico e obtenção dos coeficientes aerodinâmicos a partir das matrizes dinâmicas, realizou-se uma simulação comparando o modelo 6DOF original (a referência) e o mesmo modelo 6DOF utilizando os coeficientes aerodinâmicos identificados.

Obtenção das matrizes dinâmicas

Para a obtenção das matrizes dinâmicas foram realizados três ensaios no modelo dinâmico do dirigível em MatLab, um para cada velocidade relativa ao ar (8, 10 e 12 m/s).

Para cada um dos três casos foi aplicada uma entrada de excitação do tipo *doublet* (Figura 9) no profundo seguida de um degrau na propulsão. Alguns parâmetros da simulação foram mantidos constantes nos três ensaios: a massa pesante da aeronave ($m_w=5$ Kg) e o desvio padrão das perturbações do modelo de turbulência ($\sigma = 0,3$). Outros parâmetros associados à massa de dados para identificação como: o tempo total para a aplicação do algoritmo de identificação, os valores de tempo iniciais de aplicação das excitações, a duração das excitações, a amplitude das excitações e o valor do vento considerado na simulação foram escolhidos de acordo com a conformidade das matrizes lineares obtidas no processo.

As saídas foram registradas a uma frequência de amostragem de 20 Hz, medindo os valores da velocidade longitudinal, velocidade vertical, taxa de arfagem e ângulo de arfagem.

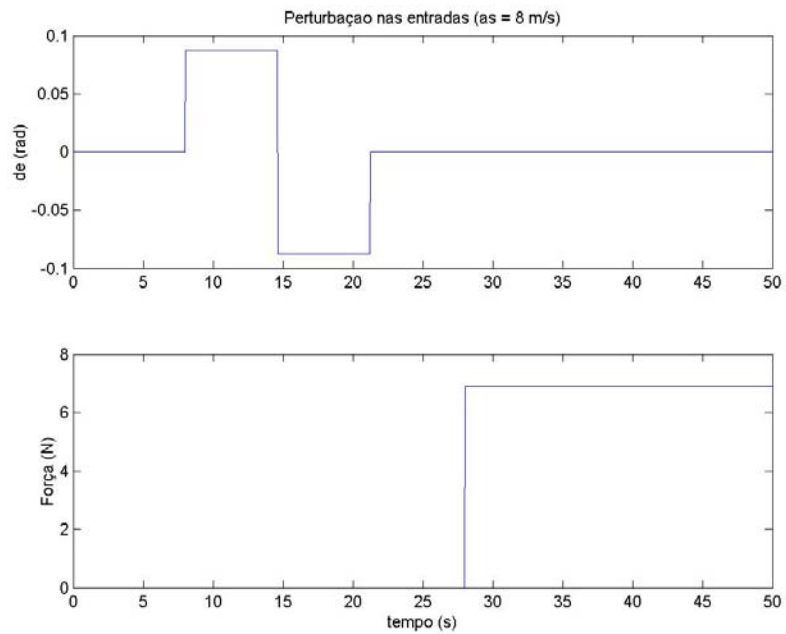
Deve-se ressaltar que o procedimento mostrou-se bastante sensível a alguns destes parâmetros, mostrando-se ser de difícil aplicação para dados de vôos reais, dado que a variação dos parâmetros de ensaios não é de fácil alteração. Os parâmetros utilizados em cada caso são mostrados na Tabela 4.

Airspeed	t_i (tempo inicial em relação à massa de dados original)	Δt_{id} (intervalo de tempo para identificação)	dte (semi-período do doublet)	dde1 (amplitude da excitação)	vento
8 m/s	27 s	50 s	6,6 s	5°	1 m/s
10 m/s	26 s	62 s	6,5 s	4,5°	2 m/s
12 m/s	24 s	55 s	5,6 s	3°	2 m/s

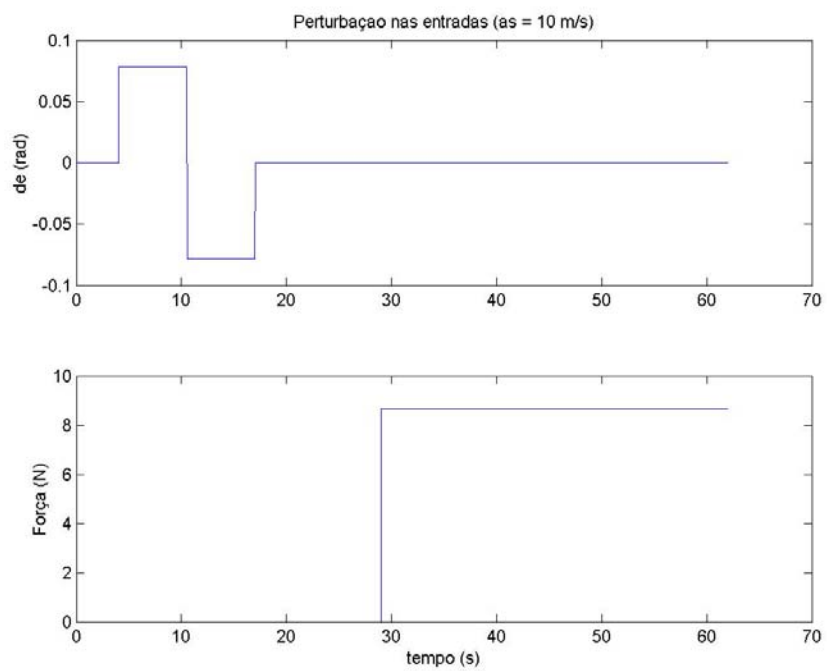
Tabela 4: Parâmetros das simulações para a identificação dinâmica

As entradas aplicadas são mostradas na

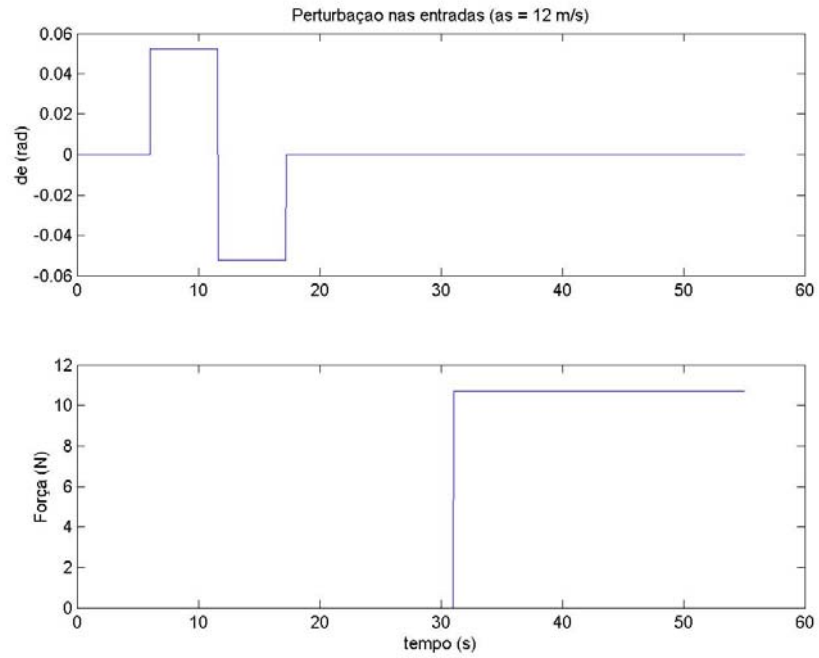
Figura 13.



a)



b)



c)

Figura 13: Excitações nas entradas (profundor e propulsão) aplicadas em torno dos valores de equilíbrio para as velocidades a) 8 m/s; b) 10 m/s; c) 12 m/s.

A partir dos dados obtidos na simulação foi aplicada a metodologia para a obtenção das matrizes dinâmicas (MOESP+PEM). As matrizes obtidas, juntamente com seus autovalores, são mostradas na Tabela 5, na Tabela 6 e na Tabela 7.

Para possibilitar uma melhor avaliação as matrizes obtidas são mostradas junto com as matrizes dinâmicas obtidas a partir da linearização numérica do modelo (matrizes afv e bfv).

AS = 8 m/s	Resultado da Identificação			Resultado pela linearização numérica do modelo não-linear 6DOF (referência para comparação)		
Matriz A	A8 = [-0.1754 0.0127 -0.3227 -0.6414 -0.0162 -0.6708 7.9184 -0.5432 -0.0070 0.0176 -1.3416 -0.4155 0.0001 -0.0000 0.9875 -0.0025]			afv8 = [-0.1522 -0.1041 2.3410 -0.1288 -0.0762 -0.6560 8.9102 -0.7258 0.0057 0.1374 -4.1031 -0.9655 0 0 1.0000 0]		
Matriz B	B8 = [0.8873 0.0363 -2.2064 0.0025 -0.5990 0.0019 -0.0077 -0.0000]			bfv8 = [1.4147 0.0260 -1.7969 -0.0003 -1.3268 0.0034 0 0]		
	Autovalor	Amortecimento	Freq. (rad/s)	Autovalor	Amortecimento	Freq. (rad/s)
	-0.159	1.00	0.159	-0.136	1.00	0.136
	-0.384+0.295i	0.793	0.484	-0.273+0.322i	0.646	0.422
	-0.384+0.295i	0.793	0.484	-0.273-0.322i	0.646	0.422
	-1.26	1.00	1.26	-4.23	1.00	4.23

Tabela 5: Matrizes dinâmicas identificadas para a velocidade de 8m/s.

AS = 10 m/s	Resultado da Identificação			Resultado pela linearização numérica do modelo não-linear 6DOF (referência para comparação)		
Matriz A	A10 = [-0.1750 -0.2488 4.6743 0.0005 -0.0312 -0.8598 10.1139 -1.5308 -0.0189 0.0863 -2.8362 -0.5465 0.0001 -0.0008 1.0090 0.0011]			afv10 = [-0.1553 -0.1378 3.7294 -0.2973 -0.0684 -0.8014 10.9579 -1.6461 -0.0071 0.1858 -5.2048 -0.7358 0 0 1.0000 0]		
Matriz B	B10 = [2.1966 0.0365 -3.2954 0.0006 -1.3326 0.0041 0.0118 -0.0001]			bfv10 = [1.9062 0.0275 -2.7226 -0.0006 -1.9774 0.0034 0 0]		
	Autovalor	Amortecimento	Freq. (rad/s)	Autovalor	Amortecimento	Freq. (rad/s)
	-0.181	1.00	0.181	-0.137	1.00	0.137
	-0.325+0.299i	0.736	0.442	-0.256+0.323i	0.621	0.413
	-0.325-0.299i	0.736	0.442	-0.256-0.323i	0.621	0.413
	-3.04	1.00	3.04	-5.51	1.00	5.51

Tabela 6: Matrizes dinâmicas identificadas para a velocidade de 10m/s.

AS = 12 m/s	Resultado da Identificação			Resultado pela linearização numérica do modelo não-linear 6DOF (referência para comparação)		
Matriz A	A12 = [-0.1976 -0.3318 6.7262 -0.0546 -0.0014 -0.9976 12.4317 -1.7530 -0.0270 0.1381 -3.9198 -0.5277 0.0004 -0.0021 1.0425 0.0045]			afv12 = [-0.1798 -0.1687 4.7994 -0.3640 -0.0619 -0.9564 13.2310 -1.9477 -0.0149 0.2290 -6.2778 -0.6511 0 0 1.0000 0]		
Matriz B	B12 = [3.2016 0.0390 -4.2116 -0.0052 -1.9975 0.0050 0.0269 -0.0001]			bfv12 = [2.5255 0.0321 -3.8353 -0.0006 -2.7651 0.0040 0 0]		
	Autovalor	Amortecimento	Freq. (rad/s)	Autovalor	Amortecimento	Freq. (rad/s)
	-0.217	1.00	0.217	-0.156	1.00	0.156
	-0.307+0.288i	0.729	0.421	-0.274+0.310i	0.662	0.414
	-0.307-0.288i	0.729	0.421	-0.274-0.310i	0.662	0.414
	-4.28	1.00	4.28	-6.71	1.00	6.71

Tabela 7: Matrizes dinâmicas identificadas para a velocidade de 12m/s.

Para que se possa comparar melhor os resultados obtidos em termos da estabilidade do sistema, a Figura 14 mostra os pólos dos sistemas para as 3 velocidades para as matrizes identificadas e para as matrizes obtidas numericamente. Os dois gráficos da parte superior enfatizam os pólos mais lentos enquanto os da parte inferior mostram toda a gama dos pólos, incluindo os mais rápidos.

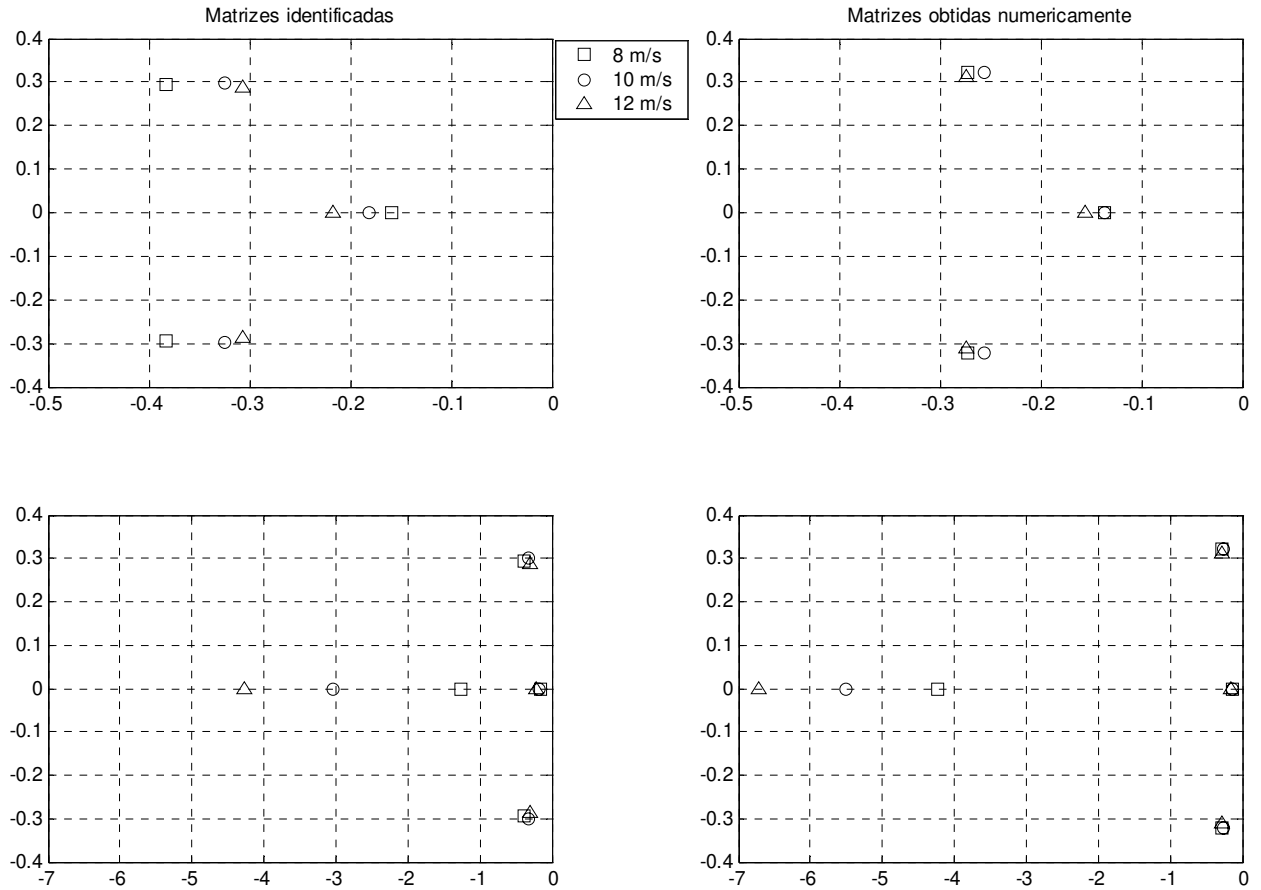


Figura 14: Diagrama comparativo dos autovalores das matrizes identificadas (à esquerda) e das matrizes obtidas numericamente. Os dois gráficos da parte superior enfatizam os pólos mais lentos enquanto os inferiores mostram toda a gama dos pólos, incluindo os mais rápidos.

Conforme mencionado no item 2.2.3, o modo de oscilação de decaimento do ângulo de arfagem (*subsidence mode*), que é caracterizado pelo pólo real de maior valor absoluto, apresenta uma maior dificuldade para ser identificado por ser um modo bastante rápido (alta frequência) e de difícil excitação. Observa-se que existem discrepâncias razoáveis na identificação deste modo.

A Figura 15 mostra a comparação entre a resposta do modelo linearizado identificado com a resposta do modelo linearizado numericamente (neste caso considerado como referência), utilizando-se um mesmo conjunto de dados de entrada.

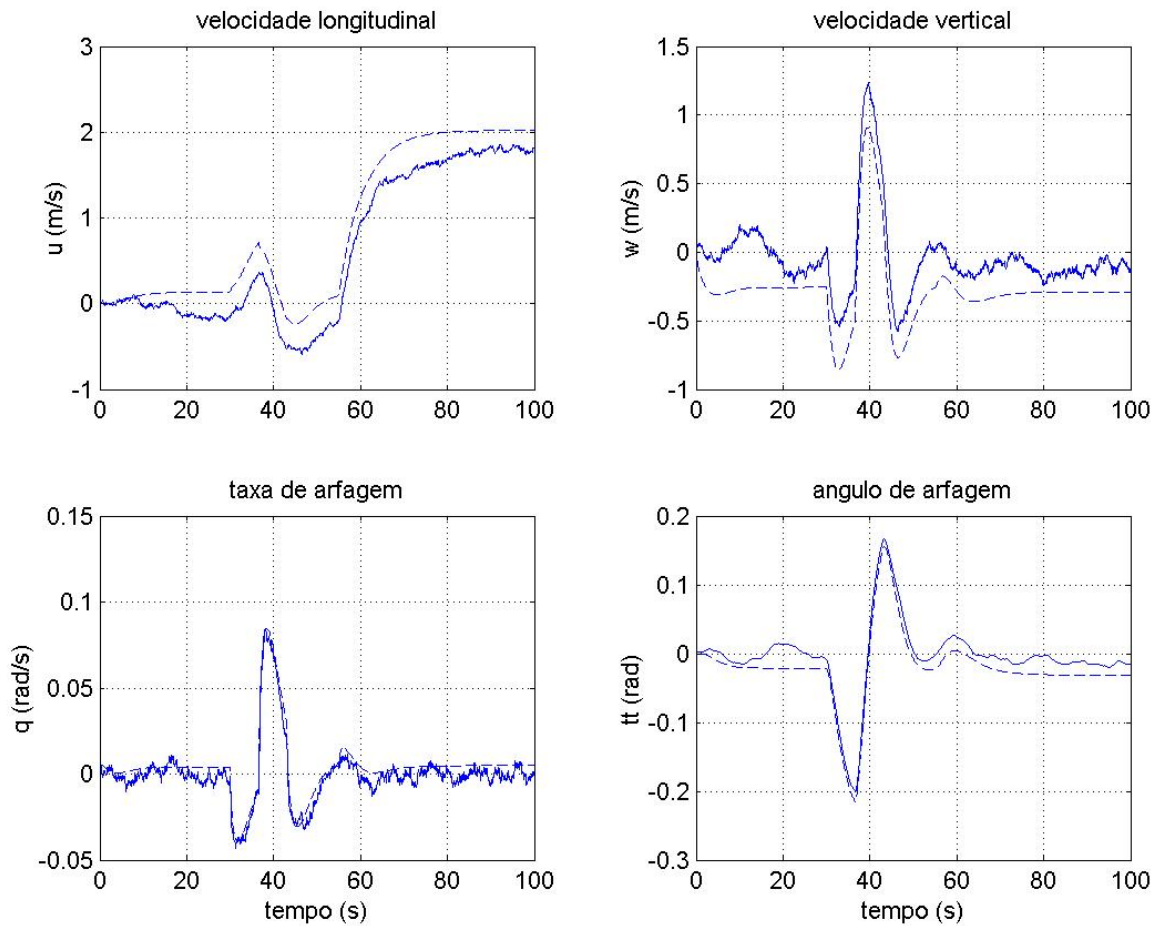


Figura 15: Saídas reconstruídas utilizando as matrizes A e B identificadas (linha sólida), e comparando-se com as saídas obtidas com as matrizes A e B linearizadas (linha tracejada) numericamente (as curvas representam as perturbações em torno da condição de regime para o caso $AS = 10\text{m/s}$).

Durante os ensaios de identificação verificou-se que a obtenção de matrizes identificadas que fossem numericamente próximas às matrizes obtidas analiticamente estava fortemente associada à escolha do trecho a ser considerado na identificação (ponto inicial e tamanho da janela em relação à massa de dados obtida na simulação). Tal fato caracteriza uma dificuldade na aplicação do método para a identificação do sistema real. Como o sistema não é conhecido, não é possível a realização de uma análise apurada da conformidade das matrizes identificadas. Tal limitação é refletida somente na obtenção dos coeficientes aerodinâmicos, pois tal processo necessita de uma adequação numérica

específica da matriz dinâmica para que a conversão analítica das matrizes para os coeficientes aerodinâmicos seja possível.

Obtenção dos coeficientes aerodinâmicos

Conforme descrito na seção 3.2.3, foi aplicada a metodologia para a obtenção dos coeficientes aerodinâmicos a partir da conversão analítica das matrizes dinâmicas obtidas pela identificação do modelo dinâmico linear.

Por meio da aplicação deste método, foram obtidos os valores dos coeficientes aerodinâmicos. A Tabela 8 mostra os valores obtidos (linha C_{ae} da tabela) e os valores dos coeficientes nominais (C_{an}) e os obtidos a partir das matrizes linearizadas numericamente (C_{anum}). A primeira linha da Tabela 8 é composta pelos coeficientes aerodinâmicos identificados. Os dados foram organizados da seguinte forma:

$C_{an} \rightarrow$ Coeficientes nominais

$C_{anum} \rightarrow$ Coeficientes obtidos da linearização numérica

$C_{ae} \rightarrow$ Coeficientes identificados pelo método da identificação dinâmica

$En \rightarrow$ Erro percentual de C_{ae} em relação a C_{an} ; $En = (C_{ae} - C_{an}) / C_{an}$

$Enum \rightarrow$ Erro percentual de C_{ae} em relação a C_{anum} ; $Enum = (C_{ae} - C_{anum}) / C_{anum}$

Coef.	C_{d0}	C_{di}	C_{l0}	$C_{l\alpha}$	C_{M0}	$C_{M\alpha}$	C_{mq}	$C_{l\delta\epsilon}$	$C_{M\delta\epsilon}$
C_{an}	0,0326	1,2500	-0,0023	0,9167	0,0017	0,3266	-0,2560	0,2865	-0,2578
C_{anum}	0,0204	0,9117	-0,0298	0,9372	0,0028	0,3134	-0,3549	0,2562	-0,2608
C_{ae}	0,0353	0,6158	-0,0795	0,9600	-0,0095	0,2440	-0,3013	0,2837	-0,1993
En (%)	8	51	+100	5	+100	25	18	1	23
Enum (%)	73	32	+100	2	+100	22	15	11	24

Tabela 8: Comparação dos coeficientes aerodinâmicos identificados com os coeficientes nominais e coeficientes derivados a partir das matrizes obtidas numericamente.

A partir da observação das linhas dos erros é possível observar que os resultados apresentam baixa discrepância em relação aos coeficientes nominais (utilizados de fato no modelo 6DOF). Deve-se ressaltar que, no caso dos valores de C_{l0} e C_{M0} , embora exista uma discrepância considerável em termos de erro percentual, a magnitude dos valores foi mantida.

Embora especificamente estes resultados obtidos sejam próximos dos valores originais utilizados no modelo, a obtenção de valores adequados está diretamente ligada à boa adequação das matrizes dinâmicas obtidas do processo de identificação. Conforme mencionado na seção anterior, a obtenção de matrizes dinâmicas em conformidade com o exigido pelo procedimento de conversão analítica é demasiadamente sensível ao trecho considerado para a identificação. Tal fato dificulta bastante o procedimento de obtenção dos coeficientes do sistema real, pois não é possível comparar tais resultados devido ao desconhecimento dos valores dos coeficientes do sistema real, embora se estima que sejam próximos dos valores nominais do modelo.

Validação dos Coeficientes

Com o objetivo de validar os coeficientes aerodinâmicos obtidos realizou-se uma simulação no modelo não-linear 6DOF com os coeficientes nominais e com os coeficientes identificados.

De forma a validar o procedimento de identificação, os parâmetros utilizados na simulação foram diferentes daqueles utilizados na identificação:

Airspeed	dte (semi-período do doublet)	dde1 (amplitude da excitação)	vento	sigg_turb
10 m/s	10 s	10°	1 m/s	0,5

Tabela 9: Parâmetros das simulações para a validação dos coeficientes identificados

As respostas obtidas no simulador utilizando-se os coeficientes aerodinâmicos estimados pela identificação e as saídas obtidas com os coeficientes nominais são mostrados na Figura 16.

As diferenças observadas nas respostas (mais notadamente no ângulo de Arfagem) se devem principalmente aos valores de $C_{M\alpha}$ e $C_{M\delta_e}$ que são maiores no caso do modelo nominal.

As respostas se mostraram adequadas e representativas do modelo não-linear de 6DOF para o caso longitudinal.

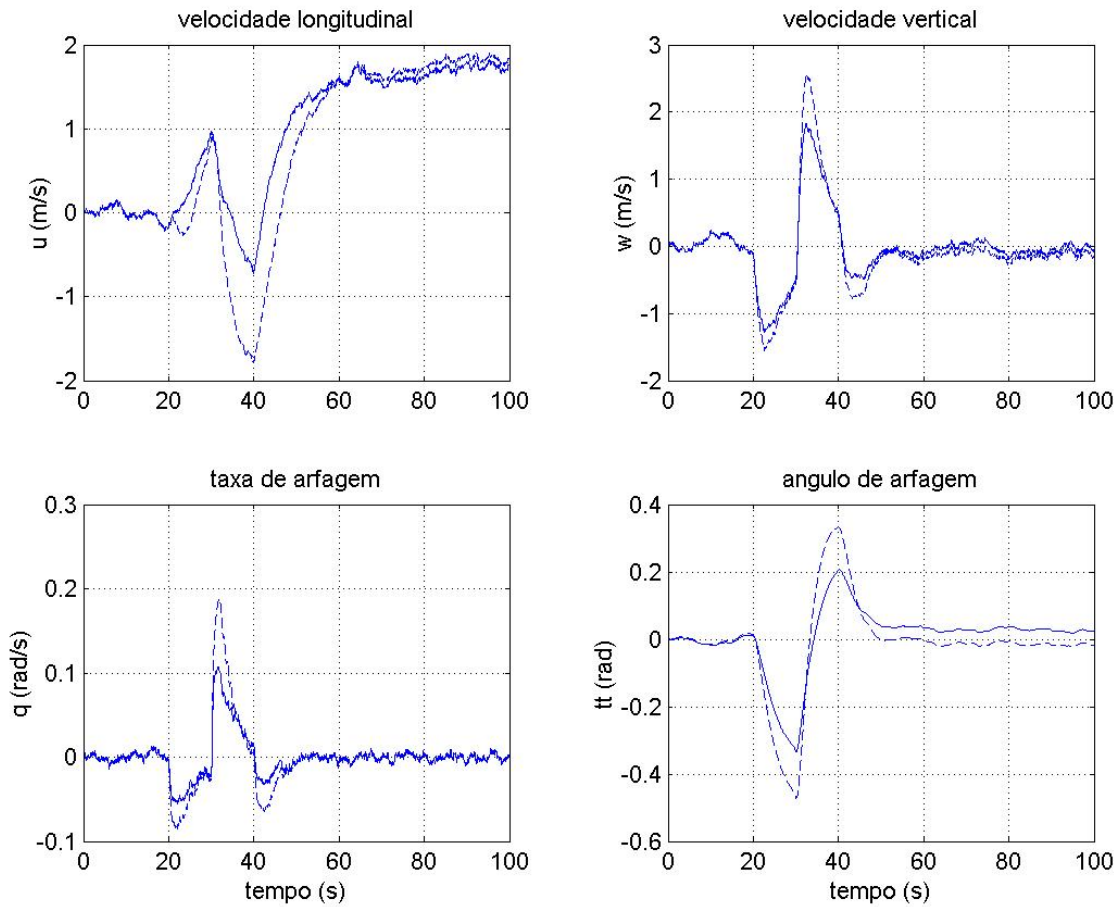


Figura 16: Saídas obtidas no simulador utilizando-se os coeficientes aerodinâmicos estimados pela identificação (linha contínua), e as saídas obtidas com os coeficientes nominais (linha tracejada) (as curvas representam as perturbações em torno da condição de regime para o caso $AS = 10\text{m/s}$).

5.1.3 Resultados em Simulação da Identificação utilizando Estratégias Evolutivas

O conjunto de dados utilizados para realizar a identificação por meio das estratégias evolutivas foi o mesmo aplicado na identificação estacionária. Os procedimentos foram seguidos conforme descrito no capítulo anterior.

A Tabela 10 mostra os resultados obtidos pelos experimentos realizados:

Ensaio	Parâmetros da estratégia		Logarítmo do menor erro quadrático médio				Média dos 4 experimentos
	μ	λ	Exp. 1	Exp. 2	Exp. 3	Exp. 4	
01	4	46	1,63	1,19	1,46	1,01	1,32
02	4	46	0,38	0,43	0,09	0,20	0,28
03	4	86	0,05	0,58	-1,37	0,23	-0,12
04	4	126	0,04	-0,43	0,31	-0,01	-0,02
05	4	46	0,26	0,41	0,15	0,36	0,30
06	4	126	-0,10	-0,89	-0,24	-0,46	-0,42
07	8	126	0,30	0,65	0,33	-0,17	0,28
08	4	252	-0,81	-0,54	-0,74	0,29	-0,45
09	4	496	0,33	-0,04	0,16	-1,71	-0,31
10	4	746	0,50	-0,02	-0,22	0,52	0,19
11	4	996	0,59	0,68	0,27	0,26	0,45

Tabela 10: Resultados obtidos no processo de identificação com Estratégias Evolutivas

Como cada experimento teve a duração de 12 horas, o critério de eficiência foi feito pela comparação dos valores dos erros quadráticos médios ao final das 12 horas de processamento. Embora o menor erro de todos os experimentos apresentados na Tabela 10 foi o do experimento 4 do ensaio 09, a configuração cuja média dos erros foi a menor foi a do ensaio 08.

Para o aumento de μ (ensaio 07 em relação ao ensaio 06) houve uma queda considerável de desempenho. Isso mostra que o aumento da população selecionada pode fazer com que o algoritmo necessite de mais tempo de processamento sem conseguir compensar o ganho em desempenho.

É válido observar a diferença entre os resultados quando os parâmetros são os mesmos e os domínios das variáveis diferentes. Os ensaios 01, 02 e 04 possuem os mesmos parâmetros, mas como os espaços de busca são diferentes (vide Tabela 1) os resultados também podem ser diferentes. Enquanto no ensaio 01 foi observada uma média de 1,32 para os logaritmos dos erros quadráticos médios, no ensaio 02 essa média diminuiu bastante devido à restrição do intervalo de busca de três parâmetros. O mesmo não ocorreu no que se refere aos ensaios 02 e 03, onde foram alterados os domínios dos outros quatro parâmetros e a diferença foi pequena. Já para os ensaios 04 e 06, foi realizada a mesma alteração dos outros quatro parâmetros e a diferença foi significativa. Embora o número de amostras por ensaio seja pequeno (apenas 4), é possível observar que o desempenho do algoritmo mostrou-se mais sensível às variações do espaço de busca quando o valor de λ é maior.

Adotando a configuração 08, foi realizado um ensaio extra com duas buscas para os mesmos parâmetros deste ensaio mas com 30 horas de tempo limite para cada um. O resultado é apresentado na Tabela 11.

Ensaio	Parâmetros da busca		Logarítmo do menor erro quadrático médio		Média dos 2 experimentos
	μ	λ	Exp. 1	Exp. 2	
12	4	252	-2,72	-1,75	-2,24

Tabela 11: Ensaio realizado mais longo realizado somente com a melhor configuração dos parâmetros da busca.

A Tabela 12 compara os valores dos parâmetros adotados no modelo original e os valores encontrados pelo método de otimização. Os valores em P0 são os utilizados no modelo e os valores em P são os obtidos pelo método proposto.

	Cd0	Cl0	Cl α	Cl δ	CM0	CM α	CM δ	Cdi
P ₀	0,03260	-0,00230	0,91670	0,28650	0,00170	0,32660	-0,25780	1,25000
P	0,03260	-0,00225	0,91688	0,28661	0,001702	0,32660	-0,25782	1,24960

Tabela 12: Comparação dos valores dos parâmetros adotados no modelo com os valores obtidos pelas EEs.

Devido à grande correspondência entre os valores de referência e os valores obtidos pelo método, não é necessário comparar as saídas usando os dois conjuntos de coeficientes, pois as saídas seriam praticamente sobrepostas.

Por ser um método de busca estocástico e que utiliza o próprio modelo não linear como base para a otimização, embora exija um significativo tempo de processamento (da ordem de dezenas de horas) é o que mais se aproxima dos valores nominais utilizados no modelo original 6DOF.

5.2 Resultados Preliminares a partir de dados coletados em vôo

5.2.1 Resultados preliminares de vôo utilizando estratégias evolutivas

Esta seção apresenta alguns resultados preliminares de identificação, estabelecidos a partir de dados coletados em vôo. As informações sensoriais são fornecidas pela infra-estrutura descrita no Apêndice B, para comandos nos atuadores, conforme procedimentos e algoritmos explicitados nos capítulos precedentes que descrevem as metodologias. Esse conjunto de dados, transmitido do dirigível em vôo, é armazenado na estação de operação em terra para uso posterior.

Como em um ensaio de vôo o volume de dados é considerável, um programa foi desenvolvido para selecionar, heurísticamente, trechos adequados das variáveis para uso pelos algoritmos de identificação.

Para que seja possível a aplicação das metodologias de identificação estudadas, é essencial que os vôos para aquisição dados sejam realizados de forma a contemplar da melhor maneira possível as condições necessárias para cada um dos métodos de identificação. Isso implica na realização de vôos sob condições controladas, difíceis de serem obtidas na prática.

Embora tenham sido realizados aproximadamente vinte ensaios em vôo ao longo dos dois anos referentes aos trabalhos desta dissertação, somente pequenos trechos de alguns ensaios puderam ser aproveitados. Assim, os resultados aqui descritos limitam-se à utilização da metodologia baseada em estratégias evolutivas devido às dificuldades experimentais no tocante às demais metodologias, como se explica a seguir.

Nos diversos conjuntos de dados obtidos em ensaios de vôo visando a obtenção de dados para identificação estacionária, aplicou-se o programa desenvolvido para selecionar trechos adequados para fins de identificação (Apêndice B). O melhor dos conjuntos é mostrado na

Figura 17.

Apesar deste ser o melhor trecho, pela observação do comportamento dos dados é possível constatar que existem perturbações significativas em grande parte das variáveis consideradas, o que descaracteriza as condições de estacionaridade e de comportamento homogêneo das variáveis, necessários ao método de identificação estacionária. Devido ao fato da identificação dinâmica também necessitar como pontos de partida: i) a identificação estacionária devidamente validada experimentalmente, e; ii) um vôo estacionário antes da introdução das excitações apropriadas, não foi possível obter dados e condições apropriadas para esse tipo de identificação.

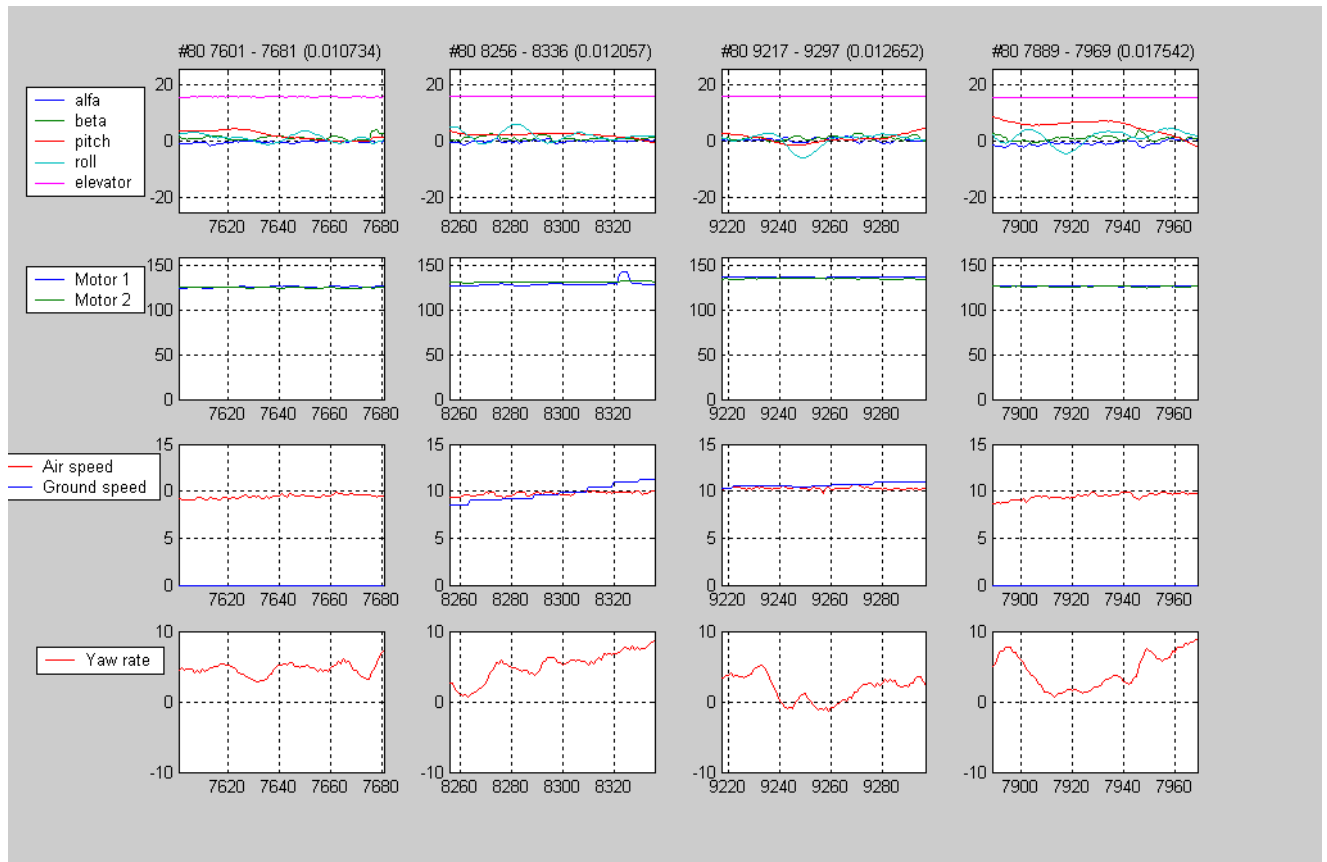


Figura 17: Conjunto de dados sensoriais e de comando selecionado para fins de identificação.

Dessa forma a única metodologia que pôde ser aplicada a essa massa de dados foi o método da identificação utilizando estratégias evolutivas. O principal motivo pelo qual esse método pôde ser aplicado se deve principalmente ao fato dele não apresentar restrições em termos do comportamento das variáveis envolvidas no processo. O método é bastante flexível e abrangente, apresentando somente restrições no tempo necessário para que o algoritmo atinja o resultado. Informações acerca dessa questão são discutidas nos capítulos anteriores.

Os resultados obtidos com o método de identificação utilizando estratégias evolutivas são mostrados na tabela a seguir:

	Cd0	Cl0	Cl α	Cl δ	CM0	CM α	CM δ	Cdi
X	0,03260	-0,00230	0,91670	0,28650	0,00170	0,32660	-0,25780	1,25000
X ₀	0,03113	-0,04845	-0,10010	0,1287	0,18929	-0,20306	-0,76395	1,2216

Tabela 13: Resultados da identificação por estratégias evolutivas e comparação com os valores de referência.

X – valor identificado pelas estratégias evolutivas a partir dos dados reais obtidos em vôo

X₀ – valor usado no modelo teórico (a título comparativo somente)

Embora os valores de alguns coeficientes aerodinâmicos apresentem alguma discrepância, dois pontos devem ser considerados:

- os valores tidos como referência (X₀) correspondem a valores obtidos analiticamente a partir de um dirigível de dimensões maiores. Não se tem conhecimento dos reais valores destes coeficientes para o dirigível AS800 (considerando que existem diferenças de formato e de configuração de peso em relação ao dirigível do qual se obteve os coeficientes de referência).
- a despeito da discrepância, a maioria dos coeficientes possui valores razoáveis
- Os valores negativos para os coeficientes Cl α e CM α advêm da configuração da aeronave quando da aquisição dos dados, ou seja, uma tendência à instabilidade devido ao posicionamento do centro de gravidade (CG). Essa questão é explicada em detalhes na seção seguinte.

5.2.2 Comentários adicionais e dificuldades experimentais

Conforme explicitada anteriormente, a aplicação das metodologias de identificação aqui descritas requer dados coletados em vôos controlados, seguindo padrões de excitação específicos e onde não haja, dentro de certos limites, influências de perturbação externa.

Inúmeros fatores dificultam a obtenção de dados de vôo adequados para identificação. Alguns deles são mencionados abaixo:

- Condições atmosféricas

As condições atmosféricas adequadas à realização de vôo são muito particulares. Para que seja possível atingir a condição de vôo horizontal equilibrado requerido para a identificação estacionária e dinâmica, é necessário que a atmosfera não esteja demasiadamente perturbada, isto é, que ela apresente somente ventos de baixa intensidade e pouca turbulência. Essa condição é muito rara na região de Campinas e, sobretudo, na área da 2ª Companhia de Comunicações Blindada onde são realizados os ensaios.

A programação de ensaios baseia-se na avaliação de previsões de condições meteorológicas e sua evolução. Dentre diferentes fontes de informação, utiliza-se os modelos numéricos de previsão estabelecidos pelo INPE e acessíveis em <http://www.cptec.inpe.br/prevnum/>, como o Modelo Regional ETA, ilustrado na Figura 18.

Aproximadamente um em cada cinco ensaios é cancelado após a aeronave estar pronta para o vôo, devido ao não atendimento dessas condições. Procura-se diminuir este índice pela análise minuciosa das previsões e tendências, embora muitas vezes não seja possível antecipar algumas mudanças com a devida precisão e antecedência.

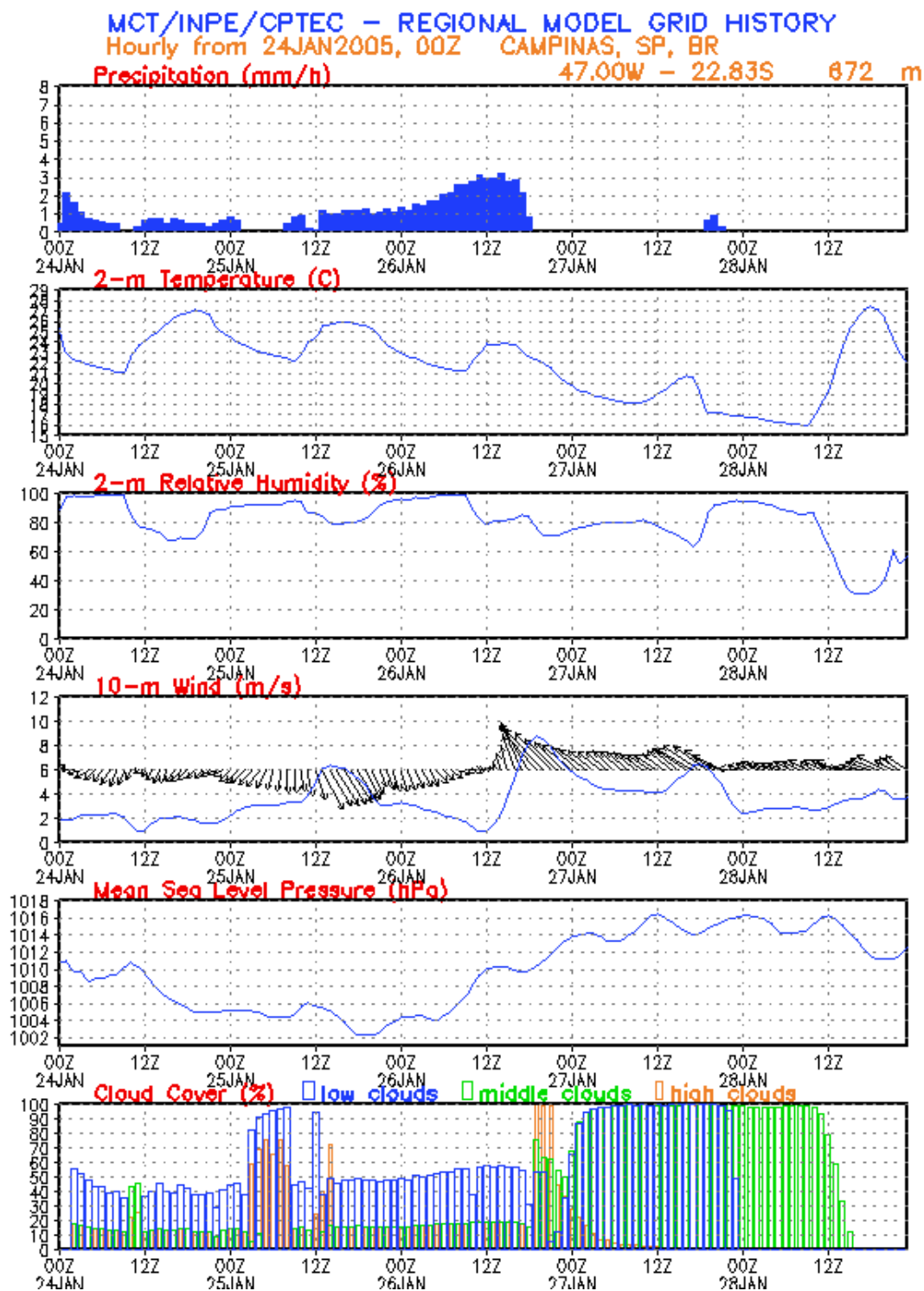


Figura 18: Previsões climáticas – Modelo ETA, para a região de Campinas horizonte de 5 dias

- Condicionamento da aeronave.

Vários fatores decorrentes da configuração do veículo contribuíram para a dificuldade de obtenção de dados.

Algumas dessas características são relacionadas diretamente à construção da aeronave, principalmente:

- A posição do CG em relação ao centro aerodinâmico (CA), decorrente do posicionamento da gôndola contendo a infra-estrutura embarcada e grupo propulsor. Com efeito, a posição relativa entre ambos determina a estabilidade dinâmica e estática do veículo; as condições experimentais e dados decorrentes, mostrados na Figura 1, resultaram de uma aeronave com uma configuração de equilíbrio diferente daquela esperada (maiores detalhes no apêndice B).
- A autoridade das superfícies aerodinâmicas, que interfere fortemente nos coeficientes que relacionam as entradas de controle com o comportamento dinâmico do veículo.

Além disso, outro problema de difícil tratamento é relativo ao alinhamento de montagem dos sensores embarcados e sua robustez e confiabilidade. Muitas vezes durante os ensaios percebem-se problemas de montagem nos sensores e é necessário resolver o problema durante o ensaio para que seja possível continuar os vôos. Muitas vezes não é possível obter o alinhamento ótimo devido à dificuldade deste tipo de procedimento aliado à dificuldade de sua realização em campo.

Outros problemas muito frequentes durante os vôos são a discrepância de rotação (i.e. empuxo) dos motores (supostos iguais quando nos ensaios para identificação) e os incidentes devido à falha de um dos motores. Neste segundo caso, dependendo da condição do vento, é muito difícil pousar em um local seguro e que não ameace a integridade da aeronave. Sendo assim, muitas vezes foi necessária a interrupção dos vôos devido a problemas dessa natureza que não puderam ser corrigidos imediatamente.

- Aspectos operacionais

A realização de ensaios de voo em geral, e principalmente quando condições restritivas existem – como nos procedimentos para identificação, envolve um esforço considerável em termos de recursos humanos e materiais. Tipicamente, os experimentos envolvem pelo menos 5 pessoas treinadas e qualificadas para a operação. São elas:

- o piloto (função desempenhada pelo autor desta dissertação)
- 3 operadores de terra responsáveis pelo auxílio na decolagem, pouso, situações de emergência e pela preparação do veículo para o voo.
- 1 operador responsável pela preparação e operação da estação de terra, pela gravação dos dados de telemetria durante o voo e pela inspeção *on-line* de alguns dados relativos à segurança do voo.

A carga horária de cada voo é distribuída da seguinte forma para as atividades em campo:

- 5 homens x 2 horas antes do voo = 10 homens-hora : preparação da aeronave e estação de terra, transporte do sistema para a região do voo e sua colocação em operação
- 5 homens x 3 horas durante os voos = 15 homens-hora: ativação dos circuitos eletrônicos embarcados, da estação de terra e ligação dos motores; manobras de decolagem e pouso, manutenção da aeronave entre os voos (colocação de combustível, verificação do sistema, ajustes de motores, etc), prontidão para situações de emergência, etc.
- 5 homens x 2 horas após o voo = 10 homens-hora: deslocamento da aeronave até o hangar de armazenamento, desmontagem dos sistemas que devem ser levados ao laboratório, eventuais reparos necessários, atracamento da aeronave no hangar.

E para a identificação, em laboratório:

- 1 homem x 16 horas = 16 homens-hora: tarefa necessária para a conversão, análise, seleção de trechos de conjuntos de dados e aplicação das metodologias de identificação.

Dessa forma, além das condições atmosféricas favoráveis, a realização de cada ensaio de voo implica em ter disponível uma equipe totalizando aproximadamente 35 homens-hora de trabalho.

Capítulo 6

Conclusões

A identificação de sistemas dinâmicos é uma tarefa extremamente importante no desenvolvimento de um veículo aéreo não tripulado. É por meio da identificação do sistema que é possível adquirir as informações necessárias para se prever o comportamento do veículo nas diversas situações de voo, efetuar as análises de estabilidade e controlabilidade do sistema, projetar controladores, sistemas de aumento de estabilidade, sistemas de aumento de controlabilidade, automatização de pilotagem, algoritmos de guiamento e verificar analiticamente a adequação desses sistemas aos critérios de qualidade de voo desejados.

Além disso, o conhecimento do modelo é essencial para o treinamento de pilotagem da aeronave por novos pilotos em simuladores de voo e na certificação da aeronave.

É dentro deste contexto que este trabalho investiga e avalia diferentes metodologias para a identificação do veículo utilizado no Projeto AURORA, o dirigível AS800.

Foram implementadas e avaliadas três metodologias de identificação paramétrica do sistema: a identificação estacionária, a identificação dinâmica e a identificação utilizando estratégias evolutivas,

sendo esta última metodologia foi desenvolvida pelo autor e representa uma grande contribuição deste trabalho.

A identificação estacionária e a identificação dinâmica são caracterizadas por uma abordagem clássica, ao passo que a identificação utilizando estratégias evolutivas apresenta uma abordagem de otimização estocástica, utilizando algoritmos evolutivos. Somente no método de identificação dinâmica é utilizada a manipulação simbólica da matriz de dinâmica linear, pois os outros métodos indicam diretamente os coeficientes aerodinâmicos sem a necessidade de se identificar a matriz dinâmica, pois a condição de voo utilizada nesses dois métodos é a estacionária.

O estudo destas três metodologias foi realizado de forma que foi possível comparar o desempenho das mesmas. Verificou-se que, embora a abordagem estocástica utilizando estratégias evolutivas seja sub-ótima, isto é, não garante a convergência para os valores ótimos globais, ela se mostrou bastante eficiente nos ensaios realizados em simulação. Os outros dois métodos de identificação clássica utilizados também mostraram resultados satisfatórios. Deve-se ressaltar aqui a dificuldade de implementação da identificação dinâmica com dados de vôos reais. A determinação das matrizes dinâmicas utilizando-se os métodos de identificação MOESP e PEM se mostraram bastante sensíveis aos parâmetros de ensaio (duração do conjunto de dados e amplitude e duração das entradas de perturbação), levando a dificuldades experimentais relevantes. A identificação estacionária, embora de implementação bem mais simples, pode também apresentar resultados sensíveis às condições de voo como vento, turbulência e dificuldades na manutenção da condição de equilíbrio em voo. Portanto, para uma identificação precisa, diferentes métodos devem ser aplicados e comparados entre si. Além disto, a validação em túnel de vento de alguns coeficientes (como o de arrasto), podem permitir uma identificação mais precisa pelos métodos propostos.

O próximo passo deste trabalho (fora do escopo desta dissertação) é a aplicação dessa metodologia a dados de voo obtidos a partir da aeronave real. Alguns resultados preliminares nesse sentido já foram obtidos utilizando-se a metodologia de Estratégias Evolutivas. Embora os valores de alguns coeficientes aerodinâmicos obtidos apresentem alguma discrepância, a maioria dos coeficientes apresentou valores razoáveis. Dois coeficientes (C_{la} e C_{Ma}) apresentaram valores de sinal invertido,

ocasionados pela configuração da aeronave com o CG atrás do CA, quando da realização deste ensaio em particular.

Como exemplos de outros trabalhos realizados pelo autor durante este período, e que viabilizam futuros ensaios em voo para a aquisição de dados para identificação, podemos citar (Apêndice B): o ajuste da montagem mecânica e a adequação do sinal fornecido pelo sensor de direção do vento e pressão barométrica (ADM-Air Data Measurement), a qualificação do sensor inercial utilizado no veículo do projeto, a participação na especificação e implementação da plataforma de aquisição de dados em tempo real (Ramos (2004)), e o desenvolvimento de uma ferramenta computacional de conversão dos dados fornecidos pelo sistema embarcado de aquisição para o formato de dados necessários pelos sistemas de identificação implementados.

Como temas para trabalhos futuros, dando continuidade ao projeto de pesquisa proposto, podemos citar:

- Desenvolvimento de metodologias de identificação não linear (evitando a linearização).
- Desenvolvimento de metodologias de identificação para a dinâmica em baixas velocidades, trabalhando com altos ângulos de ataque e fora da situação de voo aerodinâmico.
- Identificação da dinâmica lateral.
- Validações em túnel de vento.

De forma resumida, pode-se dizer que este trabalho permitiu a definição de metodologias de identificação do sistema dinâmico do veículo utilizado no Projeto AURORA, tendo colaborado também diretamente na viabilização dos ensaios em voo para identificação com o dirigível AS800.

Referências

- Azinheira, J.R.; De Paiva, E.C.; Ramos, J.J.G.; Bueno, S.S. (2000). “Mission Path Following for an Autonomous Unmanned Airship.” IEEE Int. Conference on Robotics and Automation, São Francisco, USA, April 2000.
- Azinheira, J.R., de Paiva, E.C., Ramos, J.G., Bueno, S.S., Bergerman, M. (2001). “Extended Dynamic Model for AURORA Robotic Airship” 14th AIAA Lighter-Than-Air Technical Committee Convention and Exhibition Akron, Ohio, USA; July 2001.
- Belarga, A., García-Herrero, J., Moina, J. M., Besada, J. & Portillo, J. (2002), “OCR Parameters Tuning by Means of Evolution Strategies for Aircraft’s Tail Number Recognition”, Proc. of the 2002 IEEE World Congress on Computational Intelligence, Honolulu, Hawaii, May 12-17, CD ROM.
- Bueno, S. S.; Azinheira, J.R.; Ramos, J.G.; de Paiva, E.C.; Rives, P.; Elfes, A.; Carvalho, J. R. H.; Silveira, G. F. (2002) “Project AURORA – towards an autonomous robotic airship”.. *Workshop on Aerial Robotics; 2002 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems - IROS 2002, Lausanne, Switzerland; October 2002*
- Bueno, Samuel Siqueira; Marcel Bergerman; Josué Jr. Guimarães Ramos; Ely Carneiro de Paiva; José Reginaldo Hughes Carvalho; Alberto Elfes; Silvio Mano Maeta; Luiz Gustavo Bizarro Mirisola; Bruno Guedes Faria; Cleyner Soares Pereira. (2001) “Robótica Aérea em Preservação Ambiental: O Uso de Dirigíveis Autônomos”. 7a. Reunião Especial da SBPC; Manaus, AM, Brasil, Abril 2001.
- Carvalho, J.R.H.; Ferreira, P.A.V.; de Paiva, E.C.; Azinheira, J.R.; Ramos, J.G.; Bueno, S.S; Maeta, S.M.; Mirisola, L.G.B.; Faria, B.G.; Bergerman, M.; Elfes, A. (2001) “Application of Classical

- and Robust PI Control to an Unmanned Robotic Airship. 9th International Symposium on Intelligent Robotic Systems – SIRS’2001, Toulouse, France, July 2001.
- Contraves Inc. (1988) “The model 53M Series Three Axis Test Systems PD-5508”, Contraves Goerz Corporation, Pittsburgh, PA., USA
- Coelho, L.S., Coelho, A A. R.. “Algoritmos evolutivos em identificação e controle de processos: uma visão integrada e perspectivas.” *SBA Controle & Automação Vol. 10 no. 01 / Jan., Fev., Mar, Abril de 1999*
- Cortés, V.R.; Azinheira, J.R.; de Paiva, E.C.; “Parameter Identification of Nonlinear Dynamic Model of AURORA” Airship. 7th. *IFAC Symposium on Robot Control SYROCO ’03*, 2003
- Cortés, V.R., Azinheira, J.R., de Paiva, E.C., B. Faria, J. J. G. Ramos, S.S. Bueno. “Experimental Identification of Aurora Airship”. 5th IFAC Symposium on Intelligent Autonomous Vehicles, IAV 2004, Lisboa, Portugal, 2004.
- Cortés, V.R. “Identificação de Parâmetros da dinâmica do Dirigível AURORA AS800”, Tese de Doutorado, Instituto Superior Técnico, Universidade Técnica de Lisboa, 2004b.
- De Paiva, Ely C.; Azinheira, José R. (2001) “Airship AS800 Dynamic Model and Simulation”. Relatório Técnico DRVC-01/2001; DRVC/CenPRA – Centro de Pesquisas Renato Archer, Campinas, Brazil, and IDMEC/IST – Instituto Superior Técnico, Lisboa, Portugal; Junho 2001.
- De Paiva, Ely C.; Azinheira, José R.; Cortez, Victoria. (2002a) “Metodologia para a Avaliação dos Coeficientes Aerodinâmicos do Dirigível AS800 a partir de Resultados de Identificação Dinâmica”. Relatório Técnico DRVC-02/2002; DRVC/CenPRA – Centro de Pesquisas Renato Archer, Campinas, Brasil, e IDMEC/IST – Instituto Superior Técnico, Lisboa, Portugal; Junho 2002.
- De Paiva, E.C.; Azinheira, J.R.; Ramos, J.J.G.; Faria, B.G.; Bueno, S.S.; (2002b) “Identification Methodology for the Dynamics of AURORA Project Airship”, 4th International Airship Convention and Exhibition, Cambridge, U.K.; July 2002.

- De Paiva, E. C. ; Bruno G. Faria; Josué Jr. G. Ramos; Samuel S. Bueno; José R. Azinheira; Paulo A. V. Ferreira; (2002c) "Identificação Estacionária para a Avaliação dos Coeficientes Aerodinâmicos de um Dirigível Robótico"; XIV Congresso Brasileiro de Automática - CBA2002, Natal, RN, Brasil, Setembro 2002.
- De Paiva, E.C., S. S. Bueno, S. B. V. Gomes, J. J. G. Ramos, M. Bergerman (1999) "A Control System Development Environment for AURORA's Semi-Autonomous Robotic Airship", *IEEE International Conference on Robotics and Automation, Detroit, Michigan*.
- DMU-AHRS User's Manual – Revision 1.2 July 1999. CrossBow Technology Inc. <http://www.xbow.com> (Endereço válido: 01/02/2003).
- Elfes, A.; Bergerman, M.; Bueno, S. S.; Ramos, J.G.; de Paiva, E.C.; Carvalho, J. R. H.; Maeta, S.M.; Mirisola, L.G.B.; Faria, B.G.; Azinheira, J.R. (2001) "Perception and control for an autonomous robotic airship." In Bunke, H., Christensen, H. I., Hager, G., and Klein, R. (eds.); "Modelling of Sensor-Based Intelligent Robot Systems", Springer-Verlag, New York, November 2001, pp. 225-254. (Invited article in Dagstuhl 2000 International Seminar on Modelling of Sensor-Based Intelligent Robot Systems, Schlöss Dagstuhl, Germany)
- Elfes, A.; Bueno, S.S.; Bergerman, M.; Ramos, J.J.G. (1998a) "A semi-autonomous robotic airship for environmental monitoring missions." *IEEE International Conference on Robotics and Automation, Leuven, Bélgica, Maio de 1998, pp. 3449-3455*
- Elfes, A.; Bueno, S.S.; Bergerman, M.; Ramos, J.J.G.; Paiva, E.C.; Asanuma, K.; Beiral, J.A.R. (1998b). "Projeto AURORA." *XII Congresso Brasileiro de Automática, Uberlândia, MG, Set. 1998, pp. 79-84*.
- Faria, B. G.; de Castro, Leandro Nunes; (2003) "Parameter Identification of an Airship model Using Evolution Strategies".4th IEEE Int. Congress on Evolutionary Computation (CEC2003), Canberra, Australia, December 2003.

- Faria, B. G.; Pereira, C. S.; Milani, P. G.; Santoro, C. A.; da Cunha, S. P.; Bueno, S. S.; (2003a) “Obtenção de Parâmetros de Aferição de uma Unidade de Medição Inercial para Aplicação em Sistemas Embarcados Robóticos Autônomos”, 6o Simpósio Brasileiro de Automação Inteligente (SBAI), Bauru, Brasil, Setembro de 2003.
- Faria, B. G.; de Castro, Leandro Nunes; (2003b) “Estratégias evolutivas aplicadas ao ajuste de parâmetros de um modelo analítico de um sistema dinâmico”, 6o Simpósio Brasileiro de Automação Inteligente (SBAI), Bauru, Brasil, Setembro de 2003.
- Faria, Bruno G., Ronaldo T. Duarte, Josué Jr. G. Ramos, Ely C. Paiva (2002) “Estudo Prospectivo sobre a utilização de Redes Neurais na Identificação do Modelo dinâmico de um Dirigível Robótico”. *XIV Congresso Brasileiro de Automática, CBA2002, Natal-RN*
- Faria, B.G.; Maeta , S.M.; Ramos , J.G.; Bergerman, M.; Bueno, S.S. (2001) “Um barramento de campo Controller Area Network para um dirigível autônomo não tripulado”. *XVI Congresso Brasileiro de Engenharia Mecânica - COBEM 2001; Novembro 2001, Uberlândia.*
- Faria, B.G.; Ramos, J.J.G.; Bergerman, M. (2000) “Evolução do conjunto sensorial embarcado no Projeto AURORA.” VIII Congresso Interno de Iniciação Científica da UNICAMP, Campinas, SP, Brasil, Setembro 2000, pp. 44.
- Flavoreel, W, B. De Moor e P. Van Overschee (1998), “Subspace State Space System Identification for Industrial Process”. ESAT-SISTA, Technical Report.
- Franklin, Gene F.; Powell, J.David ; Emami-Naeini, Abbas; “Feedback Control of Dynamic Systems”, *Third Edition, 1994*
- Gomes, S. B. V.; Ramos, J. J. G. (1998) “Airship dynamic modeling for autonomous operation.”, *IEEE International Conference on Robotics and Automation, Leuven, Belgium, Maio de 1998.*
- Gomes, S.B.V. (1990) “An Investigation of the Flight Dynamics of Airships with Application to the YEZ-2A”, *Ph.D. Thesis, College of Aeronautics, Cranfield University, 1990.*

- Holland, J. H. (1975) “Adaptation in Natural and Artificial Systems”, University of Michigan Press, 1975
- Koumoutsakos, P. D., Freund, J. B. ; Parekh, D., (1998), “*Evolution Strategies for Parameter Optimization in Jet Flow Control*” , Proceedings of the 1998 Summer Research Program, Center for Turbulence Research, Stanford University, pp. 121-132.
- Lewis, F.L. e Stevens, B.L. (1992). “*Aircraft Control and Simulation*”. Wiley Interscience, 1992.
- Maine, R. E. e K. W. Iliff, (1986). “Application of Parameter Estimation to Aircraft Stability and Control- The Output-Error Approach”. NASA Reference Publication 1168.
- McLean, D. (1990). Automatic Flight Control Systems, Prentice-Hall, Englewood Cliffs, NJ.
- McMath, W.S e Yeung, S.K.; (1985) “CRC Control Systems Laboratory Gyro Test Facility”, Communications Research Centre, Department of Communications, Canada, Ottawa, April 1985
- Mulder, J.A., Sridhar, J.K. e Breeman, J.H. (1994). "Identification of Dynamic Systems - Applications to Aircraft", *AGARD-AG300, Vol 3. Part 2, ISBN 9283507487, 1994.*
- Ouin, Lin and Ljung, (2004) S. Joe Qin, Weilu Lin, Lennart Ljung “A Novel Subspace Identification Approach with Parsimonious Parametrization” Texas-Wisconsin Modeling and Control Consortium Technical report number 2004-06, disponível em http://www.che.utexas.edu/qinlab/tech_reports/twmcc-2004-06.pdf
- Peixoto, R.P.; Maeta, S.M.; Yamaguchi, H.; Saura, C.; Silva, J.V.L.; Faria, B.G.; Fujiwara, C.T.; Frazzato, R.R.; Ramos, J.G.; Bergerman, M.; Bueno, S.S. (2001) “Desenvolvimento de elementos mecânicos para um dirigível robótico não-tripulado através de prototipagem rápida”. XVI Congresso Brasileiro de Engenharia Mecânica - COBEM 2001; Uberlândia, MG, Brasil; Novembro 2001

- Pereira, C.S., S.S. Bueno, W.C. Amaral, E.C. de Paiva, S.M. Maeta, J.J.G. Ramos, (2002) “Formulação de Um Sistema de Navegação Inercial para Veículos Robóticos”, Anais do XIV Congresso Brasileiro de Automática - CBA 2002; Natal, RN, Brasil; Setembro 2002.
- Ramos, J.J.G.; Maeta, S.M.; Mirisola, L.G.B.; Bueno, S.S.; Bergerman, M.; Faria, B.G.; Pinto, G. and Bruciapaglia, A. (2003) "Internet-Based Solutions in the Development and Operation of an Unmanned Robotic Airship"; Proceedings of the IEEE, Special Issue on Networked Intelligent Robots Through the Internet, vol. 91, issue 3, March 2003, pp 463-474.
- Ramos, J. J. G. (2002) - Tese de Doutorado: "Contribuição ao Desenvolvimento de Veículos Aéreos: Caso de um Dirigível Autônomo Não-Tripulado" - *Universidade Federal de Santa Catarina, Março 2002.*
- Ramos, J.G.; de Paiva, E.C.; Carvalho, J.R.H.; Ferreira, P.A.V.; Azinheira, J.R.; Bueno, S.S; Maeta, S.M.; Mirisola, L.G.B.; Faria, B.G.; Bergerman, M.; Elfes, A. (2001) “Path Tracking Flight Test of an Autonomous Unmanned Robotic Airship”. 3rd International Conference on Field and Service Robotics - FSR2001, Otaniemi, Espoo, Finland, June 2001.
- Ramos, J.J.G.; Paiva, E. C.; Azinheira, J. R.; Bueno, S. S.; Maeta, S. M.; Mirisola, L. G. B.; Bergerman, M. (2001a) “Autonomous Flight Experiment with a Robotic Unmanned Airship”. *IEEE Int. Conference on Robotics and Automation ICRA' 2001, Seoul, Korea.*
- Ramos, J.G.; de Paiva, E.C.; Carvalho, J.R.H.; Ferreira, P.A.V.; Azinheira, J.R.; Bueno, S.S; Maeta, S.M.; Mirisola, L.G.B.; Faria, B.G.; Bergerman, M.; Elfes, A. (2001b)“Path Tracking Flight Test of an Autonomous Unmanned Robotic Airship”. *3rd International Conference on Field and Service Robotics, Junho, 2001, Otaniemi, Espoo, Finlândia.*
- Ramos, J. J. G.; Paiva, E. C.; Maeta, S. M.; Mirisola, L. G. B.; Azinheira, J. R.;Bueno, S.S; Bergerman, M.; Faria, B. G.; Elfes, A. (2000) “Project AURORA: A Status Report” *IACE 2000 – International Airship Convention and Exhibition - Airship Association, Alemanha, 2000.*

- Ramos, J.J.G.; Paiva, E.C.; Maeta, S.M.; Mirisola, L.G.B.; Azinheira, J.R.; Faria, B.G.; Bueno, S.S.; Bergerman, M.; Pereira, C.S.; Fujiwara, C.T.; Batistela, J.P.; Frazzato, R.R.; Peixoto, R.P.; Martins, G.C.; Elfes, A. (2000a) "Project AURORA: A Status Report." 3rd International Airship Convention and Exhibition, Friedrichshafen, Germany, July 2000, Article B7.
- Ramos, J.J.G.; Maeta, S.M.; Mirisola, L.G.B.; Bergerman, M.; Bueno, S.S.; Bruciapaglia, A. (1999) "A Software Environment for an Autonomous Unmanned Airship." *International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics, Atlanta, EUA, Set. 1999.*
- Ramos, J.J.G.; Bueno, S.S.; Maeta, S. M.; Nascimento, L. G.; Bergerman, M.; Elfes, A.; Asanuma, K.; Paiva, E.; Beiral, J. A. (1998) "Project AURORA: Autonomous Unmanned Remote Monitoring Robotic Airship" *2nd International Airship Convention and Exhibition, Bedford, Inglaterra, Junho de 1998.*
- Rechenberg, Ingo. (1973) PhD.Thesis "Evolutions strategie: Optimierung Technischer Systeme nach Prinzipien der Biologischen Evolution", Verlag, 1973.
- Rudolph, Torsten (1995) "Minimum Classification Error Optimization of Word Recognizers Using Evolution Strategies" , 1995 IEEE International Conference on Evolutionary Computation. Perth, Western Australia, 29 November – 1 December, 1995.
- Sakuragui, R. R. M. ; Rosa, W. R. F. ; Milani, P. G. (1997); "Descrição do Hardware da Interface PC-C (PC-Simulador Contraves)" , INPE-6379-MAN/013, INPE, SJC, SP, 1997.
- Sbalzarini, Ivo F.; Sibylle D. Müller, Petros D. Koumoutsakos, (2001) "Evolution Strategies for Computational and Experimental Fluid Dynamic Applications", Proceedings of the Genetic and Evolutionary Computation Conference (GECCO-2001)
- Schwefel, H.-P. and Rudolph, G., (1995) "Contemporary Evolution Strategies", In F. Morana, A. Moreno, and P. Chacon (eds.), Advances in Artificial Life, Proc. of the 3rd ECAL, Berlim, Springer-Verlag, 1995.

- Stoica, P. e J. Magnus (2000). “MIMO System Identification: State-Space and Subspace Approximations versus Transfer Function and Instrumental Variables”. *IEEE Transaction on Signal Processing*, Vol. 48, n.11, pp. 3087-3099.
- Söderström, T. e P. Stoica (1989). “*System Identification*” Prentice Hall International Series in Systems and Control Engineering, Prentice Hall, New York.
- Torbaghan, Madjid Fathi- and Lars Hildebrand, (1995) “*The application of evolution strategies to the problem of parameter optimization in fuzzy rulebased systems*”, 1995 IEEE International Conference on Evolutionary Computation. Perth, Western Australia, 29 November – 1 December, 1995.
- Titterton, D.H. e J. L. Weston (1997), “Strapdown Inertial Navigation Technology”, IEEE Radar, Sonar, Navigation and Avionics Series 5, Peter Peregrinus Ltd. London, 1997.
- Van Overschee and De Moor (1996) Peter Van Overschee and Bart De Moor .*"SUBSPACE IDENTIFICATION FOR LINEAR SYSTEMS: Theory - Implementation - Applications"* KLUWER ACADEMIC PUBLISHERS, disponível em http://www.cs.hut.fi/~rainstr/ac2/coursework/subspace_identification.pdf
- Verhaegen, M. (1994), “Identification of the deterministic MIMO state space models given in innovation form from input-output data”. *Automatica*, Vol. 31 No. 61, pp. 61-74.
- Vuolo, J.H. (1992) “Fundamentos da Teoria de Erros” Ed. Edgard Blücher LTDA, 1992 – São Paulo

Apêndice A

Contextualização do Projeto AURORA

O Projeto AURORA da DRVC/CenPRA, concebido em 1996 e efetivamente iniciado em 1997, concentra-se no desenvolvimento de um dirigível robótico de observação dotado de grandes capacidades de autonomia em todas as fases clássicas de voo (decolagem, voo estacionário, voo de cruzeiro e aterrissagem) – vide Figura 19. e Figura 20.

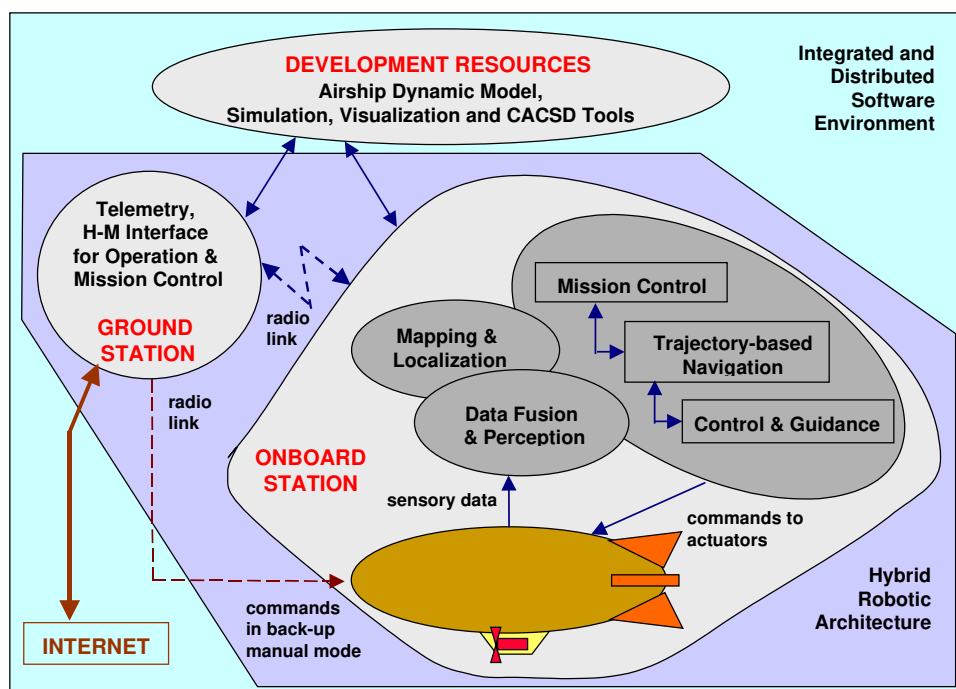


Figura 19: Arquitetura robótica do AURORA.

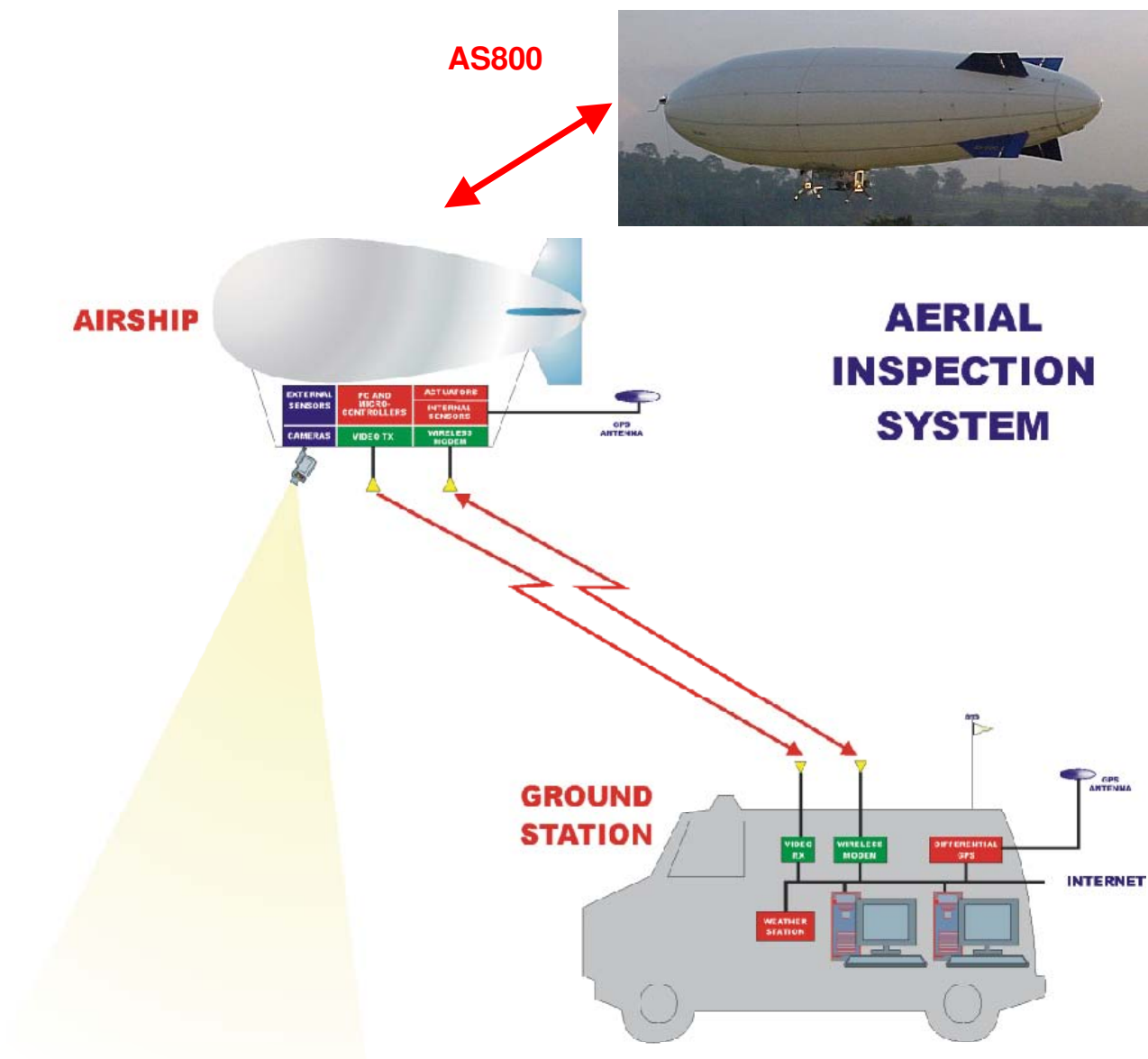


Figura 20: Componentes do AURORA – dirigível (com o AS800 mostrado ao alto), infra-estrutura embarcada, infra-estrutura em terra e sistema de comunicação

O dirigível destina-se à realização das missões de observação onde intervêm a geração de imagens e a aquisição de dados sensoriais específicos para cada aplicação. As missões cobrem por exemplo dos estudos ambientais sobre florestas, reservas ecológicas, recursos de água, regiões agrícolas ou de criação (pecuária), poluição em regiões urbanas ou industriais, lagos, rios e zonas costeiras, bem como a inspeção de linhas de transmissão, de dutos de petróleo e gás, de obras, etc.

No AURORA, resumidamente, foram concebidos e encontra-se em funcionamento:

- uma infra-estrutura de hardware e software compreendendo: i) uma estação embarcada no dirigível - baseada em PC/104 e sistema Linux tempo real, congregando sensores proprioceptivos (GPS², bússola, central inercial, sonda de vento para medição de velocidade e altitude barométrica) e externoceptivo (câmera); ii) uma estação em terra para operação (computador portátil com linux tempo real, interface humano máquina – vide Figura 21, e banco de dados para armazenamento de informações de telemetria), e; iii) um sistema de comunicação entre ambas (por rádio-modem e link de vídeo);

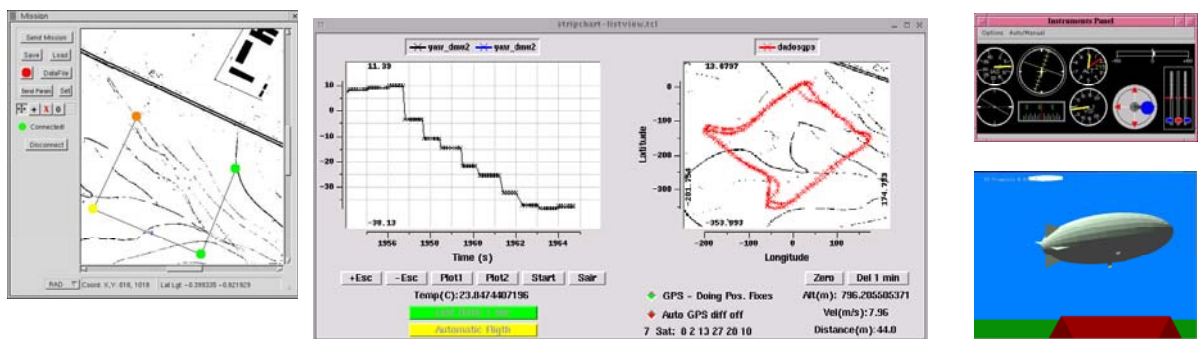


Figura 21: Componentes da interface de humano-máquina de operação do dirigível robótico

- um modelo matemático completo, em 6 graus de liberdade, e ambientes de simulação e de projeto de sistemas de controle em JAVA, Simulink/MATLAB incluindo recursos de visualização e animação (Mesa – OpenGL e VRML) – vide
- Figura 22;
- sistemas de controle e guiamento lateral e longitudinal para voo de cruzeiro (concebidos e validados experimentalmente) usando sensores proprioceptivos, o que permite ao dirigível o

² A rigor, GPS seria considerado como externoceptivo por funcionar a partir da constelação de satélites; entretanto, seu uso para determinação de velocidades e, mais recentemente, de atitude, permite considerá-lo como proprioceptivo

seguimento autônomo de trajetórias configuradas por pontos de passagem (expressos e termos de latitude e longitude) e um perfil de altitude – vide Figura 23.

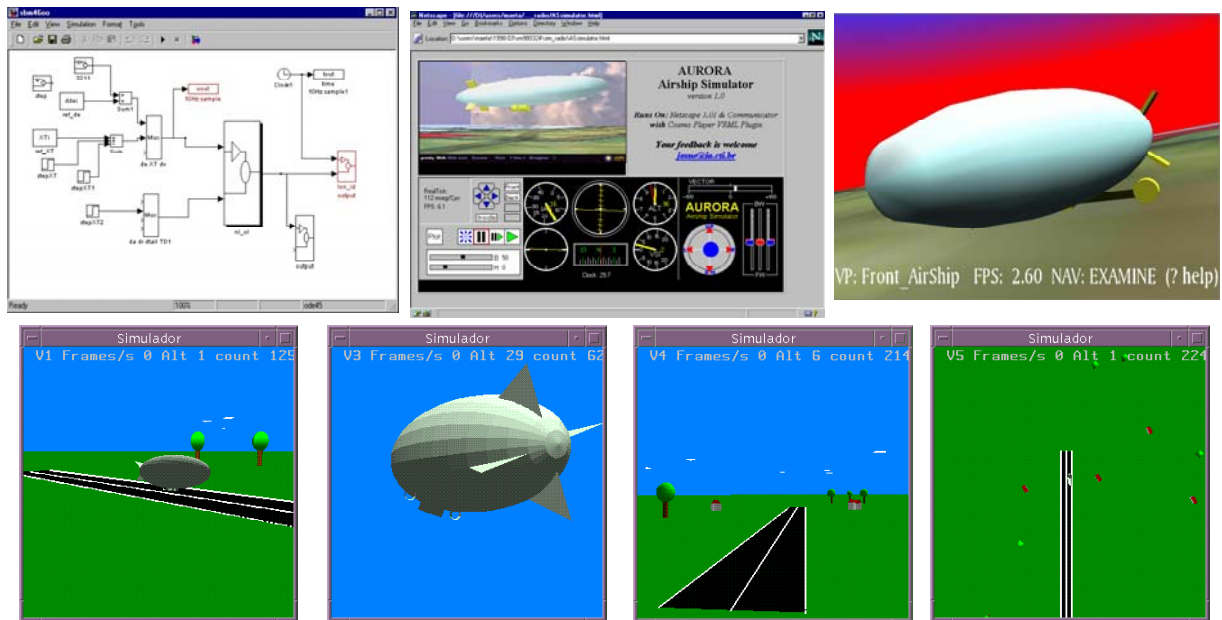


Figura 22: Ambientes de simulação e de projeto de sistemas de controle em Simulink (superior - esquerdo) e Java (superior -centro), com animação / visualização em VRML (superior - centro e direita), e OpenGL (inferior)

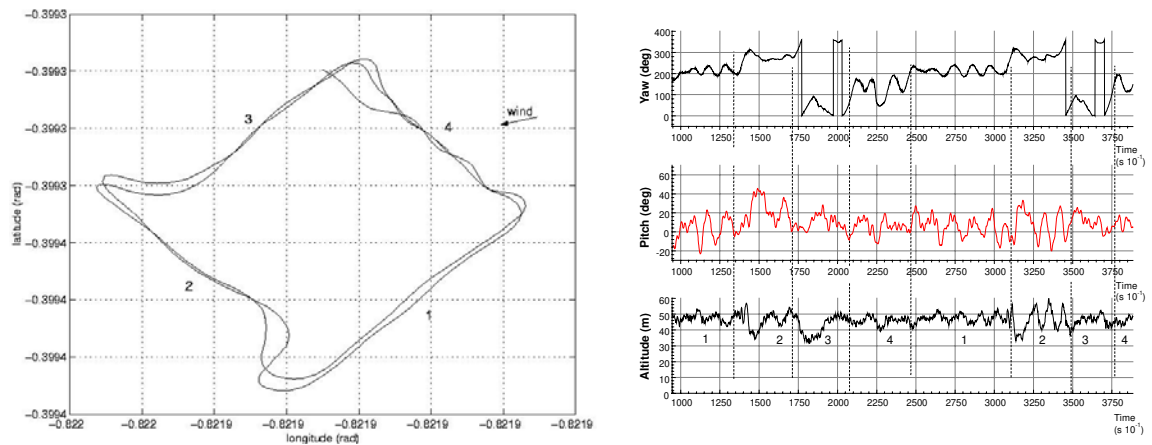


Figura 23: Resultados de voo com controle lateral e longitudinal simultâneos: ângulos de guinada (*yaw*), de arfagem (*pitch*) e altitude (à direita e de cima para baixo), e trajetória executada (à esquerda).

Apêndice B

Avaliação e Adequação da Infra-estrutura para a realização da Identificação

B.1 Introdução

A infra-estrutura para a realização dos ensaios para a identificação dos parâmetros compreende a estrutura de hardware e software, chamada de ambiente de desenvolvimento e operação que estão detalhados em Ramos (2002) e Maeta (2001). A infra-estrutura de hardware a bordo inclui: i) um computador do tipo PC 104; ii) microcontroladores para interfaceamento do PC 104 com os sensores e atuadores, via porta serial; iii) sensores como GPS, diversos sensores inerciais, bússola, sonda de vento e altímetro barométrico etc.; iv) sistemas de comunicação (dados e vídeo); v) sistema de suprimento de energia. A infra-estrutura de hardware da estação de terra inclui sistemas de comunicação, sensor diferencial para GPS, microcomputadores e link de acesso à internet. A infra-estrutura de software consiste em componentes que operam num sistema Linux tempo real (RT Linux) com kernel reduzido, apto a ser usado tanto no sistema embarcado quanto na estação de terra. Para suportar o desenvolvimento, teste e integração dos diferentes componentes de software tanto embarcados quanto na estação de terra, foi criado um ambiente onde coexistem PCs (sistemas Linux / Windows) e estação de trabalho (Sun Solaris), com comunicação através do protocolo TCP/IP. Esses componentes de

software realizam funções como interação com os sensores e atuadores do veículo, entre o operador da estação de terra, bem como a aquisição de dados para posterior análise.

Apesar da infra-estrutura disponível já estar operacional, foram requeridos trabalhos de adequação da infra-estrutura sensorial, trabalhos para correção de problemas de hardware e desenvolvimento de recursos adicionais para a análise de dados, todos realizados pelo Autor, descritos no decorrer desse Apêndice:

- Para a adequação da infra-estrutura foram realizados trabalhos de aferição e adequação de sensores instrumentos como a calibração da unidade de medidas inerciais, o ajuste da montagem mecânica e a adequação do sinal fornecido pelo sensor de direção do vento e pressão barométrica (ADM-Air Data Measurement) e também o projeto e preparação de infra-estrutura para medição das deflexões reais das superfícies aerodinâmica.
- Também foram realizados trabalhos corretivos para superação de problemas que dificultavam a realização de vôos incluindo o reprojetado do dispositivo de seleção do modo de operação e o desenvolvimento de metodologia e software para monitoramento da situação dos motores via telemetria.
- Para facilitar os trabalhos de análise dos dados foi desenvolvida uma ferramenta computacional de conversão e avaliação dos dados fornecidos pelo sistema embarcado de aquisição para o formato de dados necessários pelos sistemas de identificação implementado e como exemplo de uso dessa ferramenta, mostra-se seu uso no ajuste da posição relativa do centro de gravidade em relação ao centro-aerodinâmico.

B.2 Calibração da Unidade de Medidas Inerciais DMU

Algumas das medidas essenciais para a realização da identificação são fornecidas pela unidade de medidas inerciais do veículo. No caso do dirigível do Projeto AURORA a unidade utilizada é a DMU da Crossbow.

A DMU é basicamente um equivalente em estado sólido de giroscópio vertical, horizonte artificial, combinado com giroscópio direcional. É um sistema que disponibiliza medidas estabilizadas de arfagem, rolamento e guinada (em relação a um referencial interno), bem como as velocidades de rotação e acelerações nos três eixos a partir de medições realizadas por acelerômetros lineares, girômetros e magnetômetros.

Com o objetivo de efetuar a aferição da DMU, foi realizado um experimento caracterizado pela aplicação de acelerações e rotações conhecidas sobre o sensor e verificar as saídas fornecidas por ele. Assim, foi possível verificar quantitativamente o comportamento do sensor para as diversas condições às quais ele foi submetido. Mais detalhes podem ser vistos em Faria (2003a).

Para que isso fosse possível, foi utilizada uma máquina projetada exatamente para esse tipo de função. O equipamento é uma mesa de teste multi-axial, modelo 53M2-30H-Contraves (Contraves (1988), McMath (1985)) (Figura 24).

O simulador de testes inerciais é constituído por um sistema mecânico com três eixos (três graus de liberdade) que possibilitam várias combinações de rotações dos sistemas a serem aferidos ou calibrados. As medidas podem ser realizadas em tempo real, através de uma interface de contatos girantes que permite a aquisição dos dados lidos pelo sensor no momento da execução do movimento. Todos os movimentos executados pelo equipamento podem ser programados em MatLab por meio de uma interface projetada especificamente para este propósito, conforme descrito em Sakuragui (1997).

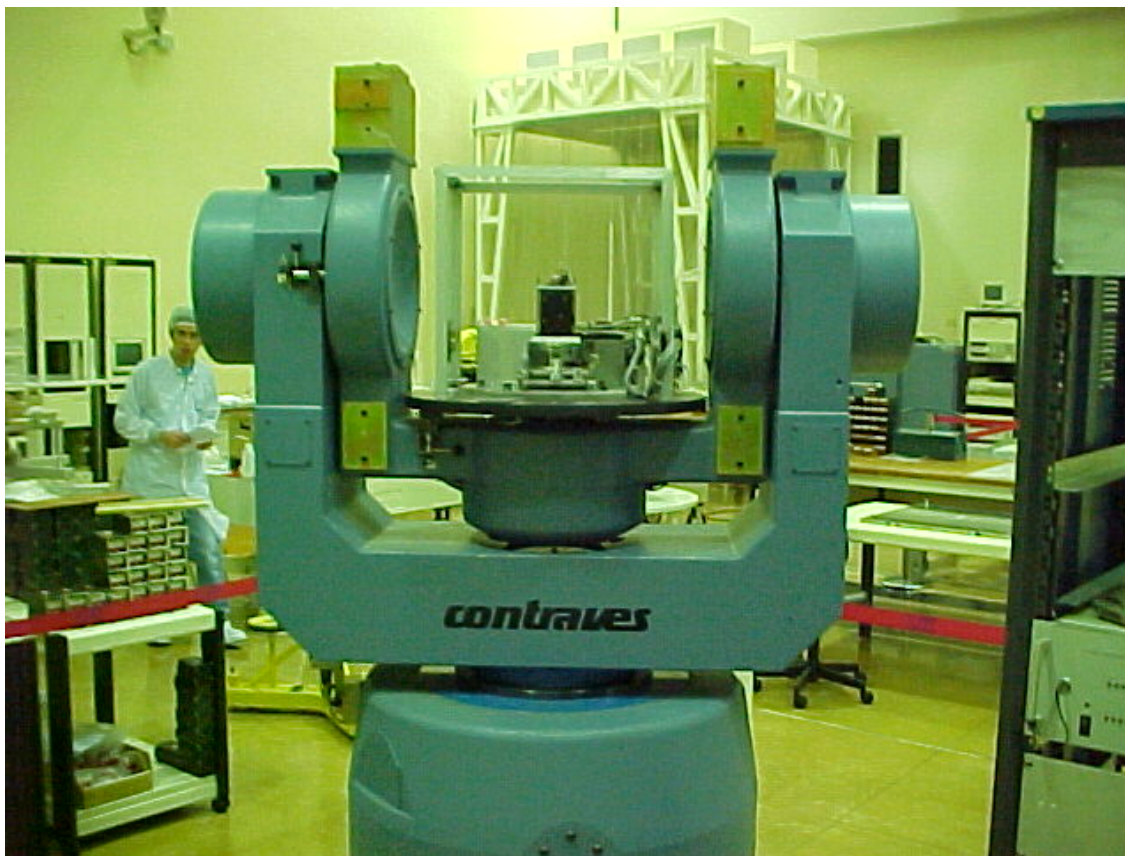


Figura 24: Equipamento utilizado para os ensaios de aferição da DMU.

As posições angulares, as taxas angulares e acelerações geradas pelo equipamento foram consideradas como referências sem erro, pois o erro da mesa é da ordem de um segundo de arco para posição angular (aproximadamente $2,7 \cdot 10^{-4}^\circ$) e 0,002% para velocidades angulares (em um intervalo de 3600), sendo por várias ordens de grandeza mais precisa que a DMU.

Os dados utilizados neste trabalho foram coletados a partir da interface digital RS232 da DMU.

B.2.1 Metodologia adotada para a fase experimental

O objetivo do experimento é obter dados acerca da precisão dos sensores e gerar parâmetros de aferição a partir destes dados. Foi efetuada, desta forma, a modelagem estacionária do sensor de modo a estabelecer a relação de entrada / saída em regime do sensor.

Foram realizados 3 tipos de ensaios com a central inercial: ensaio de aferição dos acelerômetros (nos três eixos), ensaio de aferição dos girômetros (nos três eixos) e ensaio qualitativo de verificação de limiar do acelerômetro (somente em um dos eixos). Segue abaixo uma descrição mais detalhada de cada um dos tipos de ensaios.

B.2.2 Ensaio de aferição dos acelerômetros

Este ensaio teve como objetivo verificar o comportamento do sinal de cada um dos três acelerômetros presentes na central inercial DMU. Para efetuar a variação de aceleração, o vetor gravitacional foi utilizado como referência e o eixo inclinado de forma que fossem provocadas variações de $0,1g$ (onde $g \cong 9,81 \text{ m/s}^2$ nas condições do experimento) na leitura do sensor. Assim, iniciou-se o processo com o eixo na vertical, em cuja situação foram efetuadas várias leituras. Em seguida, inclinou-se o eixo de $25,8419^\circ$, o que provoca uma variação de $0,1g$, fazendo com que a aceleração real medida pelo eixo fosse de $0,9g$.

Completando os 360° da circunferência, o sensor foi submetido a acelerações de $1g$ até $-1g$ e de $-1g$ até $1g$, com intervalos de $0,1g$ entre as medidas.

Foi possível avaliar também a existência de histerese no sinal fornecido pelo sensor, pois o sinal se aproxima de zero por ambas as direções. Entretanto, esse fato foi melhor avaliado na parte de verificação de limiar dos acelerômetros.

B.2.3 Ensaio de aferição dos girômetros

Os girômetros foram excitados pela aplicação de rotações de velocidades conhecidas sobre os sensores. Da mesma forma que no caso dos acelerômetros, foram definidas graduações entre os limites máximo e mínimo do sensor. No caso dos girômetros, optou-se por verificar como se comportavam os dados dependendo da inclinação do eixo em questão. Assim, foram realizadas medidas também com o eixo invertido.

Sendo assim, foram efetuadas várias medidas a cada cinco graus por segundo partindo de $-70^\circ/\text{s}$ até $70^\circ/\text{s}$. Foram totalizadas, dessa forma, um grupo de 29 conjuntos de medidas para cada posição de cada eixo. Assim, no total, foram realizadas 58 medidas para cada eixo.

B.2.4 Ensaio de verificação de limiar dos acelerômetros

Nesse experimento foram realizadas medidas para ângulos de inclinação do eixo de forma que foram aplicadas acelerações nas seguintes faixas: de 0g até 0,12g e de 0,12g até $-0,12$ g. O intervalo entre as medidas foi de 0,02g. Assim, foram coletadas diversas medidas para 20 posições diferentes próximas a zero.

Foi realizado somente um ensaio deste tipo por ter sido constatado, depois do primeiro ensaio, que o sensor utilizado pela central inercial para medir acelerações não apresentava diferença de comportamento para essa faixa de operação, não tendo sido observada histerese.

B.2.5 Caracterização das Curvas de Calibração

O método utilizado na determinação da curva de calibração foi a regressão linear simples que é o procedimento de ajuste de uma função linear a um conjunto de pontos experimentais com parâmetros estatísticos diferentes.

Para o caso geral, as curvas de calibração dos acelerômetros seguem a seguinte forma descrita em Titterton (1997):

$$\begin{pmatrix} \delta f_x \\ \delta f_y \\ \delta f_z \end{pmatrix} = B_A + B_v \begin{pmatrix} a_y a_z \\ a_z a_x \\ a_x a_y \end{pmatrix} + S_A \begin{pmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{pmatrix} + M_A \begin{pmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{pmatrix} + \varpi_A \quad (\text{B.1})$$

Onde BA é uma polarização fixa, Bv são os coeficientes de erro de vibro-pendulosidade, SA são os erros de fatores de escala, MA representa os desalinhamentos da montagem e por fim tem-se o ruído branco.

Para os girômetros as curvas seguem a seguinte forma (Titterton (1997)):

$$\begin{pmatrix} \delta\omega_x \\ \delta\omega_y \\ \delta\omega_z \end{pmatrix} = B_G + B_g \begin{pmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{pmatrix} + B_{ac} \begin{pmatrix} a_x a_z \\ a_z a_x \\ a_x a_y \end{pmatrix} + B_{ai} \begin{pmatrix} \omega_y \omega_z \\ \omega_z \omega_x \\ \omega_x \omega_y \end{pmatrix} + S_G \begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{pmatrix} + M_G \begin{pmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{pmatrix} + \bar{\omega}_G \quad (B.2)$$

Onde BG é uma polarização fixa, Bg são os coeficientes dependentes das acelerações em geral, inclusive da gravidade, Bae são os coeficientes de erro devidos aos quadrados das acelerações, Bai são os coeficientes de erro de anisoinerciais, SG são os erros de fatores de escala, MG é uma matriz quadrada antisimétrica de ordem 3 que representa os desalinhamentos da montagem e os acoplamentos cruzados, e por fim tem-se o ruído branco.

Após alguns testes com os dados, e por questões de simplicidade, para melhorar o desempenho da unidade inercial foi determinada apenas a correção incluindo a polarização fixa e o fator de escala.

B.2.6 Método de Regressão Linear para Determinação dos Fatores de Correção

O problema de calibração da unidade de medição inercial está reduzido à determinação da melhor reta que descreve o conjunto de pontos experimentais. A equação geral da reta é a seguinte, conforme definido em Vuolo (1992):

$$f(x; a_1; a_2) = a_1 f_1(x) + a_2 f_2(x) \quad (B.3)$$

Assim a resolução consiste em determinar os parâmetros a1 e a2, onde f1(x)=x e f2(x)=1.

O conjunto de n pontos experimentais pode ser representado como em Vuolo (1992):

$$(x_1; y_1, \sigma_1), (x_2; y_2, \sigma_2), \dots, (x_i; y_i, \sigma_i), \dots, (x_n; y_n, \sigma_n) \quad (\text{B.4})$$

Com isso tem-se as medidas em x_i relativas à mesa de teste e supostas isentas de erro, e as medidas em y_i relativas à unidade de medição inercial com incerteza de σ_i . Os σ_i não consideram os erros dos valores de x_i , pois são de uma magnitude cinco vezes menor do que os y_i .

O método de minimização quadrática consiste no ajuste independente de cada um dos parâmetros da equação (B.3) com o propósito de minimizar a soma:

$$X^2 = \sum_{i=1}^n \left[\frac{y_i - f(x; a_1; a_2)}{\sigma_i} \right]^2 \quad (\text{B.5})$$

Assim o mínimo pode ser encontrado igualando a primeira derivada a zero:

$$\frac{\partial(X^2)}{\partial a_j} = 0 \quad (\text{B.6})$$

Para $j=1, 2$. O método completo pode ser encontrado em Vuolo (1992).

A solução geral para ajuste de função linear nos parâmetros é a seguinte:

$$A = M^{-1}B \quad (\text{B.7})$$

Onde:

$$A = \begin{bmatrix} a_1 \\ a_2 \end{bmatrix}; B = \frac{\sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_i^2} y_i x_i}{\sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_i^2} y_i}; M = \begin{bmatrix} \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_i^2} x_i^2 & \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_i^2} x_i \\ \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_i^2} x_i & \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_i^2} \end{bmatrix} \quad (\text{B.8})$$

Com isso têm-se os parâmetros minimizados e com as incertezas dadas pelos elementos diagonais da matriz M inversa:

$$\sigma_{a1}^2 = (M^{-1})_{11}; \sigma_{a2}^2 = (M^{-1})_{22} \quad (\text{B.9})$$

Por fim os resultados experimentais encontrados utilizando o método de minimização quadrática foram os seguintes:

	Polarização	Fator de Escala
Girômetro em $x(^{\circ}/s)$	0.13155	0.99702
Girômetro em $y(^{\circ}/s)$	0.047443	1.0029
Girômetro em $z(^{\circ}/s)$	-0.070348	1.0137
Acelerômetro em $x(m.s^{-2})$	0.020243	0.99896
Acelerômetro em $y(m.s^{-2})$	0.0063314	0.99854
Acelerômetro em $z(m.s^{-2})$	0.02348	0.99696

Tabela 14: Resultados experimentais encontrados na calibração da DMU.

Os desvios-padrão dos parâmetros encontrados foram os seguintes:

	Polarização	Fator de Escala
Girômetro em $x(^{\circ}/s)$	0.00011489	7.3313e-008
Girômetro em $y(^{\circ}/s)$	0.00013372	8.617e-008
Girômetro em $z(^{\circ}/s)$	0.00010844	7.0197e-008
Acelerômetro em $x(m.s^{-2})$	6.407e-008	1.8451e-007
Acelerômetro em $y(m.s^{-2})$	1.1935e-007	3.3394e-007
Acelerômetro em $z(m.s^{-2})$	5.5221e-008	1.6086e-007

Tabela 15: Tabela dos desvios padrão dos resultados obtidos na calibração da DMU.

B.2.7 Avaliação Experimental

Essa seção tem por objetivo avaliar o desempenho de um Sistema de Navegação Inercial (INS) (Titterton (1997)) após a correção e, além disso, é discutido o contraste entre o resultado do ensaio antes e após a correção dos dados brutos.

O sistema inercial desenvolvido anteriormente Pereira (2002) para a determinação do PVAT (Posição, Velocidade e Atitude no tempo) de um veículo compreende os seguintes passos:

1. Definir um referencial de navegação único, ao qual serão associados o PVAT determinado pelo sistema inercial. Nota-se que um segundo referencial é alocado ao corpo do veículo, geralmente coincidindo com a própria plataforma inercial; são necessárias portanto transformações entre este referencial no veículo e o referencial único. O referencial padrão é o NED (North, East, Down).
2. Determinar o campo gravitacional local.
3. Definir as condições iniciais em termos de posição, velocidade e atitude do veículo, processo conhecido como alinhamento.

E depois iterativamente, durante a movimentação do veículo:

4. Medir a velocidade angular a partir das leituras dos girômetros, determinando a nova atitude do veículo através de integração temporal das informações, processo conhecido como determinação da atitude;
5. Medir e integrar em função do tempo a informação de força específica fornecidas pelos acelerômetros, obtendo a velocidade e a posição do veículo, processo conhecido como determinação da velocidade e posição;

Com isso tem-se a descrição algorítmica do sistema de navegação inercial.

Um ensaio para uma avaliação inicial com a unidade inercial em uma arquitetura embarcada foi feito utilizando um veículo automotor (carro) de pequeno porte. Além das informações inerciais a arquitetura embarcada continha um receptor GPS que fornecia posicionamento em latitude, longitude e altitude com cerca de 5m de precisão em relação a uma constelação de satélites.

A utilização de um veículo automotor terrestre permitiu maior controle nas excitações sobre o sistema, o que possibilitou uma análise mais detalhada e minuciosa do comportamento do sensor.

O ensaio foi executado da seguinte forma: A arquitetura embarcada foi fixada ao veículo na tentativa de alinhamento entre a unidade inercial e o veículo. Partindo de um estado de imobilidade em relação ao solo, foi iniciada a gravação da telemetria a uma taxa de 10Hz para a unidade inercial e 1Hz para o GPS. Uma aceleração baixa foi iniciada pelo veículo que depois de alguns segundos fez uma volta para a direita sem aceleração linear do veículo nesse procedimento.

Nas figuras a seguir, em vermelho com círculos conectados tem-se os dados de posição do GPS, em verde com “x” conectados tem-se o resultado do INS sem correção dos dados brutos e, finalmente, em azul contínuo tem-se o resultado do INS com correção dos dados brutos. Em todas as figuras a unidade é o metro.

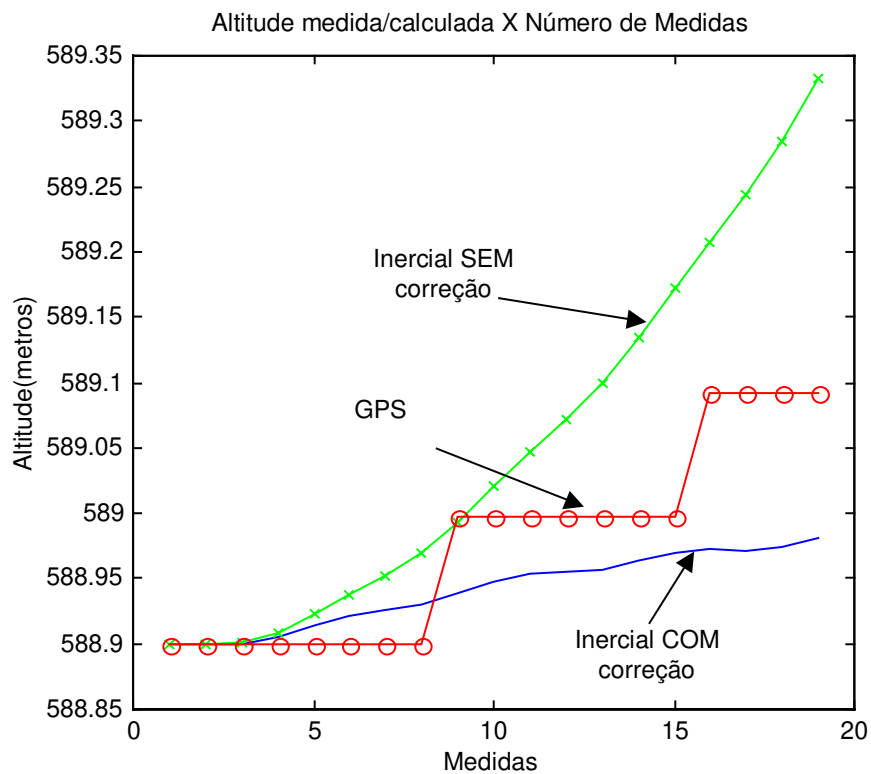


Figura 25: Perfil de trajetória em altitude para 2 segundos de movimento.

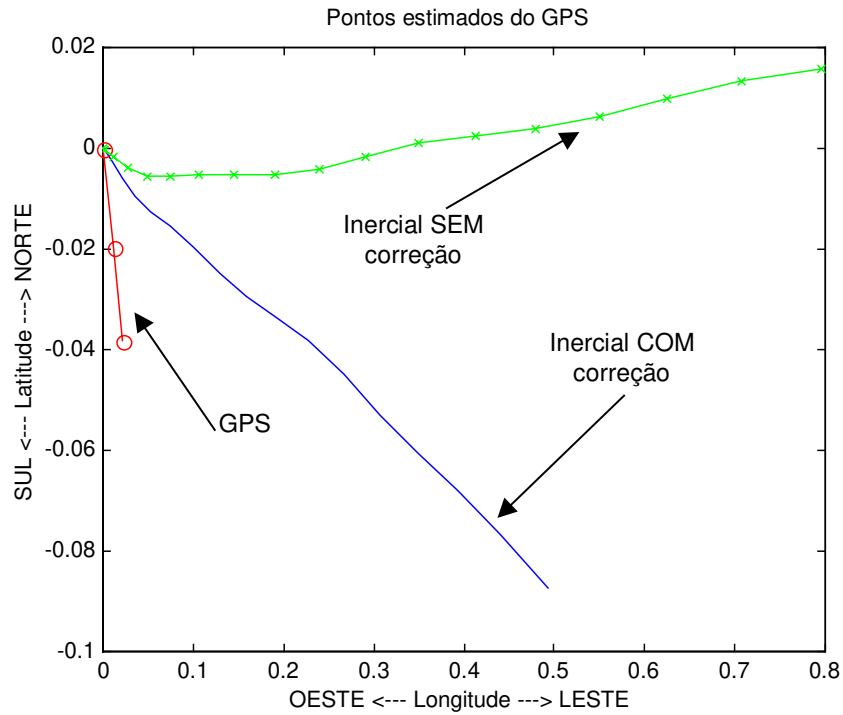


Figura 26: Trajetória projetada no plano horizontal para 2 segundos.

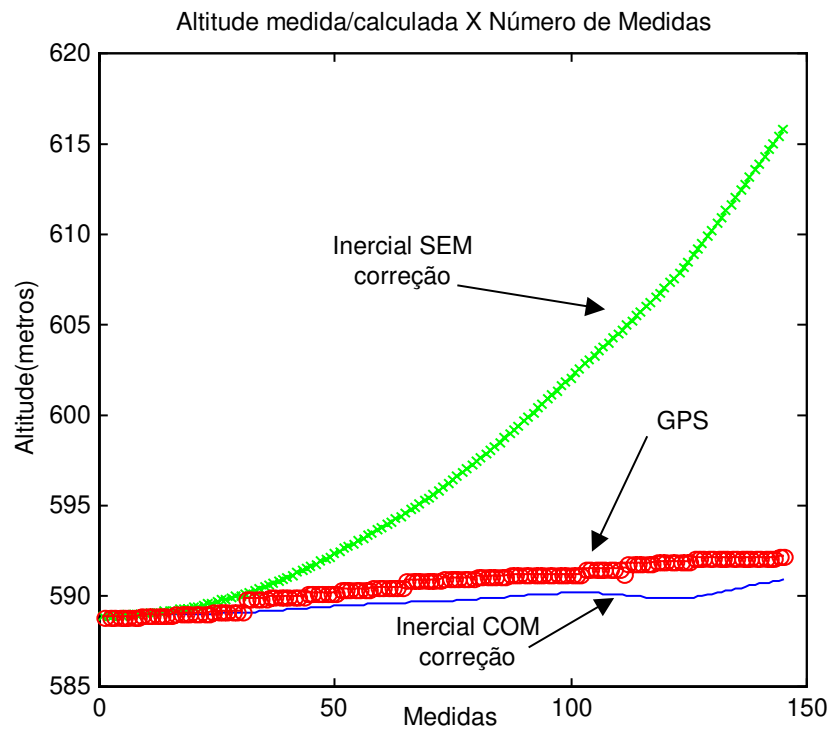


Figura 27: Perfil de trajetória em altitude para 15 segundos de movimento.

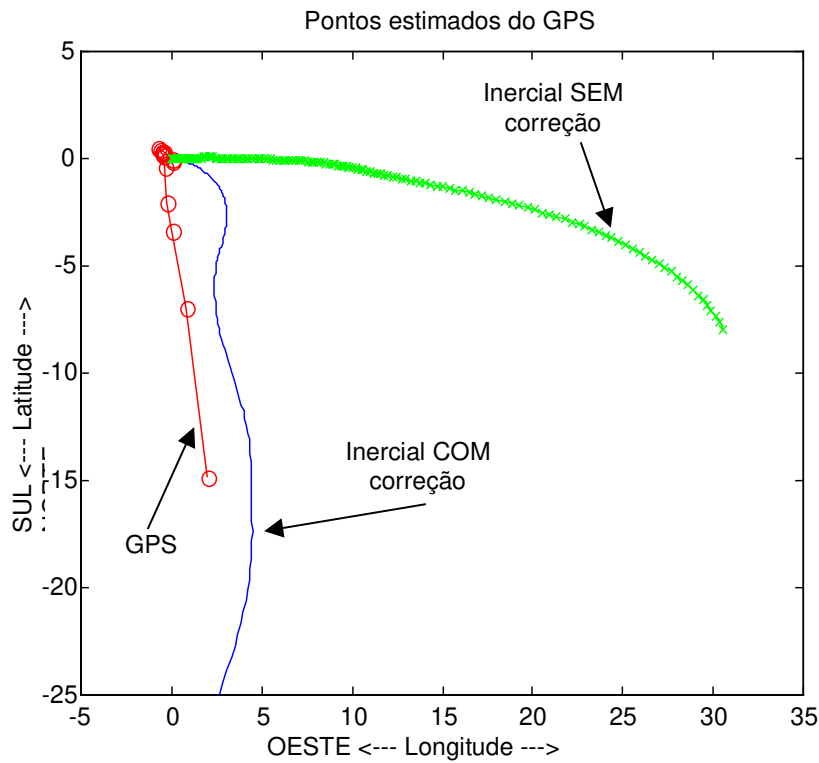


Figura 28: Trajetória projetada no plano horizontal para 15 segundos.

Na Figura 25 e Figura 27, que fazem referência à altitude, foi verificado um melhoramento evidente no resultado do INS com os dados corrigidos visto que a propagação dos erros cresce exponencialmente em função do tempo. Os dados corrigidos tiveram uma divergência muito inferior, aproximando-se bem dos dados de GPS.

A Figura 26 e a Figura 28 contêm todos os dados sobrepostos em um plano orientado pelos pontos cardeais. Nelas da mesma forma se verifica a melhora do desempenho do INS com o passar do tempo. Não foi retratado um tempo maior devido à alta divergência nos erros não permitir uma boa avaliação desta unidade inercial de baixo custo.

Além da avaliação qualitativa do movimento do veículo como exibida na Figura 25, Figura 26, Figura 27 e a Figura 28, uma métrica auxiliar para avaliar quantitativamente o movimento é proposta. Considerando que o erro no espaço é uma composição dos erros dos girômetros e acelerômetros em conjunto, o erro espacial representa o desempenho de toda a arquitetura inercial. O erro aqui

considerado é a diferença entre a medida do GPS (medida de erro limitado) e a medida do INS (medida de erro ilimitado) calculado. Isso é mostrado na Figura 29 e Figura 30 para um instante de dois segundos e quinze segundos respectivamente.

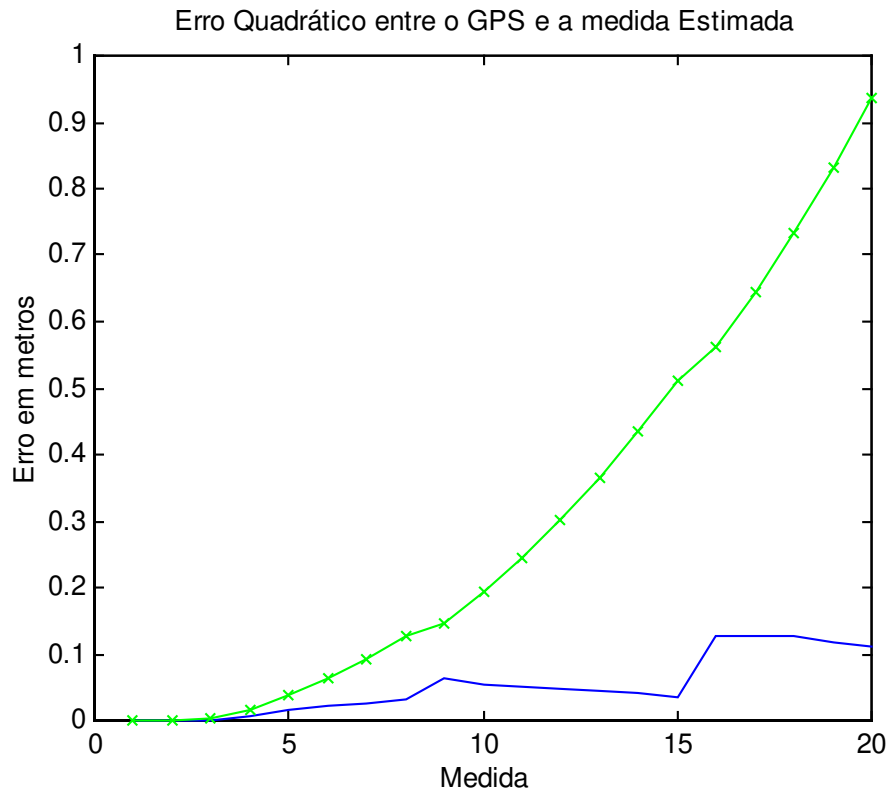


Figura 29: Evolução do Erro para os 2 segundos iniciais

Considera-se uma medida de desempenho a somatória de todos os erros espaciais dividido pelo número de medidas:

$$Erro3D(t) = \frac{\sum_1^t (Erro(t))}{n} \quad (B.10)$$

Onde Erro(t) são os erros espaciais no instante t e n o número de medidas.

Os valores determinados para o instante $t=2s$ são: $Erro3D(2) = 0,00624705037762$ para medidas corrigidas e $Erro3D(2) = 0,0438008415786$ para medidas não corrigidas (Figura 27); e para o instante $t=15s$ são: $Erro3D(15) = 0,10044095943987$ para medidas corrigidas e $Erro3D(15) = 0,27584666641982$ para medidas não corrigidas (Figura 28).

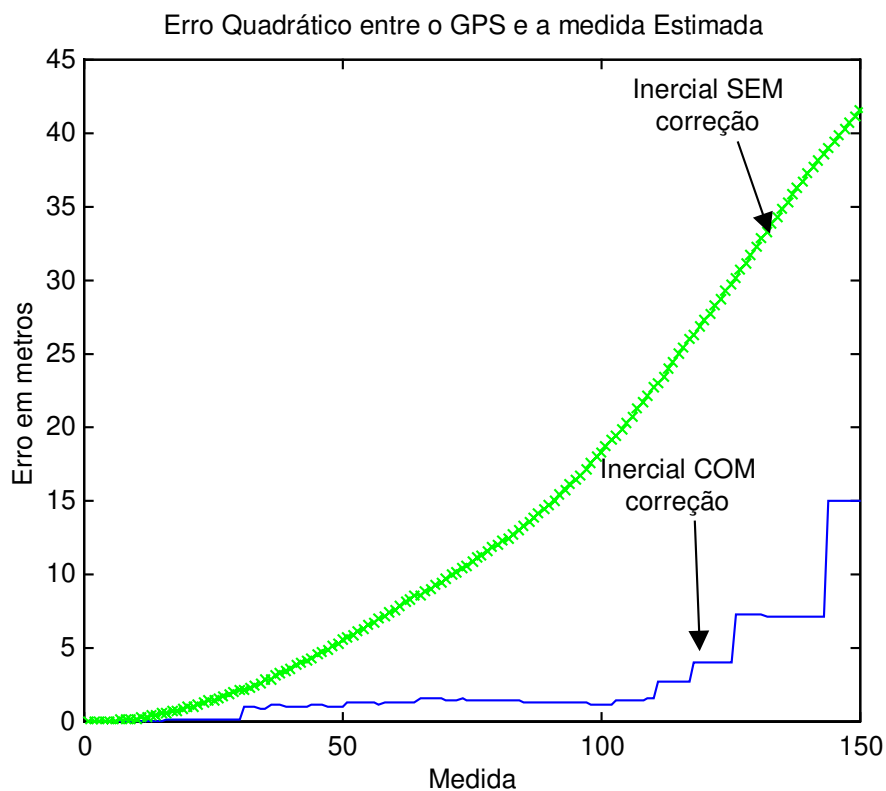


Figura 30: Cálculo do Erro para os 15 segundos iniciais

Com essa medida, pode-se verificar que o desempenho da arquitetura sensorial foi muito superior no caso com a compensação em relação àquele com os dados não compensados.

B.3 Adequação da sonda de Vento (ADM)

Outro elemento essencial para a identificação de parâmetros é o conjunto de dados disponibilizados pela sonda de vento. Em relação a esta foram solucionados dois problemas: um relativo à fixação da interface dos sensores e outro relativo à implementação da interface eletrônica desta, como se apresenta a seguir.

Um problema crônico observado tanto visualmente, pela oscilação do instrumento em vôo, quanto pela análise dos dados de telemetria, foi a má qualidade dos sinais fornecidos pela sonda de vento.

Isso se deveu principalmente pela falha decorrente da fixação do sensor. A Figura 31 e a Figura 32 ilustram como o sistema estava montado originalmente no dirigível e seus componentes.

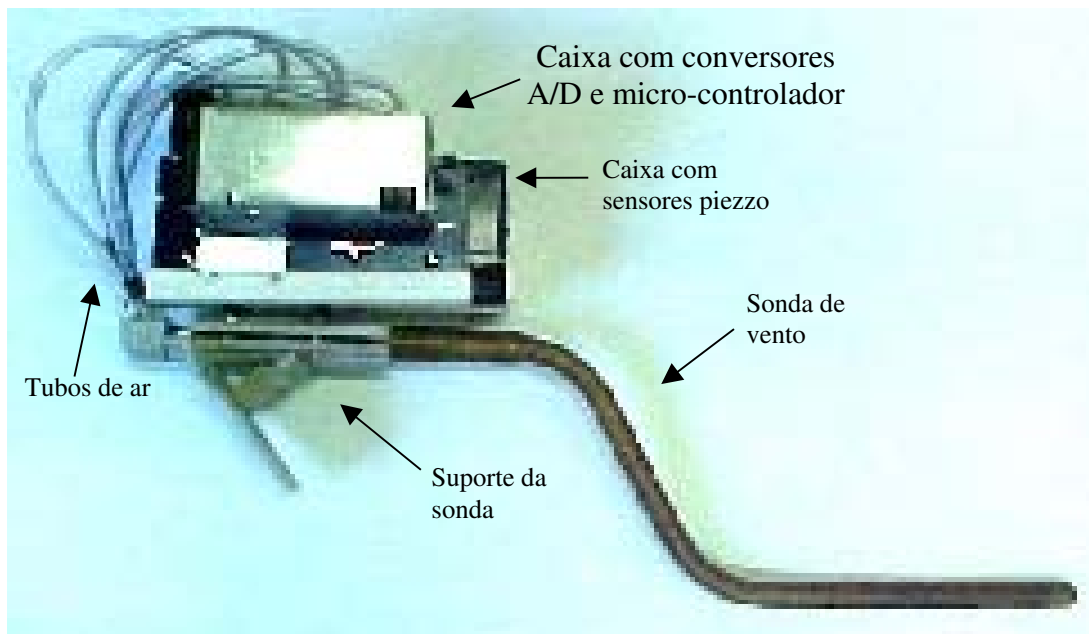


Figura 31: Elementos do sistema de aquisição de dados de vento.



Figura 32: Fixação da sonda de vento na proa do dirigível.

Pelas ilustrações pode-se observar que existem dois volumes de caixas apoiadas sobre o suporte da sonda de vento. Na caixa maior estão situados os sensores piezzo resistivos utilizados para medir a pressão dos tubos de ar. A segunda, contém um dispositivo de conversão analógico-digital e um microprocessador com interface CAN responsável pelo envio dos dados até a CPU embarcada, situada na gôndola. O esquema do sistema de medição de dados de vento pode ser observado na Figura 33.

Assim, ficavam localizados na proa dirigível: o Tubo de Pitot (chamado no esquema de sonda de vento), uma caixa contendo os sensores piezzo resistivos, uma segunda caixa com o conversor analógico-digital e o microcontrolador com interface CAN e o suporte do conjunto feito em prototipagem rápida, conforme relatado em Peixoto(2001).

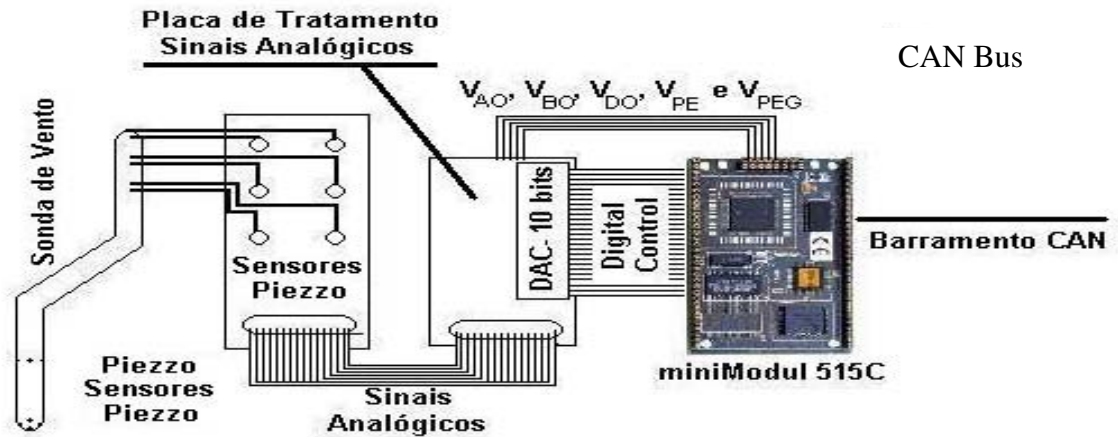


Figura 33: Esquema do sistema de medição de dados de vento.

Percebeu-se, no entanto, que, devido ao tempo de uso, ao modo de construção do componente de sustentação da sonda e ao peso dos elementos citados, o suporte não garantia a rigidez e o alinhamento entre a sonda e o eixo central do dirigível, ambos constituindo requisitos fundamentais para a obtenção de dados aceitáveis para identificação. Por isso, foi necessário repensar o sistema de aquisição de dados de vento.

Assim, decidiu-se deslocar as caixas de processamento do sinal para a gôndola e prolongar as mangueiras de ar até a gôndola. Após um teste das leituras do sensor nessa configuração, confirmou-se que o comportamento dos dados não apresentou degradação, permitindo a alteração definitiva do sensor.

Resolvida essa questão, passou-se para o projeto de uma nova peça de suporte da sonda. Para melhor sustentar a sonda e manter o alinhamento do sensor, o suporte original foi modificado em algumas de suas características para melhor acomodar o sensor e evitar a perda do ângulo ajustado.

A Figura 34 mostra o novo projeto da sonda de vento e a Figura 35 mostra a sonda com o novo suporte já instalada no dirigível.

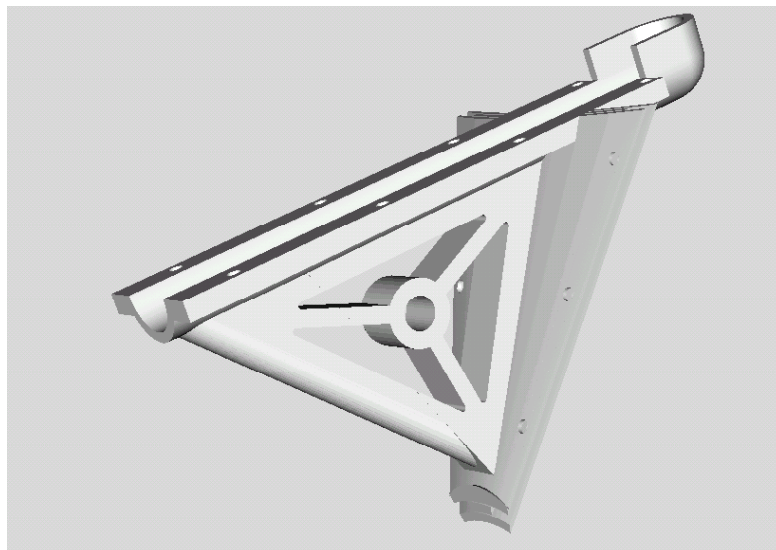


Figura 34: Novo projeto do suporte da sonda de vento

Com a realização de testes práticos em vôo validou-se esta nova configuração,



Figura 35: Suporte da sonda de vento montado no dirigível

Após a alteração do sistema de fixação da sonda, foi constatado que, embora os problemas decorrentes da oscilação do equipamento devido às características mecânicas do suporte tenham sido consideravelmente atenuados, os sinais do sensor ainda se apresentavam excessivamente ruidosos.

Após pesquisas e observações dos sinais, antes de serem lidos pelo conversor analógico digital, foi constatada a existência de um ruído de frequência bem superior às frequências esperadas para o sensor, e a inexistência um filtro que fosse adequado à frequência de amostragem dos sinais.

Segundo o Teorema de Nyquist, citado em Franklin (1994), para um sinal ser corretamente reconstruído a partir de amostras, ele não pode possuir componentes de frequência maiores que a metade da taxa de amostragem. Dessa forma o ruído de alta frequência gerava leituras de frequências próximas às da informação a ser observada (efeito de “aliasing”), o que degradava bastante a informação obtida pelo sensor.

Assim, para solucionar este problema foi inserido na eletrônica de tratamento de dados da sonda um filtro analógico passa-baixa de terceira ordem com frequência de corte de 5Hz. Esse valor foi escolhido levando-se em conta o Teorema de Nyquist, pois a frequência de amostragem do sistema é de 10Hz.

B.4 Sistema de medição de ângulos reais dos atuadores de cauda e vetorização

Devido às características dos servo-motores utilizados nos atuadores de cauda e vetorização dos motores, e pela não existência de medidores do valor real de suas deflexões, há sempre uma diferença entre o valor comandado e o real, pois o ângulo real de deflexão das superfícies aerodinâmicas é alterado com a velocidade do dirigível em relação ao ar.

Com a introdução de um dispositivo de medição da deflexão real haveria incremento na precisão dos resultados em identificação. Para atender a esse requisito, desenvolveu-se uma placa para microcontrolador PIC e que será colocada em cada superfície aerodinâmica e ligada ao barramento de campo CAN do dirigível. Também se incluiu no projeto das novas superfícies aerodinâmicas um potenciômetro que permitirá ao microcontrolador obter as deflexões mais precisas das superfícies aerodinâmicas do veículo. A Figura 36 mostra a montagem do sensor nas superfícies aerodinâmicas e o esquema utilizado para a adequação do sinal utilizado na medição dos ângulos.

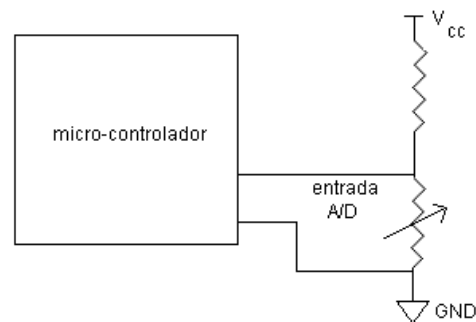
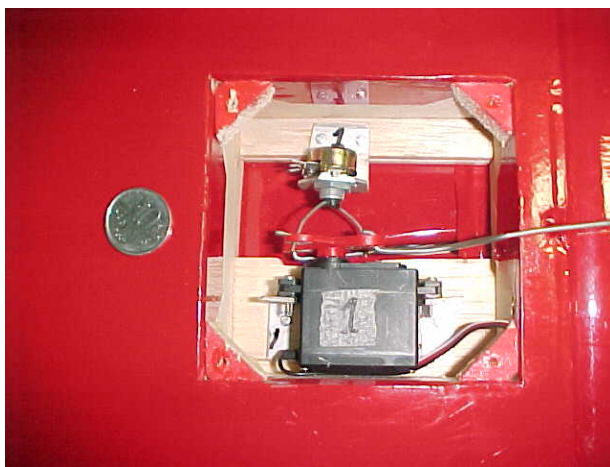


Figura 36: Montagem do sensor de ângulo real próximo ao atuador de uma das superfícies e esquema do divisor de tensão que será implementado para a leitura do sinal do sensor

B.5 Reprojetado do Dispositivo de seleção do modo de operação

O dispositivo de seleção do modo de operação é o subsistema mais crítico de todo o sistema embarcado. Por ser responsável pela alternância entre os modos de operação automático e manual, uma falha deste dispositivo pode implicar na perda total de controle do dirigível durante um voo.

A função básica deste dispositivo é atuar como chave entre dois conjuntos de entradas de sinais (um conjunto proveniente da CPU embarcada para voo autônomo e outro proveniente do receptor de rádio controle para controle manual). Cada conjunto possui oito canais digitais de acordo com o padrão utilizado em aeromodelismo (PWM-“Pulse Width Modulation”, modulação por largura de pulso). Este dispositivo é essencial para o processo de identificação, pois no caso da identificação dinâmica, para que as perturbações tenham amplitudes conhecidas e pré-definidas é desejável que elas sejam aplicadas automaticamente pelo sistema automático de controle do veículo.

A solução inicial adotada era utilizar circuitos integrados do tipo “buffer” (MM74HC244N / 74HCT245N) e usar sua propriedade de atividade e inatividade por meio de um sinal digital, sendo que a saída do circuito no estado inativo possui alta impedância. Assim, para realizar a ativação de um componente e a desativação do outro, basta monitorar um canal padrão do rádio utilizado especificamente para esse propósito. Na Figura 37 é possível observar um esquema desse dispositivo.

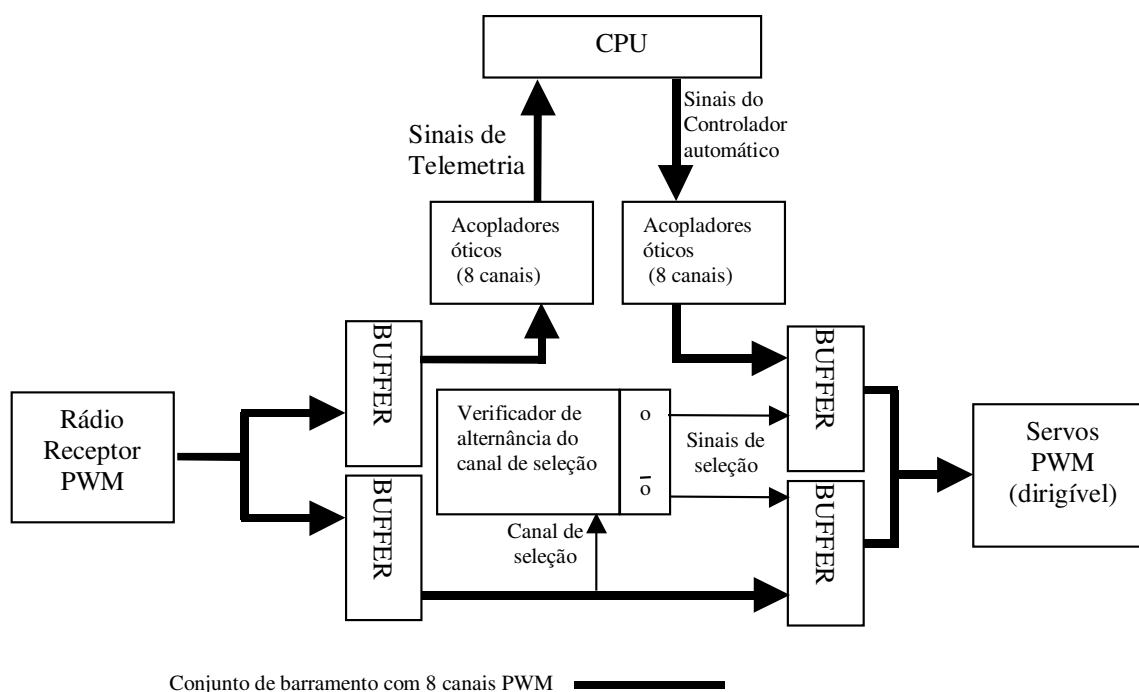


Figura 37: Esquema do dispositivo antigo de seleção de modo de operação.

Mesmo após vários anos de operação sem falhas, esta solução passou a apresentar com frequência problemas sem causa aparente (felizmente nenhuma durante os vôos), não tendo sido possível o rastreamento de causa-efeito, exceto com relação a um problema associado ao circuito integrado multiplexador, pois estes eram substituídos, sempre que o comutador apresentava falhas. Assim, foi necessário reprojeter outro dispositivo mais confiável e robusto, de forma a minimizar as possibilidades de falha e os problemas no caso de uma eventual falha.

Foram cogitadas e testadas diversas hipóteses para o reprojeto desse dispositivo, incluindo o uso de relés no lugar dos *buffers* e de micro-controladores. Entretanto estas soluções não foram consideradas viáveis. Após os ensaios com a solução microcontrolada, passou-se a buscar uma solução mais simples para o subsistema de comutação de modo de operação. Procurou-se então algum circuito integrado capaz de suprir os requisitos do sistema de forma segura e robusta.

Foi encontrado então um circuito integrado especificamente projetado para realizar o chaveamento entre sinais digitais, o 74HC157, que permite a seleção de múltiplos canais simultaneamente (Multiplex). Além disso, foi utilizado um outro circuito integrado (ULN2803A) para

permitir uma maior adequação do nível do sinal proveniente do receptor de rádio ao circuito de chaveamento, outra causa de freqüentes problemas.

Outros conceitos introduzidos no projeto desse sistema para evitar problemas críticos no caso de falhas foram: a passagem direta para os servos de alguns dos canais mais críticos, evitando-se que uma falha geral não deixe o veículo totalmente sem controle, e a utilização de alimentações elétricas separadas para alguns blocos funcionais do sistema, o que evita que falhas em alguns blocos funcionais prejudiquem o funcionamento de outros.

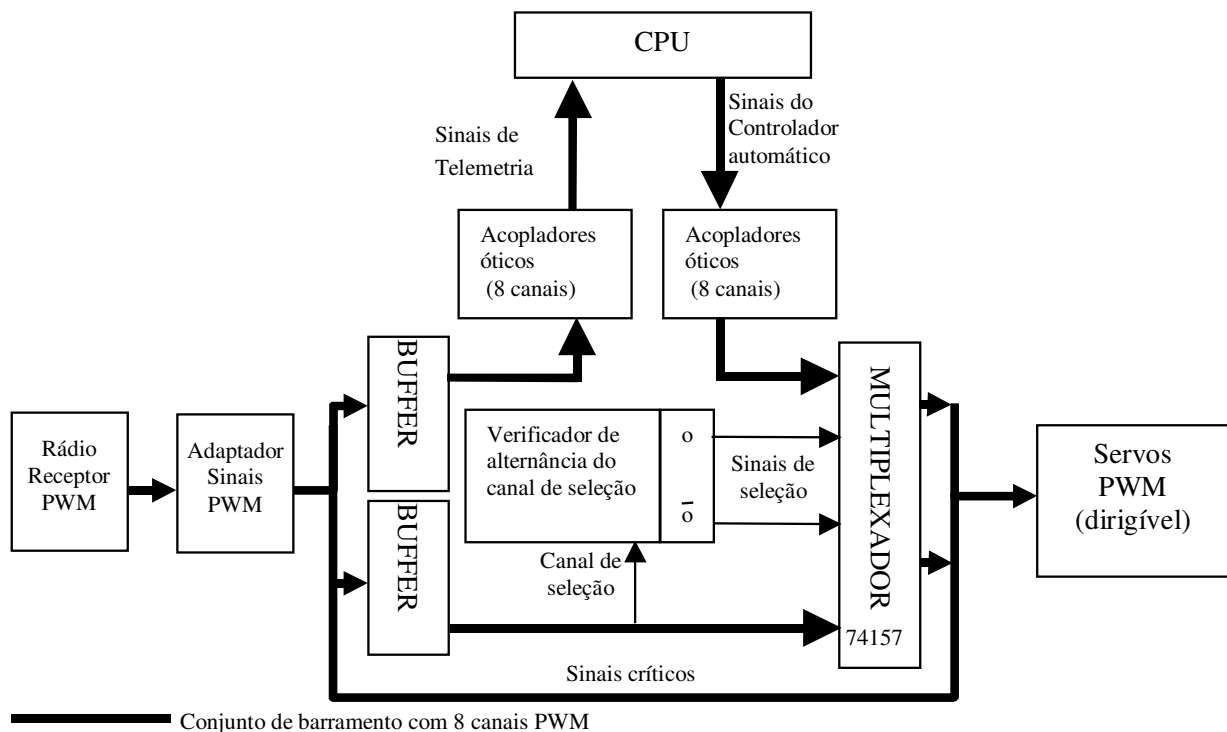


Figura 38: Esquema do Novo dispositivo de seleção de modo de operação.

Devido à maior simplicidade dessa solução, ela é a que está sendo utilizada atualmente.

B.6 Detecção de Falhas dos Motores via telemetria

Outro problema observado durante vários vôos foi a discrepância entre as velocidades de rotação dos motores, terminando, algumas vezes, em desligamento de um motor. Além de colocar em enorme risco o veículo, que em algumas situações cruciais pode não dispor de potência suficiente, esse fato também interfere na coleta de dados para a identificação, pois se um motor gira mais rápido que o outro, o vetor resultante da propulsão não é alinhado com o movimento do veículo, o que provoca um torque residual em torno do eixo z do dirigível.

O gráfico da Figura 39 mostra o momento em que ocorre a degradação de um dos motores durante um vôo de coleta de dados. É interessante observar que o motor 2 começa a apresentar falhas e num dado momento a rotação média inicia uma queda. No caso específico deste vôo, no momento que a falha foi diagnosticada foi realizado um procedimento de pouso de emergência. A Figura mostra um gráfico obtido pelo sensor de pressão estática, que mede altitude. É possível observar que, a partir do ponto que é observado o problema com um dos motores a altitude diminui até que o dirigível pouse fora de risco. A Figura 39 e Figura 40 possuem escalas diferentes: na Figura 40 é contemplado todo o vôo, enquanto na Figura 39 é ressaltado apenas o momento da percepção da falha.

Embora se tenha trabalhado intensamente na solução do problema só muito recentemente, a sua causa foi diagnosticada como sendo devido ao ajuste do parafuso de marcha-lenta dos motores. Como solução paliativa, optou-se pelo uso da interface on-line de telemetria, que é monitorada a todo instante durante o vôo, de forma que a degradação do motor seja percebida o mais prematuramente possível de modo a evitar acidentes pela falha dos motores. Inclusive, promoveu-se a geração de alertas visuais para o operador da estação de terra sobre a situação da rotação dos motores, conforme pode ser observado na Figura 41, onde se criou, no painel de status da estação de terra, uma indicação colorida da situação de rotação dos motores: vermelha-perigo, amarelo-atenção e verde-normal.

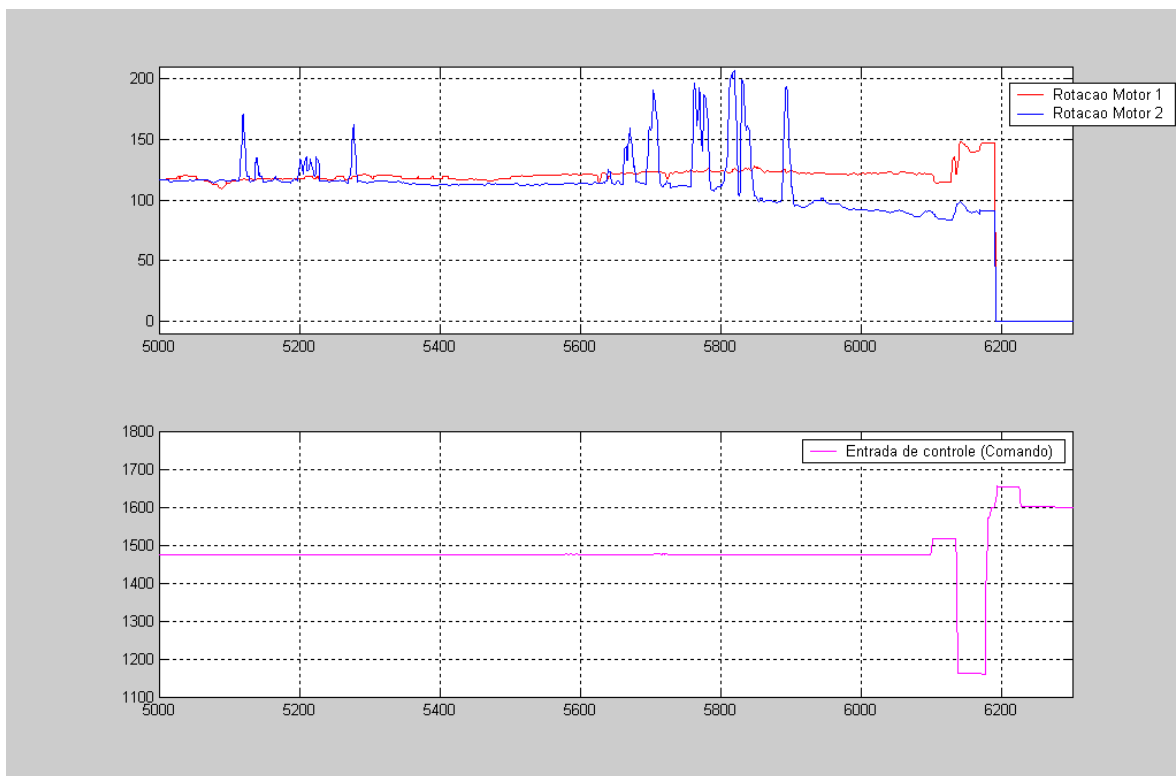


Figura 39: Gráfico ilustrativo da falha do motor.

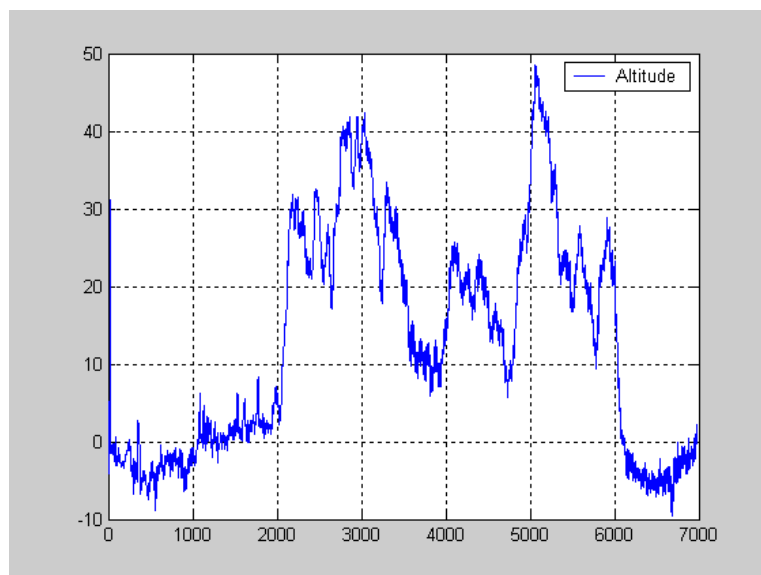


Figura 40: Gráfico do perfil de altitude do mesmo voo mostrado na Figura 39.

As falhas nos motores provocaram o encerramento de pelo menos 10 vôos, alguns inclusive com aterrissagem forçada em lugares pouco adequados.

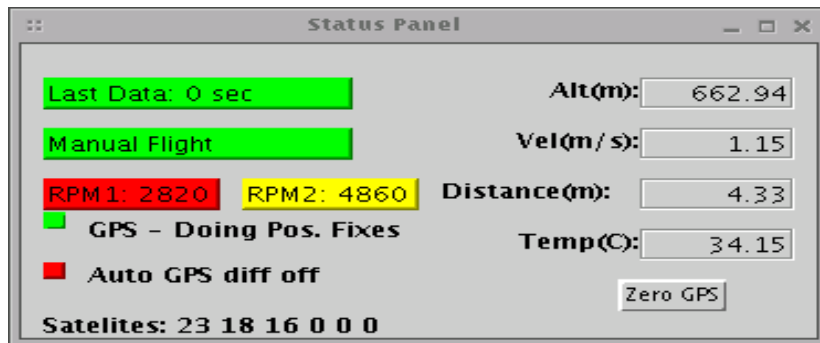


Figura 41: Indicativo da situação dos motores no painel de status do dirigível

B.7 Desenvolvimento de Método e Ferramenta para Obtenção de Dados Válidos para identificação

Durante o processo de análise dos dados coletados em ensaios de vôo, observou-se uma grande dificuldade em encontrar no universo da massa de dados de telemetria, dados razoáveis para que fosse aplicada a metodologia de identificação estacionária. Após várias tentativas de obtenção de dados por inspeção, julgou-se viável a geração de um programa que, segundo alguns critérios, realizasse essa tarefa de maneira automática.

Assim, foi gerado um programa em MATLAB que cumprisse essa tarefa. Após uma análise das condições adotadas para a identificação) e inúmeras inspeções manuais em dados de telemetria de vôos reais, foram adotados os seguintes critérios para se encontrar trechos adequados de dados para identificação:

- Sequências de 5, 10, 15 e 20 segundos de dados (a 10Hz)
- α constante (atribui-se alta relevância a trechos com o desvio padrão de α mais baixo)
- β constante e próximo de zero
- Acelerações e razões de rotação próximas a zero (exceto pela gravidade)
- Ângulo de arfagem constante e próximo de α
- Ângulo de rolagem constante e próximo de zero
- Pressão dinâmica constante (componente da velocidade do ar)
- Deflexão do leme constante e próxima de zero
- Deflexão do profundor constante (diferente de zero por definição)
- Existir pouca diferença entre as rotações reais dos motores (dados de tacômetros)

A maneira como foi elaborado o programa permite que critérios adicionais sejam facilmente adicionados ao processamento dos dados de forma a influenciar na seleção das sequências de dados.

Além disso, é possível gerar novas categorias de dados a partir da composição de outras categorias existentes e avaliar tais novas categorias. Isso permite a avaliação de dados em sensores redundantes ou com faixas de operação diferentes.

Levando-se em conta esses critérios, foram analisados dados de alguns vôos anteriores aos ajustes da sonda de vento e da DMU. Foi observado que os dados coletados eram muito ruidosos, o que os incapacitava para utilização na identificação estacionária.

A Figura 42 mostra a saída do programa para uma determinada massa de dados avaliada. É interessante observar que na parte superior dos gráficos é delimitado especificamente o intervalo correspondente àquele conjunto de medidas. Nesse caso em específico procurou-se obter as quatro melhores seqüências de dados sem sobreposição na seqüência de dados.

As saídas observadas no gráfico da Figura 42 ajudam a avaliar o quão adequado é o trecho de dados selecionado pelo programa. A avaliação dos dados com o auxílio desse programa ajudou a justificar os trabalhos de aferição e estudos dos sensores embarcados.

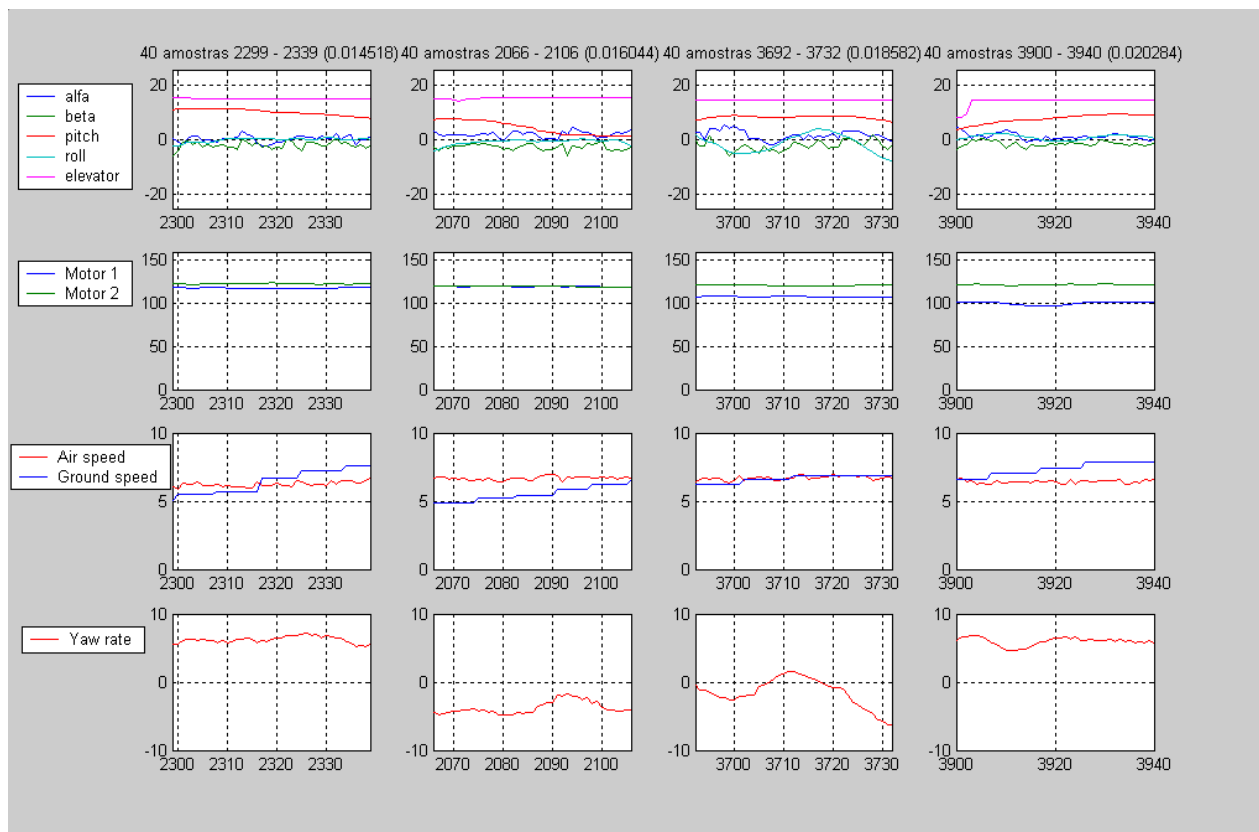


Figura 42: Resposta do programa para os critérios citados.

B.8 Ajuste da posição do centro aerodinâmico em relação ao centro de gravidade

Foi constatado após vários ensaios de vôo que havia algum problema com alguns parâmetros de construção do dirigível, pois a premissa básica da aquisição de dados de vôo no caso estacionário, que é a obtenção da condição de vôo trimado, estava sendo muito difícil de ser obtida. Assim, foi feita uma análise para se definir qual seria a causa desse problema, dado que segundo (Khoury, 1999) a dinâmica longitudinal do dirigível é estável, fato que não estava sendo observado durante os ensaios de vôo.

Segundo Khoury (1999), no que se refere à construção do veículo, existem 3 pontos que devem obedecer a uma determinada configuração. Eles são o CG (Centro de gravidade), o CV (o Centro de volume do invólucro) e o CA (Centro Aerodinâmico), sendo que o Centro Aerodinâmico corresponde ao ponto de aplicação das forças e momentos aerodinâmicos.

Para garantir o equilíbrio estático do dirigível, é interessante que o CG e o CV estejam alinhados verticalmente entre si e com o vetor gravidade. Isto implica diretamente que o dirigível não possui tendência estática de sair do equilíbrio longitudinal. Além disso, para garantir o equilíbrio dinâmico (durante o vôo propriamente dito), é necessário que o centro aerodinâmico esteja posicionado atrás do plano transversal do dirigível que contém o CG, além de ter que estar alinhado com o plano de simetria vertical do veículo.

A Figura 43-A ilustra a condição necessária para o vôo de um dirigível.

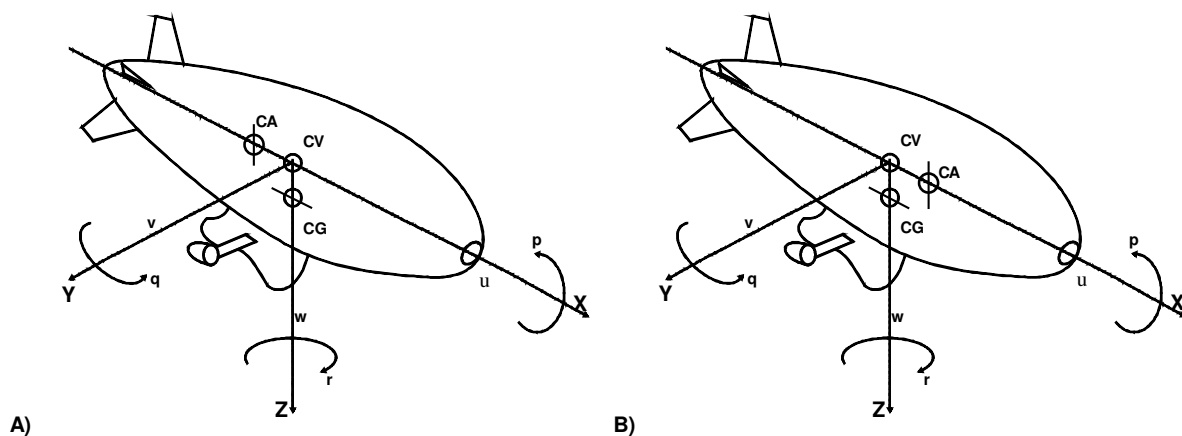


Figura 43: Condição necessária para vôo estável do dirigível (CA atrás do CG) (A) e condição observada (B)

Entretanto, a partir da observação do vôo do dirigível durante os ensaios e dos dados de telemetria adquiridos, constatou-se que, provavelmente o CA estaria à frente do CG, o que caracterizaria uma instabilidade no eixo longitudinal do dirigível. A Figura 43-B mostra a situação em questão.

Para solucionar este problema, podem ser alterados dois destes centros. Eles são o CA e o CG. O CV não pode ser alterado, pois depende somente do formato do invólucro e não pode ser alterado sem a reconstrução do mesmo. A alteração do CG é relativamente simples, pois basta redistribuir as massas no veículo. Entretanto não se pode alterar indiscriminadamente o CG, pois é interessante preservar, pelo menos até certos patamares, o equilíbrio estático do dirigível. Já o CA pode ser alterado pela alteração da geometria das superfícies aerodinâmicas de controle. No caso, para mover o CA em direção à popa é necessário aumentar a superfícies aerodinâmicas, o que implicaria diretamente também no movimento do CG para a popa (embora não na mesma proporção).

Dado este cenário, optou-se por apenas mover o CG para a proa (sem alterar as superfícies aerodinâmicas) e arcar com uma pequena tendência de picada (descida), a ser corrigida pelo ajuste dos profundores (“trim”). Este ajuste foi realizado pela retirada de lastros existentes na cauda do dirigível. No primeiro ensaio realizado com esta configuração, observou-se uma melhora considerável na estabilidade do dirigível.

Utilizou-se o programa elaborado para analisar os dados de telemetria e indicar os trechos que mais satisfaziam às condições da identificação estacionária mostrados em Faria (2003b) para medir a adequação do trecho aos requisitos de identificação.

Este programa possui uma métrica para avaliar os sinais de telemetria. Essa métrica leva em conta os valores médios e os desvios-padrão dos sinais que indiquem a condição estacionária em um determinado trecho, desconsiderando trechos sobrepostos. As Figura 44 e a Figura 45 a seguir são os resultados da execução do programa com dados do último voo antes da alteração do CG para tornar o veículo mais estável e o primeiro (e até este momento único) voo após o ajuste do CG.

Cada coluna corresponde a um mesmo trecho de voo. Na parte superior de cada trecho (coluna) de voo é possível observar o número de amostras consideradas para avaliação (neste caso 80, que equivalem a 8 segundos), a localização dentro do pacote de telemetria do respectivo trecho e, entre parênteses, a avaliação de cada trecho de voo. Pela observação desta avaliação, é possível constatar que houve uma grande melhora na qualidade dos dados para identificação.

A Tabela 16 mostra os valores das avaliações dos 4 melhores trechos dos dois vôos analisados. É importante salientar que o pior trecho do segundo voo ainda é bem superior ao melhor trecho do primeiro, o que indica que o caminho seguido foi correto.

	Valores das avaliações dos 4 melhores trechos dos dois vôos analisados (o valor 0 significa adequação total)			
Antes da alteração do CG	0,021477	0,021741	0,021793	0,21834
Após a alteração do CG	0,010734	0,012057	0,012652	0,017542

Tabela 16: Valores das avaliações dos 4 melhores trechos dos dois vôos analisados

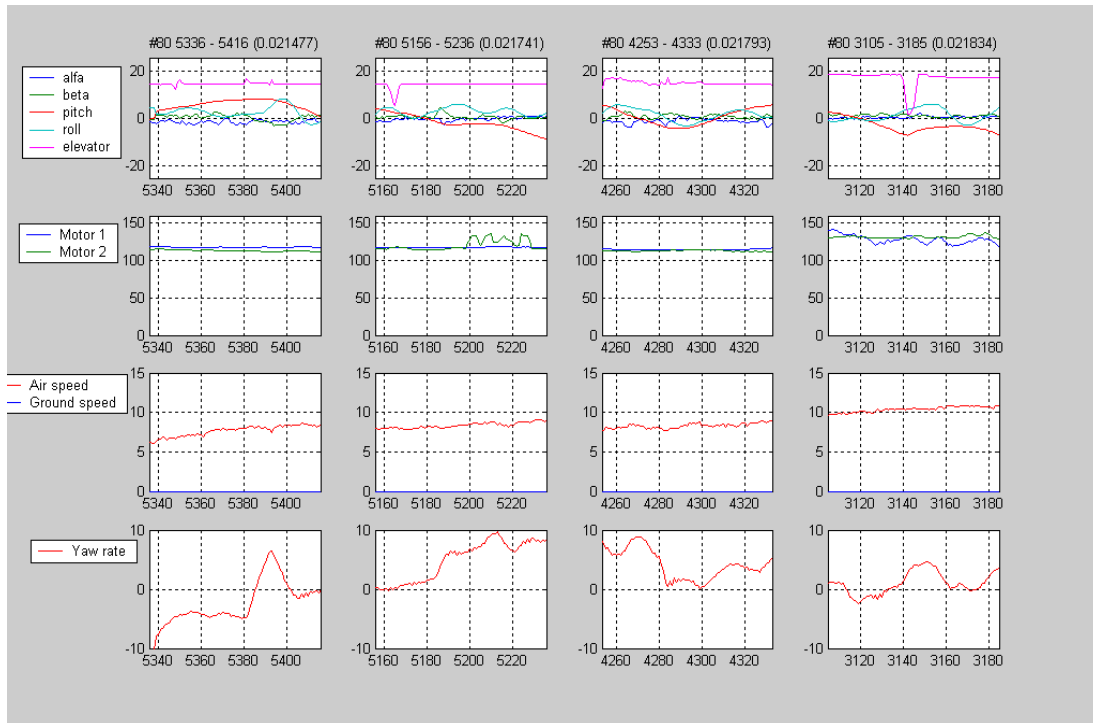


Figura 44: Melhores trechos para identificação antes da alteração do CG.

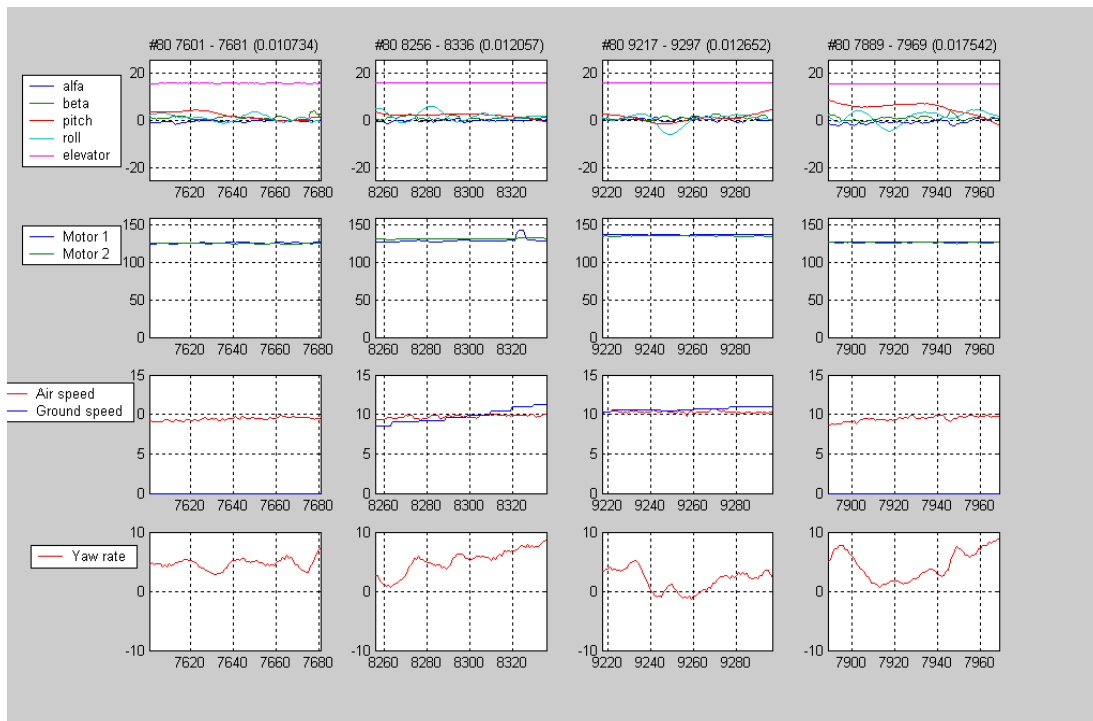


Figura 45: Melhores trechos para identificação após a alteração do CG.

B.9 Conclusões

Esta seção apresentou os resultados de avaliações e conseqüentes adequações que foram requeridas na infra-estrutura de hardware e software do ambiente de desenvolvimento e operação do AURORA para que se viabilizasse os trabalhos de identificação dos parâmetros. Essas adequações contemplaram os sensores e a infra-estrutura de hardware para a operação do veículo e introdução de facilidades para a análise de resultados, principalmente em aspectos relacionados à seleção de dados mais adequados para as metodologias estudadas.

Essas atividades permitiram a obtenção de resultados preliminares de parâmetros do modelo matemático identificados a partir de dados de vôo.