

UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ
Matsuo Chisaki

**CONFIABILIDADE DOS COEFICIENTES
AERODINÂMICOS OBTIDOS EM ENSAIOS EM
TÚNEL DE VENTO DO INSTITUTO DE
AERONÁUTICA E ESPAÇO (IAE)**

Taubaté - SP
2010

Matsuo Chisaki

**CONFIABILIDADE DOS COEFICIENTES
AERODINÂMICOS OBTIDOS EM ENSAIOS EM
TÚNEL DE VENTO DO INSTITUTO DE
AERONÁUTICA E ESPAÇO (IAE)**

Dissertação apresentada para obtenção do Título de Mestre pelo Curso de Mestrado Profissionalizante de Engenharia Mecânica do Departamento de Engenharia Mecânica da Universidade de Taubaté.

Área de Concentração: Produção

Orientador: Prof. Dr. Gilberto Walter Arenas Miranda

**Taubaté - SP
2010**

Ficha catalográfica elaborada pelo
SIBi – Sistema Integrado de Bibliotecas / UNITAU

C433c Chisaki, Matsuo.
Confiabilidade dos coeficientes aerodinâmicos obtidos em ensaios realizados no túnel de vento em Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE) / Matsuo Chisaki. – Taubaté: Unitau, 2010.

135 f. :il;30 cm.

Dissertação (Mestrado) – Universidade de Taubaté. Faculdade de Engenharia Mecânica. Curso de Engenharia Mecânica.

Orientador: Gilberto Walter Arenas Miranda.

1. Túnel de vento. 2. Aerodinâmica. 3. Confiabilidade. I. Universidade de Taubaté. Departamento de Engenharia Mecânica. II. Título.

CDD(21) 658

MATSUO CHISAKI

**CONFIABILIDADE DOS COEFICIENTES AERODINÂMICOS OBTIDOS EM
ENSAIOS REALIZADOS EM TÚNEL DE VENTO DO INSTITUTO DE
AERONÁUTICA E ESPAÇO (IAE)**

Dissertação apresentada para obtenção do Título de Mestre pelo Curso de Mestrado Profissionalizante de Engenharia Mecânica do Departamento de Engenharia Mecânica da Universidade de Taubaté.

Área de Concentração: Produção

Data: 27 / 11 / 2010


Resultado: APROVADO

BANCA EXAMINADORA

Prof. Dr. Gilberto Walter Arenas Miranda - Universidade de Taubaté

Assinatura 

Prof. Dr. Giorgio Eugenio Oscare Giacaglia - Universidade de Taubaté

Assinatura 

Prof. Dr. Pedro José de Oliveira Neto – Instituto de Aeronáutica e Espaço

Assinatura 

À minha esposa pelo alento nas horas difíceis e aos meus filhos

AGRADECIMENTOS

Ao Prof. Dr. Gilberto Walter Arenas Miranda, pela preocupação de manter o foco no objetivo final, pelos conselhos e orientações

Aos Professores Doutores do curso de mestrado

Giorgio Eugenio Oscare Giacaglia

Jorge Muniz Junior

Carlos Alberto Chaves.

À Agência Espacial Brasileira (AEB) pelo apoio e investimento

Ao Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE) pela confiança

À Divisão de Aerodinâmica (ALA) pela oportunidade

e utilização de dados necessários

Ao Eng. Nelson Salgado, que pelo seu idealismo foi

possível concretizar o curso

Aos mestres do decorrer da carreira,

em especial aos Eng. Sadahaki Uyeno e Eng. Osvaldo Saback Sampaio

Ao colega Luis F. G. Moraes pelas sugestões, correções e revisão

Aos colegas da ALA pelos incentivos e apoios recebidos

Somente o conhecimento não é suficiente. Somente quando o conhecimento alia-se a sabedoria é que uma pessoa pode atingir a vitória na vida.

Daisaku Ikeda

RESUMO

Como o erro é inerente ao próprio processo de medida, e portanto nunca será completamente eliminado, deve-se buscar minimizá-lo, reduzindo ao máximo as fontes de erros grosseiros e sistemáticos. Devido à dificuldade de identificar com segurança as fontes desses erros e tendo o indício que, em grande parte, ocorrem devido às variações geométricas e às características construtivas dos modelos ensaiados, é apresentada, como proposta de ferramenta de auxílio à detecção desses erros, a construção de um modelo padrão aeronáutico. Devido às semelhanças geométricas com os modelos das aeronaves atualmente ensaiados no Túnel Aerodinâmico número dois (TA-2) do IAE, foi escolhido como modelo-padrão o M5 da “série M” do *Office National D'Études et de Recherches Aérospatiales* (ONERA) para ensaios de proficiência intra e interlaboratorial do TA-2 nesse tipo de ensaio. O contexto que possibilitou a recomendação da proposta está descrito na primeira parte do presente trabalho, que trata do controle e melhoria da infraestrutura. Quanto à infraestrutura, propõe-se a melhoria das instalações e o conhecimento e controle sobre o escoamento do túnel. Sobre controle na execução dos ensaios intralaboratoriais são obedecidos os quesitos da NBR 17025 e da NBR 15100. Esses ensaios intralaboratoriais fornecem a reprodutividade dos ensaios de curto termo, isto é, ensaios executados numa mesma campanha ou próximos que forneceram resultados comparáveis aos de grandes complexos de túneis do primeiro mundo, porém a reprodutividade de longo termo, quando observadas condições diferentes de equipamentos, montagem, entre outros, nota-se uma característica de erros sistemáticos.

Palavras-chave: aerodinâmica, confiabilidade, túnel de vento

ABSTRACT

As the error is inherent to the proper process of measure, and therefore never completely it will be eliminated, it must be searched to minimize it, reducing to the maximum the sources of gross errors and systematic. Due to difficulty to identify with security the sources of these errors and having the indication that, to a large extent, occurs due to the geometric variations and the constructive characteristics of the assayed models, it is presented, as proposal of tool of aid to the detention of these errors, the construction of a model aeronautical standard. Had to the geometric similarities with the models of the aircraft currently assayed in the Wind tunnel number two (TA-2) of the IAE, the M5 of “M serie” of the Office National D’Études *et de Recherches Aérospatiales* (ONERA) it was chosen as model-standard for proficiency assays intra and interlaboratorial of the TA-2 in this type of assay. The context that made possible the recommendation of the proposal is described in the first part of the present work, that deals with the control and improvement of the infrastructure. About to the infrastructure, it is considered improvement of the installations and the knowledge and control on the draining of the tunnel. On control in the execution of the intralaboratoriais assays the questions of NBR 17025 and NBR 15100 are obeyed. These intralaboratoriais assays supply the reprodutividade of the assays of short term, that is, assays executed in one same campaign or next that they had supplied resulted comparable to the ones of great complexes of tunnels of the first world, however the reprodutividade of long term, when observed different conditions of equipment, assembly, among others, a characteristic of bias quality controls is noticed.

Keywords: aerodynamic, reliability, wind tunnel

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	23
1.1	Justificativas.....	24
1.2	Objetivos	25
1.3	Organização do Trabalho	27
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	29
2.1	Histórico das etapas para operacionalizar o túnel da Divisão de Aerodinâmica	30
2.2	Cultura da qualidade da Divisão de Aerodinâmica.....	33
2.3	Preconização do modelo-padrão	35
3	FUNÇÕES DOS CONTROLES DE QUALIDADE E CONFIABILIDADE.....	40
3.1	Introdução	40
3.2	Aumento da confiabilidade dos ensaios através da melhoria da qualidade do escoamento na infra estrutura	40
3.3	Investigação do escoamento do túnel	42
3.3.1	Investigação da distribuição da pressão dinâmica	43
3.3.2	Investigação da angularidade do escoamento	46
3.3.3	Investigação nível de turbulência do escoamento.....	49
3.4	Melhoria-do sistema propulsor.....	54
3.4.1	Melhorando sistema propulsor para aumentar a eficiência na propulsão	55
3.4.2	Melhorando o sistema propulsor para obtenção de maior qualidade de escoamento	60
4	ENSAIOS INTRALABORATORIAIS E/OU INTERLABORATORIAIS.....	65
4.1	Introdução	65
4.2	Metodologia de ensaio	66
4.2.1	Breve descrição das instalações e equipamentos	66
4.2.2	Estimativas dos valores das cargas aerodinâmicas para os ensaios	68
4.2.3	Processo de calibração das células de carga	70
4.2.4	Calibração da balança	71
4.2.5	Calibração dos sensores de pressão	74

4.2.6	Calibração do tubo de Pitot.....	75
4.2.7	Calibração devido à posição do tubo de Pitot.....	75
4.2.8	Calibração da correção das cargas devido à pressão estática.....	76
4.2.9	Calibração da correção das cargas devido ao passeio do centro de gravidade	77
4.2.10	Calibração das massas utilizados na calibração das células de cargas e da balança	78
4.2.11	Influência da fixação (Tara-Influência).....	78
4.3	Aquisição e tratamento dos dados.....	79
4.4	Resultados	81
4.5	Conclusões	85
5	PADRÃO DE REFERÊNCIA PARA ENSAIO AERONÁUTICO	87
5.1	Padrão de referência para ensaio aeronáutico no Túnel nº 2 da Divisão de Aerodinâmica.....	87
5.1.1	Padrão adotado na Divisão de Aerodinâmica	87
5.1.1.1	Etapas iniciais	87
5.1.1.2	Etapas executivas do modelo padrão	88
5.1.1.3	Definição da escala do modelo padrão	89
5.1.1.4	Definição do projetos e desenhos	89
5.2	Programa interlaboratorial IAE-Divisão de Aerodinâmica / Office National d'Études et de Recherches Aérospatiales.....	93
5.2.1	Programa interlaboratorial IAE-ALA / ONERA-F1 – 1ª fase na ALA- Túnel Aerodinâmico N ^o 2	94
5.2.2	Programa interlaboratorial IAE-ALA / ONERA-F1 – 2ª fase no ONERA- F1(Túnel de Fauga N ^o 1).....	96
5.2.3	Programa interlaboratorial IAE-ALA / ONERA-F1 – 3ª fase – na ALA-Túnel Aerodinâmico N ^o 2	98
5.3	Dados disponíveis do modelo <i>M-serie</i>	100
5.3.1	Características longitudinais da ONERA <i>M-serie</i> no Wind Tunnel Technology Center.....	100
5.3.2	Características longitudinais da ONERA M-series obtidas no Military Technical Institute	102
5.3.3	Características longitudinais da ONERA M-series obtidas na <i>National Aeronautical Establishment</i>	104
5.3.4	Características longitudinais no ONERA M-series obtidas na NASA/ Arnold Engineering Development Center.....	106

5.3.5	Análise das coeficientes longitudinais obtidos nos túneis	107
6	RECOMENDAÇÕES PARA O TÚNEL AERODINÂMICO Nº 2.....	113
6.1	Metodologia de correções de túnel	113
6.2	Estudo para correção de escoamento	114
6.3	Estudo da turbulência do Túnel Aerodinâmico nº 2	115
6.4	Determinação da incerteza dos coeficientes	115
6.5	Estudo de calibração da balança com efeito dinâmico	115
7	CONCLUSÕES	117
ANEXO A LEVANTAMENTOS BIBLIOGRÁFICOS SOBRE TÚNEIS DE		
	VENTO	124
A1	PRIMEIROS TÚNEIS	124
A2	HISTÓRICO DO TÚNEL DO BRASIL.....	126
A2.1	Túneis de ventos (aerodinâmicos) da Universidade Federal do Rio Grande do Sul	127
A2.2	Túneis aerodinâmicos da Universidade de São Paulo	128
A2.2.1	Túnel atmosférico do Instituto de Pesquisas do Estado de São Paulo.....	128
A2.2.2	Túnel aerodinâmico da Escola de Engenharia de São Carlos.....	129
A2.3	Túneis aerodinâmicos do Centro Técnico Aeroespacial	130
A2.3.1	Túneis aerodinâmicos do Instituto de Aeronáutica e Espaço.....	130
A2.3.2	Túneis aerodinâmicos do Instituto Tecnológico de Aeronáutica	133
A2.4	Alguns túneis aerodinâmicos do Brasil.....	134

LISTA DE FIGURAS

Figura 01 - Vista da Balança Taller & Cooper (ALA, 2009)	31
Figura 02 - Modelo de calibração AGARD-B, desenho com cotas e foto ilustrativa no Túnel nº 2 (BROMM,1954).	36
Figura 03 - Ilustração das dimensões básica do Modelo Serie M (AGARD AR-3571, 1971)	37
Figura 04 - Apresentação de seções de um túnel (SADAHAKI, CHISAKI, 2008)	41
Figura 05 - Estado do prédio e do circuito antes da reforma (ALA, 2003)	41
Figura 06 - O prédio e o circuito após a reforma (SADAHAKI, CHISAKI, 2008)	42
Figura 07 - Vista frontal e traseira da hélice e estator (ALA, 2009)	43
Figura 08 - Desenho esquemático do posicionamento do rake de Pitot (SADAHAKI, CHISAKI, 2008)	44
Figura 09 - Desenho esquemático da malha de posicionamento do rake de Pitot – seção transversal (SADAHAKI, CHISAKI, 2008)	44
Figura 10 – Desenho esquemático das tomadas de pressão do <i>yaw meter</i> (SADAHAKI, CHISAKI, 2008)	47
Figura 11 - Calibração do <i>yaw meter</i> : (SADAHAKI, CHISAKI, 2008)	48
Figura 12 - Desvios do escoamento nos ângulos em alfa [grau] e beta [grau] na seção central da SE (SADAHAKI, CHISAKI, 2008)	48
Figura 13 - Gráfico de determinação do Fator de Turbulência pelo Reynolds crítico (SADAHAKI, CHISAKI, 2008)	50
Figura 14 - Variação do Índice de turbulência (IT%) versus Fator de Turbulência (FT) (POPE; BARLOW; RAE, 1999)	50
Figura 15 - Representação de um sensor de anemômetro de fio-quente	51
Figura 16 - Modelos de sondas de fio-quente	51
Figura 17 - Circuito de medição de um anemômetro de fio-quente	52
Figura 18 - Esquema do sistema de transmissão (SADAHAKI, CHISAKI, 2008)	55
Figura 19 - Vibração nos mancais versus rotação da pá com ângulo 28° e $\alpha = 14^{\circ}$ (SADAHAKI, CHISAKI, 2008)	56
Figura 20 - Vibração nos mancais versus rotação da pá com ângulo 24° e $\alpha = 14^{\circ}$, Ressonância entre 170 rpm e 180 rpm (SADAHAKI, CHISAKI, 2008)	56
Figura 21 - Vibração nos mancais versus rotação da pá com ângulo 22° e $\alpha = 14^{\circ}$ (SADAHAKI, CHISAKI, 2008)	57

Figura 22 - Vibração nos mancais versus rotação da pá com ângulo 20° e $\alpha = 14^\circ$ (SADAHAKI, CHISAKI, 2008)	57
Figura 23 - Pressão dinâmica versus Rotação - ângulo da pá 20° a 28°, $\alpha = 14^\circ$ (SADAHAKI; CHISAKI, 2008)	58
Figura 24 - Potência versus Pressão dinâmica - ângulo da pá 20° a 28°, $\alpha = 14^\circ$ (SADAHAKI; CHISAKI, 2008)	59
Figura 25 - Potência versus Rotação - ângulo da pá 20° a 28°, $\alpha = 14^\circ$ (SADAHAKI; CHISAKI, 2008)	59
Figura 26 - $CD \times \alpha$ - antes e após troca da hélice & ângulo da pá, ângulo da pá 22° a 28° (SADAHAKI; CHISAKI, 2008)	60
Figura 27 - $CY \times \alpha$ - antes e após troca da hélice & ângulo da pá, ângulo da pá 22° a 28° (SADAHAKI; CHISAKI, 2008)	61
Figura 28 - $CL \times \alpha$ - antes e após troca da hélice & ângulo da pá, ângulo da pá 22° a 28° (SADAHAKI; CHISAKI, 2008)	62
Figura 29 - $CR \times \alpha$ - antes e após troca da hélice & ângulo da pá, ângulo da pá 22° a 28° (SADAHAKI; CHISAKI, 2008)	62
Figura 30 - $CM \times \alpha$ - antes e após troca da hélice & ângulo da pá, ângulo da pá 22° a 28° (SADAHAKI; CHISAKI, 2008)	63
Figura 31 - $CN \times \alpha$ - antes e após troca da hélice & ângulo da pá, ângulo da pá 22° a 28° (SADAHAKI; CHISAKI, 2008)	64
Figura 32 - Fluxograma típico dos ensaios aeronáuticos	67
Figura 33 - Modelo fixo no ponto O	70
Figura 34 - Estojo de calibração (ALA, 2005)	71
Figura 35 - Estojo na Máquina de calibração (ALA, 2005)	71
Figura 36 - Esquema do Sistema de Calibração da Balança (ALA, 2005)	73
Figura 37 - Tubo de Pitot padrão no seção de ensaio (ALA, 2005)	76
Figura 38 - Tubos de Pitot de Referência do Túnel N° 2 (ALA, 2005)	76
Figura 39 - Modelo com imagem e sem imagem	79
Figura 40 - Fluxograma do programa de redução de dados	80
Figura 41 - Repetitividade de curto prazo para Sistema HP – medidas do CD e desvios	82
Figura 42 - Repetitividade de curto prazo para Sistema NI– medidas do CD e os desvios	83
Figura 43 - Repetitividade de longo prazo para Sistema HP e NI– medidas do CD e os desvios	84
Figura 44 - Repetitividade de curto prazo para Sistema HP e NI para condição de aterragem– medidas do CD e os desvios	85

Figura 45 - Vista frontal do M5-2xPlus (CANHOTO, 2009)	90
Figura 46 - Vista lateral do modelo M5-2xPlus (CANHOTO, 2009)	90
Figura 47 - Vista em planta do modelo M5-2xPlus (CANHOTO, 2009)	91
Figura 48 - Representação 3D do modelo M5-2xPlus (CANHOTO, 2009)	91
Figura 49 - Configuração três mastros no TA-2 - vista frontal (CANHOTO, 2009)	92
Figura 50 - Configuração três mastros no TA-2 - vista lateral (CANHOTO, 2009)	92
Figura 51 - Montagem na configuração três mastros no TA-2 (CANHOTO, 2009)	93
Figura 52 - Modelo padrão M5 da <i>M-series</i> do ONERA no túnel da WINTEC (WATANABE <i>et al.</i> , 2001)	100
Figura 53 - Coeficientes CL, CM e CD do Modelo padrão M5 da <i>M-serie</i> no LWT1 (WATANABE <i>et al.</i> , 2001)	102
Figura 54 - Modelo padrão M4 da ONERA <i>M-serie</i> montado no T-35 (OCOKOLJIC, 2004)	103
Figura 55 - Coeficientes CL, CM e CD do M4 da ONERA <i>M-serie</i> no VTI-T-35 (OCOKOLJIC, 2004)	104
Figura 56 - Coeficientes CL, CM e CD do M1 da ONERA <i>M-serie</i> no NAE	105
Figura 57 - Coeficientes CL e CD do <i>M-série</i> de três túneis dos USA-Mach = 07 (BINION, 1976)	107
Figura 58 - Coeficientes aerodinâmicos longitudinais do modelo do ONERA- <i>M-série</i> em regime subsônico do Japão, Servia e Canadá	108
Figura 59 - Coeficientes aerodinâmicos linearizados do modelo do ONERA- <i>M-série</i> em regime subsônico do Japão, Servia e Canadá	110
Figura 60 - Desvio de CD do modelo do ONERA- <i>M-série</i> em regime subsônico do Japão, Servia e Canadá, adaptado ALA	112
Figura 61 - Réplica do túnel de vento dos irmãos Wright	126
Figura 62 - Túnel de vento Prof. Joaquim Blessmann –Universidade Federal do Rio Grande do Sul (LOREDO-SOUZA, 2003)	128
Figura 63 - Modelos do Edifício Brascan Century Plaza, em São Paulo (LOREDO-SOUZA, 2003)	128
Figura 64 - Vista do túnel de vento do Instituto de Pesquisas Tecnológicas (ANTUNES, 2009)	129
Figura 65 - Túnel de vento do IPT-USP na configuração de ensaio (ANTUNES, 2009)	129
Figura 66 - Túnel de vento do Escola de Engenharia de São Carlos (CATALANO, 2002)	130
Figura 67 - Vista do complexo de túneis de vento Instituto de Aeronáutica e Espaço (ALA 2009)	132

Figura 68 - Sistema de propulsão do Túnel nº 2 da Divisão de Aerodinâmica (ALA 2009)	132
Figura 69 - Ensaios típicos do Túnel nº 2 da Divisão de Aerodinâmica (ALA 2009)	132
Figura 70 - Elementos constitutivos do Túnel de Pesquisa do Instituto Tecnológico de Aeronáutica (Projeto FAPESP 00 / 13769-0)	133
Figura 71 - Bocal de entrada e seção de ensaio do Túnel de Vento do Instituto Tecnológico de Aeronáutica (Projeto FAPESP 00 / 13769-0)	134

LISTA DE TABELAS

Tabela 01 - Variação percentual da pressão dinâmica da Seção transversal central da seção de ensaio do TA-2 (SADAHAKI, CHISAKI, 2008)	45
Tabela 02 - Erros para duas situações de regime de escoamento (SADAHAKI, CHISAKI, 2008)	46
Tabela 03 - Níveis de Turbulência (NT) na seção de ensaios do TA-2 por Fio Quente (SADAHAKI, CHISAKI, 2008).....	53
Tabela 04 - Definição de células de carga da balança e cadeia de medida.....	69
Tabela 05 - Relação de transmissão de esforços para efeito de cálculo	69
Tabela 06 - Tabela de incerteza para calibração em alfa (ensaio longitudinal)	74
Tabela 07 - Tabela de incerteza para calibração em beta (ensaio látero-direcional)	74
Tabela 08 - Tabela de instrumentação para calibrar sensor de pressão	75
Tabela 09 - Tabela de constantes dos Pitot	75
Tabela 10 - Matriz ZQ de correção da influencia da pressão estática	77
Tabela 11 - Ensaio da 1ª fase na ALA- Túnel Aerodinâmico N ^o 2	94
Tabela 12 - Ensaio da 2ª fase no ONERA-F1 (<i>Test Program Matrix - 2ª FASE – TEST IN ONERA-F1</i>)	96
Tabela 13 - Ensaio da 3ª fase na ALA-Túnel Aerodinâmico N ^o Dois	98
Tabela 14 - Características longitudinais do modelo padrão M5 da <i>M-serie</i> no LWT1 (WATANABE <i>et al.</i> ,2001)	101
Tabela 15 - Coeficientes dos ensaios longitudinais do modelo ONERA- <i>M-série</i> M4 no <i>Subsonic Wind Tunnel</i> T-35 da VTI a $v = 83$ m/s (OCOKOLJIC, 2004)	103
Tabela 16 - Características longitudinais do modelo do ONERA- <i>M-série</i> M1 no <i>Trisonic Wind Tunnel</i> da NAE a $V = 83$ m/s.....	105
Tabela 17 - Características longitudinais do modelo do ONERA- <i>M-série</i> obtidas nos três túneis dos USA a Mach = 0,7	106
Tabela 18 - Coeficiente aerodinâmico do modelo do ONERA- <i>M-série</i> em regime subsônico do Japão, Servia e Canadá	108
Tabela 19 - Coeficientes aerodinâmicos do modelo do ONERA- <i>M-série</i> em regime subsônico do Japão, Servia e Canadá	109
Tabela 20 - Desvio em relação a média modelo do ONERA- <i>M-série</i> em regime subsônico do Japão, Servia e Canadá	111
Tabela 21 - Alguns túneis aerodinâmicos ou de vento do Brasil.....	134

LISTAS DE ABREVIATURAS E SÍMBOLOS

ABNT	Associação Brasileira de Normas Técnicas	
AEB	Agência Espacial Brasileira	
AEDC	<i>Arnold Engineering Development Center</i>	
AGARD	<i>Advisory Group for Aerospace Research and Development</i>	
ALA	Divisão de Aerodinâmica do IAE	
ALA-E	Subdivisão de Ensaio Aerodinâmicos da ALA	
AMX	Avião da FAB, hoje designado de A-1	
AP	Ângulo da pá	[grau] ou [°]
ARC	<i>Ames Research Center</i>	
ASA-L	Extinta Subdivisão de Aerodinâmica da Divisão de Sistemas Aeronáuticos, hoje ALA	
B	Constante de calibração do CTA ₍₂₎	[m/s]
BIPM	<i>Bureau International des Poids et Mesures</i>	
BLH	<i>Baldwin-Lima-Hamilton (corporation)</i>	
CAD	<i>Computer-Aided Design</i>	
CASCO	<i>Committee on Conformity Assessment</i>	
CATIA	<i>Computer Aided Three Dimensional Interactive Application</i>	
CBA	Consortio Brasil-Argentina	
CD	Coefficiente de Arrasto	
CEAT	<i>Centre d'Essais Aéronautique de Toulouse (França)</i>	
CFD	<i>Computational Fluid Dynamics</i>	
CL	Coefficiente de sustentação (<i>Lift coefficient</i>)	
C _{Lmax}	Coefficiente de sustentação máxima	
CM	Coefficiente de momento de arfagem	
CN	Coefficiente de momento de guinada	
CNC	<i>Computer Numeric Control</i>	
CR	Coefficiente de momento de rolamento	
CTA	Centro Técnico Aeroespacial (hoje DCTA)	

CTA ₍₂₎	<i>Constant Temperature Anemometer</i>	
CY	Coeficiente de Força lateral (<i>yaw</i>)	
D	Força de Arrasto (<i>drag</i>)	[N]
DGA	<i>Délégation Generale pour l'Armement</i>	
EESC	Escola de Engenharia de São Carlos da USP	
EMB	EMBRAER	
EMBRAER	Empresa Brasileira de Aeronáutica	
ERJ	EMBRAER Regional Jet	
ETE	Escola Técnica do Exército hoje IME	
EV	Empenagem vertical	
F1	Túnel subsônico do Centro Fauga-Mouzac do ONERA	
FAB	Força Aérea Brasileira	
FAPESP	Fundação de Amparo à Pesquisa do Estado de S. Paulo	
FT	Fator de Turbulência	
GM	<i>General Motors</i>	
HBM	<i>Hottinger Baldwin Messtechnik GmbH</i>	
HP	<i>Hewlett-Packard</i>	
IAE	Instituto de Aeronáutica e Espaço	
IEAv	Instituto de Estudos Avançados	
IEC	<i>International Electrotechnical Commission</i>	
IFI	Instituto de Fomento e Coordenação Industrial	
IMETRO	Instituto de Metrologia	
INMETRO	Instituto Nacional de Metrologia, Normalização e Qualidade Industrial	
IPD	Instituto de Pesquisa e Desenvolvimento	
IPT	Instituto de Pesquisas Tecnológicas	
ISO	<i>International Organization for Standardization</i>	
IT	Índice de Turbulência	%
ITA	Instituto Tecnológico de Aeronáutica	
k	Constante de calibração do CTA ₍₂₎	[m/sV]
L	Força de sustentação (<i>Lift</i>)	[N]
LA	Laboratório de Aerodinâmica	
LAE	Laboratório de Aerodinâmica da EESC	

LBP	Laboratório de Baixa Pressão	
LBF	Laboratório de Baixa Força	
LDA	<i>Laser Doppler Anemometry</i>	
LWT1	<i>Low-speed Wind Tunnel 1</i> (Japão)	
M	<i>Mach</i>	
M1 a M5	Modelo padrão do ONERA, sendo o M3 escala 1:1	
NAE	<i>National Aeronautical Establishment</i> (Otawa, Canada)	
NAL	<i>National Aerospace Laboratory</i> (Japão)	
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>	
NATO	<i>North Atlantic Treaty Organization</i>	
NI	<i>National Instruments</i>	
NBR	Norma da Associação Brasileira de Normas Técnicas	
NRc	Numero de Reynolds crítico	
OMM	Organização Meteorológica Mundial	
ONERA	<i>Office National d'Études et de Recherches Aéropatiales</i> (França)	
OTAN	Organização do Tratado do Atlântico Norte	
PAR-L	Subdivisão de Aerodinâmica da Divisão de Aeronáutica do IPD	
PETROBRAS	Petróleo Brasileiro SA	
PIV	<i>Particle Image Velocimetry</i>	
PLA	Divisão de Aerodinâmica do IPD	
PNUD	Programa das Nações Unidas para Desenvolvimento	
Q	Pressão dinâmica	[Pa] usual[mmH2O]
R1 a R6	Reação nas células de carga	
RBC	Rede Brasileira de Calibração	
RICA	Regimento Interno do Comando da Aeronáutica	
RJ	Rio de Janeiro	
RNc	<i>Reynolds number</i>	
rms	<i>Root Mean Square</i>	[mm/s]
rpm	Rotação por minuto	
SAE	<i>Society of Automotive Engineers</i>	
SATA	<i>Subsonic Aerodynamic Testing Association</i>	

SE	Seção de Ensaio	
SEMETRA	Seminário de Metrologia Aeroespacial	
SISMETRA	Sistema de Metrologia Aeroespacial	
TA-1	Túnel Aerodinâmico N ^o 1	
TA-2	Túnel Aerodinâmico N ^o 2	
TA-3	Túnel Aerodinâmico N ^o 3	
TTP	Túnel Transônico Piloto	
UFMG	Universidade Federal de Minas Gerais	
UFRGS	Universidade Federal do Rio Grande do Sul	
UNESP	Universidade Estadual Paulista	
USA	<i>United States of America</i>	
USP	Universidade de São Paulo	
v	Velocidade	[m/s]
v_m	Velocidade médio	[m/s]
v_{rms}	Velocidade rms	[m/s]
V_m	Voltagem médio	[V]
V_{rms}	Voltagem rms	[V]
VTI	<i>Military Technical Intitute</i> (Servia)	
WINTEC	<i>Wind Tunnel Technology Center</i> (Japão)	
WG	<i>Working Group</i>	
α	Ângulo de ataque	[grau] ou [°]
β	Ângulo guinada	[grau] ou [°]
ϕ	Ângulo de rolamento	[grau] ou [°]
σ	Desvio padrão da balança	[N]
ΔP	diferença de pressão na esfera de turbulência	[mmH ₂ O]

1 INTRODUÇÃO

O setor aeronáutico tem algumas peculiaridades que exigem instalações laboratoriais e computacionais específicas, algumas das quais, com o tempo, passaram a ser amplamente utilizadas por outros setores industriais. A tecnologia aeronáutica e aeroespacial é reconhecidamente geradora de cadeia de tecnologias que dão competência e competitividade às nações que as detêm.

Alguns exemplos de tecnologias que tiveram impacto na indústria em geral, após terem sido desenvolvidas ou aprimoradas no campo aeroespacial, são o projeto assistido por computador CAD (*Computer-Aided Design*), em especial o software CATIA (*Computer Aided Three Dimensional Interactive Application*), originalmente desenvolvido pela *Avions Marcel Dassault*; a análise estrutural por elementos finitos; a análise de fadiga de materiais, que evoluiu para o conceito de integridade estrutural; e a fluidodinâmica computacional, conhecida pela sigla CFD (*Computational Fluid Dynamics*), que foi inclusive uma das grandes motivadoras do desenvolvimento de computadores de alto desempenho.

Com o desenvolvimento de projetos cada vez mais aprimorados que privilegia o aumento da eficiência das aeronaves, em termos econômicos ou de desempenho, a necessidade de ensaios aerodinâmicos aumentou significativamente ao longo dos anos; o que motivou a construção de um grande número de túneis aerodinâmicos, muitas vezes especializados em determinados tipos de ensaios. O túnel aerodinâmico (ou túnel de vento) é uma instalação cujo objetivo é criar um escoamento de ar ou outro gás para simular a interação deste gás com uma aeronave (modelo), de maneira controlada, representativa e repetitiva. Constitui-se, portanto, na principal ferramenta da aerodinâmica experimental, permitindo obter o chamado modelo aerodinâmico da aeronave ainda em estágios iniciais do projeto.

Com a maturação da tecnologia da fluidodinâmica computacional, houve uma redução na demanda de ensaios, o que reverteu a tendência de crescimento. Nas décadas de 1970 e 1980 houve previsões de que a fluidodinâmica computacional substituiria completamente a necessidade por ensaios aerodinâmicos, especialmente aqueles em que são simulados escoamentos até cerca de 40% da velocidade do som. Entretanto, estas previsões não se verificaram, principalmente porque, para simular com exatidão suficiente muitos escoamentos de interesse aeronáutico, a fluidodinâmica computacional necessita de modelos de turbulência que devem ser ajustados para configurações semelhantes às que estão sendo calculadas.

Atualmente os métodos computacionais são empregados na escolha da melhor configuração aerodinâmica apresentada na fase de anteprojeto, sendo o túnel utilizado nas fases seguintes para comprovação da escolha e validação dos cálculos. A tendência futura é a de que a aerodinâmica experimental e a computacional continuem a se complementar em aplicação na indústria aeronáutica.

1.1 Justificativas

O desenvolvimento de projetos aeronáuticos exige diversos ensaios em túnel aerodinâmicos (ANDERSON, 1991). Para que seja possível obter a certificação de uma aeronave, vários resultados de ensaios em túnel aerodinâmicos devem ser apresentados à autoridade homologadora, comprovando-se as características aerodinâmicas da mesma.

Assim, os túneis aerodinâmicos de baixa velocidade devem cumprir certos requisitos para atender às necessidades da indústria aeronáutica. Embora os aviões comerciais modernos voem a velocidades de cruzeiro em regime de alto subsônico (números de Mach entre $0,8 < Ma < 1$), o que exige ensaios em túneis aerodinâmicos transônicos ($0,8 < Ma < 1,3$), a segurança e a competitividade de aviões comerciais dependem, também, de suas características de vôo em baixa velocidade. O desempenho aerodinâmico na decolagem, pouso e subida é aprimorado em túneis aerodinâmicos subsônicos de baixa velocidade (até $Ma < 0,4$).

Nessas características de baixa velocidade do avião, são feitos ensaios com o objetivo de confirmar o projeto dos perfis aerodinâmicos, da asa (em particular os dispositivos hipersustentadores, como “*slats*”, “*strakes*”, flapes, ailerons, de dispositivos de ponta de asa como “*winglets*”) e mesmo da configuração completa (características de estabilidade e controle). Os ensaios em túnel para definição da configuração desses dispositivos podem consumir milhares de horas. No caso do projeto do Boeing 777-200, foram utilizadas cerca de 10.000 horas de ensaios em túnel de vento apenas no desenvolvimento das configurações de baixa velocidade do avião (PAYNE, 1999).

Os investimentos feitos no desenvolvimento das configurações de baixa velocidade podem proporcionar ganhos significativos em desempenho. Por exemplo, para um avião de transporte típico da classe de um Boeing 777 (peso de decolagem de 640000 lb (2843928 N), um aumento de 0,05 no $C_{L_{max}}$ (Coeficiente de sustentação máxima ou *maximum lift coefficient*) pode resultar em redução de 1,8 nós (0,91 m/s) na velocidade de aproximação ou

num aumento de 10.700 lb (47701 N) no peso de pouso à mesma velocidade de aproximação. Um aumento de 1% na relação L/D (Sustentação/arrasto ou *Lift/Drag*) (em português é chamada de razão de planeio) de decolagem pode resultar em aumento de 2.300 lb (11229 N) na carga paga (em torno de 10 passageiros!) ou num aumento de 70 milhas náuticas (130000 m) no alcance. Uma redução de 1 “count” (0,0001) no C_D (Coeficiente de Arrasto ou *Drag Coefficient*) pode resultar num aumento de 200 lb (892 N) na capacidade de carga paga (PAYNE, 1999). Ganhos como esses podem ser obtidos através da otimização das configurações de pouso e decolagem em ensaios em túnel aerodinâmico. Para isso, é necessário que os ensaios sejam feitos com confiabilidade compatível e com as incertezas experimentais mantidas abaixo dos limites desejados. Tais condições dificilmente serão satisfeitas, num futuro próximo, por métodos computacionais, pois estes ainda têm considerável dificuldade no modelamento de escoamentos próximos ao estol (quando ocorre descolamento da camada limite em grande extensão da asa).

A demanda por esses ensaios deve ser atendida em prazos compatíveis com o cronograma de desenvolvimento do projeto. Para projetos com fase de desenvolvimento de seis anos, os ensaios em túnel devem ser executados num prazo em torno de dois anos. Nessa situação, a indústria necessita de resultados confiáveis para os ensaios de baixa velocidade em prazo inferior a um ano, aí incluído o prazo para projeto e fabricação do modelo de ensaios, o que, por si só, pode levar cerca de três meses. A redução das fases de desenvolvimento de projetos aeronáuticos presentes e futuros para menos de cinco anos, exigida num mercado altamente competitivo, requer, portanto, que os ensaios aerodinâmicos de baixa velocidade sejam realizados de maneira mais rápida e confiável.

Portanto, o presente trabalho justifica-se, considerando o caráter essencial que os ensaios aerodinâmicos têm nos projetos aeronáuticos e a necessidade de aperfeiçoar esses ensaios para que sejam compatíveis com os prazos de projeto exigidos pelo mercado, enquanto mantida a confiabilidade dos resultados, direcionado à aplicação de novos métodos para aumentar a produtividade e confiabilidade dos ensaios aerodinâmicos de baixa velocidade realizados no Brasil. Assim, será possível fornecer suporte confiável, rápido e de alto nível à nossa indústria aeronáutica, na área de ensaios aerodinâmicos.

1.2 Objetivos

A indústria aeronáutica, por trabalhar com produtos complexos envolvendo vários

subsistemas a serem integrados, apresentava longos prazos entre o lançamento de novos projetos até sua efetiva entrada em operação. Em anos recentes, a indústria, em geral, tem buscado aumento de eficiência no projeto, com redução de prazos e custos de desenvolvimento. Essa tendência é uma realidade na indústria aeronáutica, pois os fabricantes necessitam desenvolver seus projetos em prazos curtos para que os produtos estejam no mercado em prazos compatíveis com a demanda e antes dos produtos concorrentes.

A necessidade de redução nos prazos de projeto, além de exigir novas técnicas gerenciais e industriais, tem intensificado o uso, na indústria aeronáutica, de ferramentas adequadas de desenvolvimento, computacionais entre outras, combinadas com trabalhos experimentais em túnel aerodinâmico para os levantamentos dos coeficientes aerodinâmicos globais da aeronave. Cargas em elementos isolados como empenagens, profundores, leme, elementos hipersustentadores e outros, devem ser otimizados de maneira a acompanhar os prazos de projeto, sob pena de causar atrasos inaceitáveis ou gerar necessidade de custos em modificações posteriores.

Nesse contexto, o presente trabalho tem o objetivo de apresentar as seguintes contribuições na obtenção da confiabilidade dos coeficientes aerodinâmicos:

- ✓ Apresentar diretrizes, no sentido de garantir que os Requisitos Específicos da NBR ISO/IEC 17025:2005 sejam devidamente cumpridos e que as contribuições relativas da incerteza destes itens não sejam um fator dominante na incerteza total (Capítulo 3).
- ✓ Organizar a rastreabilidade dos dados, a elaboração de procedimentos de ensaios e as metodologias de medições, primordiais na busca da qualidade e confiabilidade das medições. É necessário que os resultados das medições de um laboratório tenham validação por comparação com os resultados de outros. Os procedimentos básicos descritos no capítulo quatro têm um caráter de intralaboratorial e servirão como padronização previa para as intercomparações propostas no capítulo seguinte.
- ✓ Assegurar a consistência dos resultados e manter uma variabilidade controlada, verificando de maneira sistêmica o controle tecnológico, a retroalimentação dos processos, a busca da melhoria continua e garantindo a rastreabilidade de cada ensaio (Capítulo cinco).

Para atingir tais objetivos, é apresentada a adoção de um modelo padrão aeronáutico, a ser ensaiado em parceria com o ONERA. Esses ensaios interlaboratoriais proporcionarão reconhecimento em nível europeu da confiabilidade dos resultados dos ensaios executados no Brasil, tornando sua utilização durante certificação da aeronave menos passível de questionamentos.

1.3 Organização do Trabalho

O presente trabalho foi organizado para a sua apresentação nos seguintes capítulos:

Capítulo 1 – Introdução

Este capítulo descreve a razão da proposta:

- ✓ sobrevivência num mercado globalizado, obrigando a adaptação em um contexto de sintonia com as tendências do consenso mundial:
- ✓ obtenção da capacidade de validar resultados computacionais
- ✓ reconhecimento por órgãos de acreditação

Capítulo 2 – Revisão bibliográfica

A característica do levantamento bibliográfico:

- ✓ preocupação do TA-2 em conduzir estudos de reconhecimento e aperfeiçoamento de processo
- ✓ preocupação em resgatar trabalhos de grupos anteriores para compartilhar, padronizar e disseminar informações
- ✓ reconduzir pesquisa e desenvolvimento

Capítulo 3 – Funções dos controles de qualidade e confiabilidade

Este capítulo permite a visualização da cadeia de parâmetros a controlar que constitui o ensaio:

- ✓ qualidade do campo escoamento
- ✓ controle do escoamento

- ✓ sistema de geração do escoamento

Capítulo 4 – Ensaios interlaboratorial e/ou interlaboratorial

As medições realizadas em um túnel de vento possam ser utilizadas, é imperativo determinar o erro intrínseco a elas e determinar se é:

- ✓ exata e precisa pequeno erro sistemático e pequeno erro aleatório
- ✓ exata mas imprecisa pequeno erro sistemático mas grande erro aleatório
- ✓ inexata mas precisa grande erro sistemático e pequeno erro aleatório
- ✓ inexata e imprecisa grande erro sistemático e grande erro aleatório

Neste capítulo, a condição de exatidão do TA-2 fica demonstrada e a obtenção da melhoria é através de ensaios de proficiência e interlaboratoriais.

Capítulo 5 – Padrão de referência para ensaio aeronáutico

Nos capítulo anteriores foram desenvolvidos parâmetros para determinar as condições de confiabilidade do TA-2 em três conceitos distintos:

- ✓ Enquadramento em um nível específico de desempenho, no capítulo 3
- ✓ Probabilidade de obtenção do nível desejado, no capítulo 4
- ✓ Obtenção e manutenção desse nível, por um determinado tempo, será obtido com a implantação do capítulo 5.

Capítulo 6 – Recomendações para o TA-2

No decorrer do desenvolvimento deste trabalho foram detectados alguns itens que poderiam acrescentar melhorias ou corrigir eventuais falhas.

Capítulo 7 – Conclusões

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Um túnel de vento é fundamental para o desenvolvimento e validação de projetos aerodinâmicos. Para tanto, as indústrias aeroespaciais são obrigadas a recorrer a vários túneis, de diferentes tipos, que “assegurem a qualidade, a confiabilidade e a coerências dos seus resultados experimentais.” (GORECKI, 1996)

O processo de padronização das atividades dos laboratórios de ensaio e calibração teve início com a publicação da ISO/IEC Guia 25 em 1978, revisado posteriormente em 1993. No âmbito do Centro Técnico Aeroespacial (CTA), iniciou-se, a partir de 1975, o movimento para implantação de um sistema para atividades metrológicas de interesse da Força Aérea Brasileira (FAB). A Portaria Ministerial nº 858/GM3, de 07 de dezembro de 1988, criou o Sistema de Metrologia Aeroespacial – SISMETRA.

Em 7 de fevereiro de 1985, o Instituto de Fomento e Coordenação Industrial (IFI) obteve a acreditação do seu Laboratório de Metrologia Dimensional pelo Instituto Nacional de Metrologia, Normalização e Qualidade Industrial (INMETRO) tendo sido o primeiro laboratório de metrologia a integrar a Rede Brasileira de Calibração (RBC), lhe sendo atribuído o Certificado N° 001. De fato, foi um marco histórico na implantação da Rede Brasileira de Calibração (RBC).

Em 1995, a ALA (Divisão de Aerodinâmica do Instituto de Aeronáutica e Espaço) iniciou a implantação do ISO/IEC Guia 25, tendo concluído o Manual da Qualidade, procedimentos e calibrações de todos os equipamentos em 1996. A implantação definitiva não foi possível, na época, devido à falta de cultura da qualidade da alta direção, uma vez que o movimento da qualidade partiu dos níveis técnicos.

Internacionalmente, o processo de padronização das atividades dos laboratórios de ensaio e calibração teve início com a publicação da ISO/IEC Guia 25 em 1978, revisado posteriormente em 1993. Na Europa, em razão da não aceitação da ISO Guia 25, vigorava a EN 45001 como norma para reconhecer a competência dos ensaios e calibrações realizadas pelos laboratórios.

Tanto a ISO Guia 25 como a EN 45001 continham aspectos cujos níveis de detalhamento eram insuficientes para permitir uma aplicação/interpretação consistente e sem ambigüidades, como, por exemplo, o conteúdo mínimo a ser apresentado na declaração da política da qualidade do laboratório, a rastreabilidade das medições, as operações relacionadas às amostragens e o uso de meios eletrônicos. Para suprir essas lacunas, a ISO iniciou, em 1995,

trabalhos de revisão, através do *Working Group 10 (WG 10)* da ISO/CASCO (*Committee on Conformity Assessment*). Dessa revisão resultou a norma ISO/IEC 17025 - Requisitos Gerais para a Competência de Laboratórios de Ensaio e Calibração, oficialmente datada de 15 de dezembro de 1999 e publicada internacionalmente no início do ano 2000. No Brasil, a correspondente NBR/ISO/IEC 17025 foi publicada pela ABNT em janeiro de 2001. (VALLE, BICHO, 2001)

Para compatibilidade e convergência com as normas ISO 9001/9002, foram incorporados à ISO/IEC 17025 todos os requisitos da 9001 e 9002 (ação preventiva, por exemplo), que são pertinentes ao escopo dos serviços de ensaio e calibração cobertos pelo sistema da qualidade do laboratório. Portanto, se os laboratórios de ensaio e calibração atenderem aos requisitos da 17025 eles operarão um sistema da qualidade que também estará de acordo com os requisitos da 9001 ou da 9002. Contudo, para efeito de credenciamento do laboratório, a existência de um sistema da qualidade é condição necessária, mas não suficiente, para o pleno atendimento da ISO/IEC 17025, uma vez que os laboratórios terão que demonstrar ainda sua competência técnica para produzir dados e resultados tecnicamente válidos, o que não está presente na 9001 e nem na 9002. (VALLE, BICHO, 2001)

Os testes realizados em túneis de vento exigem alta confiabilidade. Essa exigência implica que a qualidade do escoamento esteja bem estabelecida e controlada. Conseqüentemente, os projetos de Inovação Tecnológica e a capacitação técnico/científica devem ser uma constante em túneis de vento, apresentando como uma de suas principais metas a melhoria da qualidade do escoamento, trabalhando-se sempre em conformidade com a norma NBR ISO/IEC 17025:2005 e NBR 15100:2004. A norma NBR ISO/IEC 17025:2005 é recomendada pela Organização Meteorológica Mundial (OMM), atualmente implantada na ALA. A norma NBR 15100:2004 - Sistemas da Qualidade Aeroespacial – que serve de modelo para a garantia da qualidade em projeto, desenvolvimento, produção, instalação e serviços associados - está em fase final de implantação na ALA.

2.1 Histórico das etapas para operacionalizar o túnel da Divisão de Aerodinâmica

E o passo inicial do processo de um projeto é a identificação de uma necessidade, que pode surgir de muitas maneiras. O mais comum é que surja da insatisfação com a situação presente ou com a solução atual. Essa tarefa pode ser de vital importância para a sociedade, uma vez que a necessidade usualmente surge na ânsia de reduzir custos, aumentar a

confiabilidade, melhorar o desempenho de sistemas, ou ainda, simplesmente, “para satisfazer o público consumidor que se cansou de determinado produto ou mudou de hábitos.” (GIACAGLIA, 2008)

As medidas de forças e momentos são a essência de um ensaio em túnel e a balança é a base desta medida. O Túnel Aerodinâmico Nº 2 (TA-2) têm um histórico de desafios aceitos por gerações de pesquisadores que o operacionalizaram, conforme levantamento realizado.

A balança do TA-2 é uma balança externa, tipo piramidal, de seis componentes. Ela mede os três componentes de força e os três de momento de forma independente. Os componentes de força atuam num ponto imaginário situado no vértice da pirâmide. A cada componente corresponde um sensor de força (célula de carga ou *load-cell*). Na Figura 01, observa-se a base de fixação da balança em relação à seção de ensaio.



Figura 01 - Vista da Balança Taller & Cooper (ALA, 2009)

Ela foi projetada e fabricada pela extinta empresa americana Taller & Cooper, entre 1947 e 1951. A montagem foi concluída em 1962 e até 1976 não tinha ainda entrado em operação por diversos motivos, tais como: “falta de um procedimento adequado de calibração, instabilidade dos sensores dos componentes, falta de metodologia e de conhecimento do assunto, falta de equipamentos de aquisição de dados e computação, falta de instrumentação e, principalmente, falta de recursos humanos especializados.” (SADAHAKI, 2004)

Em 1968 foi realizado um estudo na tentativa de se estabelecer uma rotina e metodologia para calibração da balança. Entretanto, o trabalho foi em vão, pois esbarrou no grave problema, de difícil solução à época, da falta de um sistema adequado de sensoriamento da balança. (VON ELLENRIEDER, 1969). É importante notar que Metodologia é definida como o estudo dos MÉTODOS sendo o “MÉTODO” uma palavra derivada da grega “META” que significa “ao longo de” ou “ao largo de” e “ODOS” que significa “caminho, via”. Assim, por MÉTODO entende-se “caminho ao longo do qual se pode chegar a um ponto desejado (meta, objetivo)” . (GIACAGLIA, 2008).

No projeto original da balança as medidas eram feitas por sistemas eletro-mecânicos, para cada componente, e transmitiam os valores das cargas dos componentes para os mostradores analógicos na mesa de controle da Taller & Cooper. O sistema era extremamente lento, instável e a possibilidade de cometer erros na aquisição de dados era muito grande, já que as seis medidas das cargas e as dos ângulos de arfagem e de guinada eram lidas por um único profissional na mesa de controle.

Na tentativa de resolver os graves problemas da balança, em outubro de 1969 foi convidado o eng. Louis Taurel, do Centre d'Essais Aéronautique de Toulouse (CEAT). O eng. Taurel sugeriu a troca do sistema eletro-mecânico por lâminas dinamométricas tipo “*strain-gage*” e a aquisição de dados foi automatizada por computador (TAUREL, 1969). As sugestões feitas por Taurel (1969) foram fabricadas e montadas, mas a balança ficou extremamente flexível, ficando impossibilitada de se realizar qualquer tipo de medida (SADAHAKI, 2004).

Devido a este fracasso e por iniciativa da ALA, foram realizadas várias modificações na balança. Todas as lâminas dinamométricas foram substituídas por células de carga da empresa BLH, que são mais sensíveis e rígidas. Em todas as transmissões mecânicas na entrada de cada célula de carga foram introduzidas juntas elásticas. As células de carga de todos os componentes (exceto R4 e R6, que são o rolamento e a guinada, que ficam sobre a balança) foram instaladas no bloco de concreto onde está fixada a atual balança, ficando assim isentas de deformações e vibrações externas. Em março de 1975, através da Programa das Nações Unidas para Desenvolvimento (PNUD), vieram para prestar assessoria ao então PLA, hoje ALA, dois especialistas da BOEING, engenheiros Truman M. Curry, com 25 anos de experiência em balança para túneis de vento, e Howard D. Willsie, com 15 anos de experiência em instrumentação de túneis de vento. (CURRY, WILLSIE, 1975)

Curry (1975) analisou as modificações realizadas pela então PLA e sugeriu pequenas alterações, aprovando quase na totalidade as modificações que haviam sido introduzidas.

Willsie (1975) especificou os equipamentos de aquisição de dados (scanner, voltímetro, computador, filtros, ampliador, etc.). Que foram adquiridos através dos recursos financeiros da PNUD.

Com a aquisição destes equipamentos, as modificações da balança e a formação de recursos humanos, foi, finalmente, possível calibrar a balança. O método de calibração utilizado foi desenvolvido por Nogueira (1980).

Como já descrito anteriormente (ver Figura 01), a balança compõe-se de uma parte mecânica ligada à entrada de forças e momentos e suas transmissões e outra ao sistema eletro-eletrônico (*load-cell*), visando a aquisição de dados. O projeto mecânico da balança procura tornar os componentes o mais independentes possíveis uns dos outros, mas, apesar disso, surgem interações lineares e não-lineares.

As interações lineares existem devido às interferências entre os componentes, desalinhamento das transmissões mecânicas, desnivelamento da balança, etc.

As interações dos termos quadráticos surgem em razão das deformações em função das cargas aplicadas na balança. Os termos superiores aos de 2^o grau são desprezados. Esses surgem devido às deformações permanentes da balança ou de seus componentes, falhas graves no projeto ou na fabricação ou montagem defeituosa causando tensões internas na balança, etc.

2.2 Cultura da qualidade da Divisão de Aerodinâmica

No fim da década de 1980, a ALA iniciou o procedimento de implantação da norma ISO/IEC Guia 25 – 1978 que apresentada às autoridades para aprovação em 1990, foi rejeitada como sendo um documento supérfluo e burocrático (SADAHAKI, 2004). Atualmente, encontram-se implantadas as recomendações da NBR ISO/IEC 17025:2005 com falta de alguns requisitos complementares, tais como ensaios interlaboratoriais .

A competência para realizar ensaios e/ou calibrações é obtida através do cumprimento das observações dos “Requisitos gerais para a competência de laboratórios de ensaio e calibração”, da NBR ISO/IEC 17025:2005. Alguns tópicos foram selecionados e transcritos a seguir:

A análise crítica de pedidos, propostas e contratos nas recomendações NOTA 2 diz:

“Convém que a análise crítica da capacidade do laboratório determine se este possui os recursos físicos, de pessoal e de informações necessários, e se o pessoal do laboratório tem as habilidades e a especificação necessárias para a realização dos ensaios e/ou calibrações em questão. A análise crítica pode também incluir resultados de resultados de participação **prévia em comparações interlaboratoriais** ou ensaios de proficiência e/ou programas de ensaio ou calibração experimentais, usando amostras ou itens de valores conhecidos, de forma a determinar incertezas de medição, limites de detecção, limites de confiança, etc.” (NBR 17025:2005)

- 1) “Validação de Métodos” é definida como a confirmação por exame e fornecimento de evidência objetiva de que os requisitos específicos para um determinado uso pretendido são atendidos. O laboratório deve:

“validar os métodos não normalizados, métodos criados/desenvolvidos pelo próprio laboratório, métodos normalizados usados fora dos escopos para os quais foram concebidos, ampliações e modificações de métodos normalizados. E ser suficientemente abrangente para atender às necessidades de uma determinada aplicação ou área de aplicação.....”(NBR 17025:2005).

E recomenda na “NOTA 2” desse item que a técnica usada para a determinação do desempenho de um método seja uma das seguintes ou a combinação destas:

- a) “calibração com uso de padrões de referência ou materiais de referências;”
- b) comparações com resultados obtidos por outros métodos;
- c) **comparações interlaboratoriais;**
- d) avaliação sistemática dos fatores que influenciam o resultado;
- e) avaliação da incerteza dos resultados com base no conhecimento científico dos princípios teóricos do método e na experiência prática.” (NBR 17025:2005)

Os laboratórios devem utilizar mecanismos para controlar a qualidade dos resultados estabelecidos no requisito 5.9 da NBR ISO/IEC 17025, mediante :

- a) uso regular de materiais de referência certificados e/ou controle interno da qualidade, utilizando materiais de referências secundários.
- b) **participação em programas de comparação interlaboratorial ou de ensaios de proficiência;**
- c) ensaios ou calibrações replicadas, utilizando-se os mesmos métodos ou métodos diferentes;
- d) reensaio ou recalibração de itens retidos;
- e) correlação de resultados de características diferentes de um item; (NBR 17025:2005)

Um dos mecanismos para determinar a qualidade e a confiabilidade do ensaio e/ou calibração é através das comparações interlaboratoriais, que são organizadas utilizando como

documento de referência o ABNT ISO Guia 43-1:1999, que trata do desenvolvimento e operação de programas de ensaios de proficiência. Os organismos de acreditação utilizam a ABNT ISO Guia 43-2 como referência para a seleção e uso de programas de ensaios de proficiência por organismos de acreditação de laboratórios.

A ABNT ISO Guia 43-1:1999, define comparações interlaboratoriais e ensaios de proficiência conforme se segue:

Comparação interlaboratorial é a “organização, desempenho e avaliação de ensaios nos mesmos itens de ensaio similares, por dois ou mais laboratórios, de acordo com condições predeterminadas”

Ensaio de proficiência é “a determinação do desempenho de ensaios de laboratórios, através de comparações interlaboratoriais”.

A Cgcre/Inmetro define “atividade de ensaio de proficiência”, conforme segue:

“**Atividade de ensaio de proficiência** são atividades utilizadas pelos organismos de acreditação para avaliar o desempenho do laboratório, incluindo ensaios de proficiência, comparações interlaboratoriais e auditorias de medição realizadas por cooperações, organismos de acreditação, organizações comerciais e outros provedores”.

2.3 Preconização do modelo-padrão

Em ensaios aerodinâmicos, a avaliação de desempenho do laboratório é possível com a adoção de modelos similares, sendo ideal a utilização do mesmo modelo em todos os laboratórios. Este modelo utilizado seria então o chamado “modelo padrão”.

Os primeiros modelos-padrão preconizados para ensaios em túnel de vento são os modelos da série “*AGARD Calibration Model A to F*” (REBUFFET, 1966). Os modelos da série A a F são particularmente indicados para escoamentos transônicos e supersônicos. As apresentações de modelos de referência (padrão) em termos de normas foi realizada pela Organização do Tratado do Atlântico Norte (OTAN) e coordenada pela *Advisory Group for Aerospace Research and Development* (AGARD) em 1952. A primeira configuração selecionada nesta proposta foi a *AGARD Calibration Model A*, configuração mais indicada para atender formatos de corpos rombudos. A Figura 02 mostra o modelo AGARD, em particular a configuração *AGARD Calibration Model B* (BROMM, 1954).

Os franceses tinham, já em 1969, modelos-padrão transônicos de escalas diferentes conhecidos como ONERA M-série, mostrados aqui na Figura 03 (HELOU, 1970). O modelo é uma representação de um moderno avião de transporte capaz de atingir o regime de vôo

transônico. Cada um deste modelos foi testado nos túneis de vento transônicos franceses. O objetivo principal do programa era obter informações quanto aos efeitos das paredes do túnel de vento, informações sobre a transição de camada limite, além de apurar as técnicas de ensaios em túneis transônicos. Em 1970, a OTAN, em visita à ONERA, recebeu a oferta de utilização dos modelos-padrão do avião que estavam sendo utilizados nos estudos franceses e que poderiam ser emprestados aos grupos de outros países de modo que as comparações internacionais de técnicas e de testes em diferentes túneis de vento pudessem ser feitas.

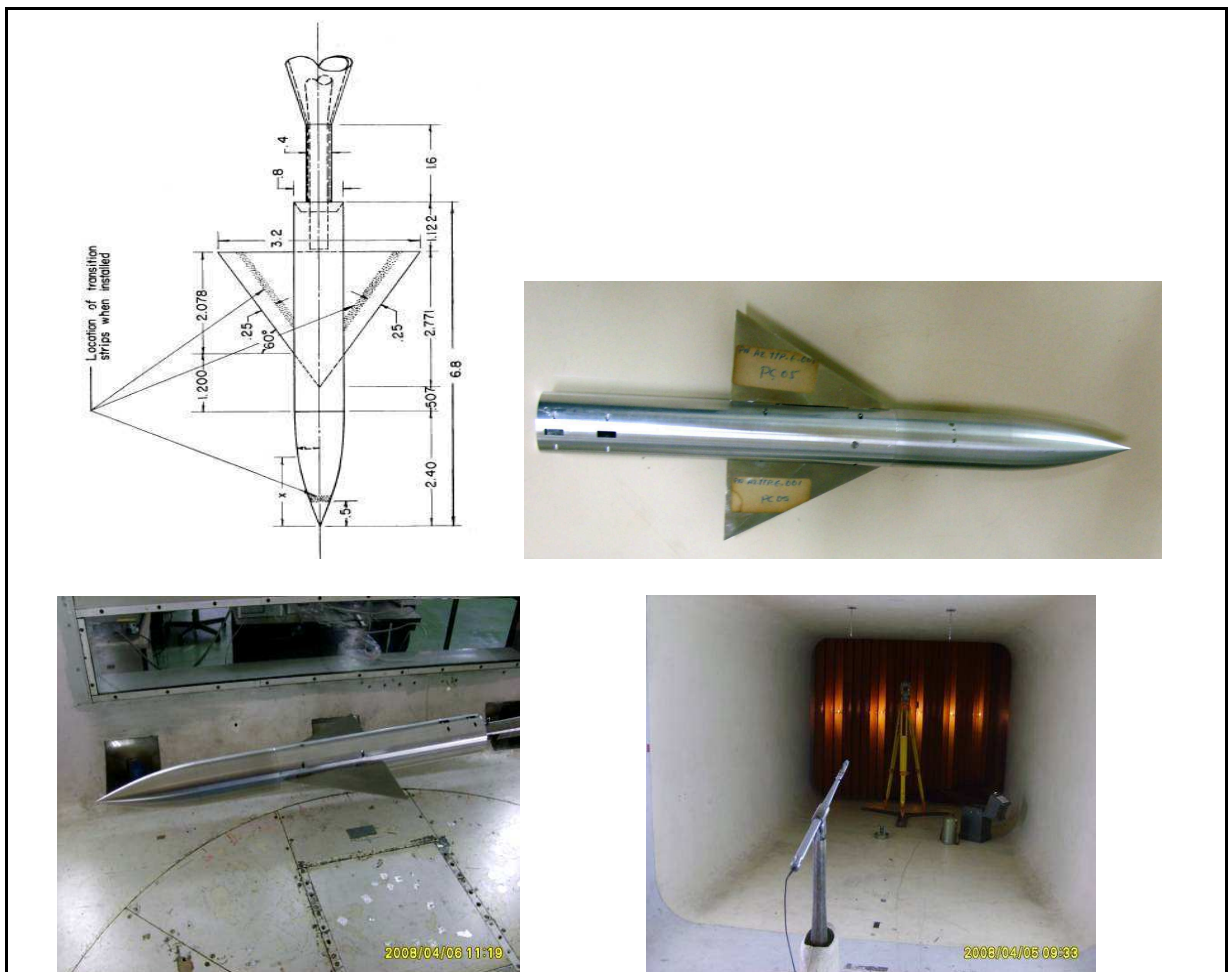


Figura 02 - Modelo de calibração AGARD-B, desenho com cotas e foto ilustrativa no Túnel nº 2 (BROMM,1954).

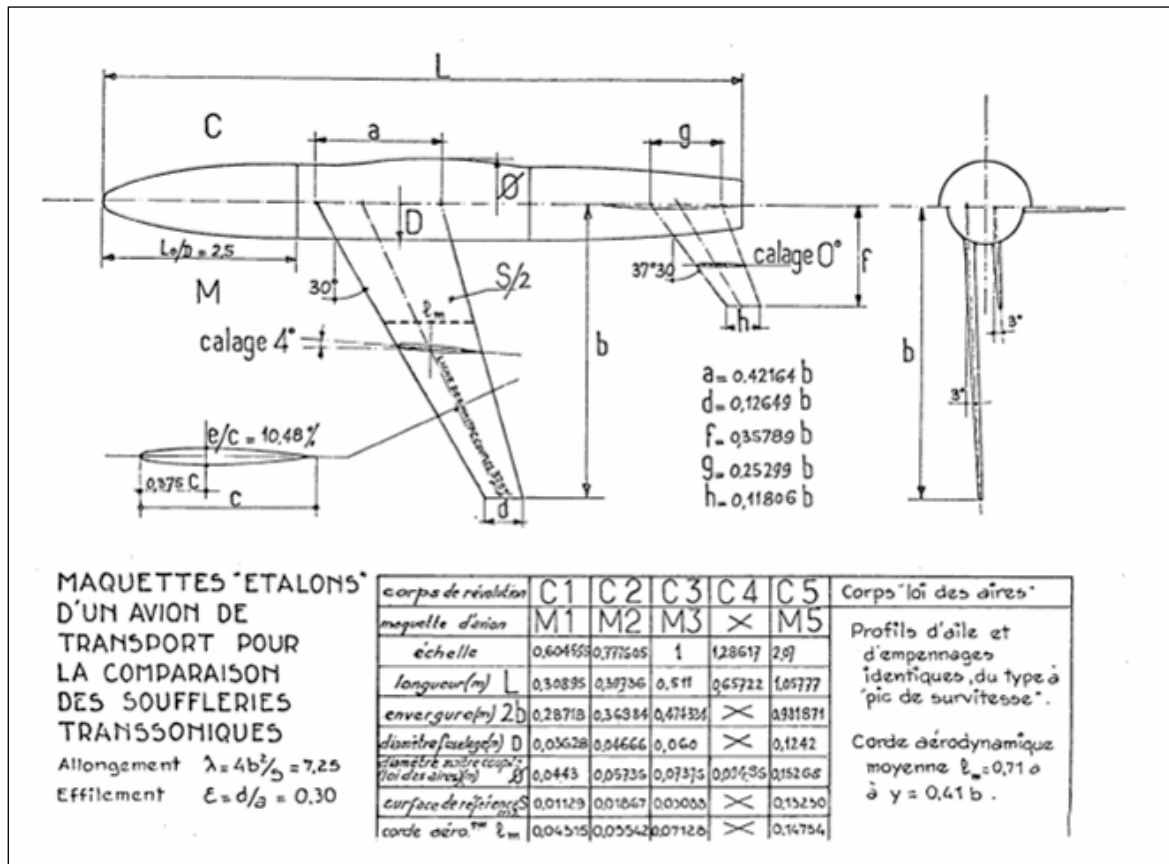


Figura 03 - Ilustração das dimensões básica do Modelo Serie M (AGARD AR-3571, 1971)

Tais modelos poderiam ser adicionados ao grupo dos modelos de calibração AGARD em discussão para regime transônico e subsônico. Porém por algum motivo político, esse modelo não foi apresentado como modelo de referência (padrão) em termos de normas por nenhum organismo regulador. A similaridade destes modelos franceses com aviões modernos de transporte tornava a escolha aconselhável (AGARD-AR-3571, 1971).

No fim da década de 1970, a indústria automobilística brasileira apresentou alguns veículos com participação significativa da engenharia nacional no seu desenvolvimento; caso específico das companhias Ford e General Motors (GM). Neste contexto, o TA-2 apresentou sua contribuição, mas teve que demonstrar a competência exigida pelo cliente. No caso da Ford, esta apresentou um modelo na escala 1/5 para ensaio no TA-2. Ela possuía resultados de ensaios em túnel de vento realizados nos Estados Unidos, com o veículo na escala real (ZAPAROLI, 1979). Conforme Sadahaki (2008) os resultados do TA-2 apresentaram valores equivalentes ao veículo na escala real. Tal fato tornou a Ford brasileira um cliente habitual. Esse foi o primeiro ensaio interlaboratorial registrado do TA-2.

Na década de 1980, o programa ítalo-brasileiro para projeto e produção do avião AM-X foi conduzido, na parte técnica, pelo consórcio AERITALIA-AERMACCHI-EMBRAER. O programa previa a utilização de três complexos de túneis:

AIT - 2m x 2m –Low Speed Wind Tunnel”, Túnel da AERITALIA, Italia

EFN - 5ft x7ft- Low Speed Wind Tunnel” – Túnel da RUAG Aerospace-Emmen-Suíça e

TA-2 - 2,1m x 3m - túnel de baixa velocidade – ALA/IAE - Brasil

Para obter resultados padronizados entre os três túneis, Landman (1982) utilizou-se de um modelo da AERITALIA denominado “*AIT - calibration model - MI*” para ensaios no TA-2 e no relatório deste ensaios Saback (1982) indica que os resultados foram satisfatórios e registra que “Comparações demonstraram que os resultados estão bem próximos dos europeus apesar da balança estar superdimensionada para a maquete em questão”. Outra indicação da qualidade demonstrada são os ensaios posteriores do programa de definição da aeronave AM-X, entre outros, ensaios de qualificação de armamentos e programas da família de aviões EMB, da EMBRAER.

Com o desenvolvimento e a disseminação da cultura da certificação e da qualidade laboratorial, os procedimentos adotados no TA-2 passaram a seguir os padrões internacionais de qualidade constantes na NBR ISO IEC 17025 e a “ABNT NBR 15100 – Sistema da Qualidade Aeroespacial – Modelo para a garantia da qualidade em projeto, desenvolvimento, produção, instalação e serviços associados”, tecnicamente equivalente à “SAE AS 9100B – Quality Management Systems – Aerospace – Requirements” para a garantia da confiabilidade dos ensaios aerodinâmicos. Os processos do TA-2 são auditados no escopo da NBR ISO IEC 17025 e da ABNT NBR 15100 pelos auditores do IAE , podendo, em caso de necessidade, solicitar a auditoria ao Instituto de Fomento e Coordenação Industrial (IFI).

É necessário enfatizar que toda essa estrutura está respaldada na confiabilidade metrológica - sejam elas executadas nos laboratórios de ensaios ou de calibrações - confiabilidade garantida pelos Laboratórios Metrológicos do INMETRO. Através desses laboratórios, são calibrados todos os padrões pertencentes à Rede Brasileira de Calibração - RBC, enquanto que os padrões dos Laboratórios Metrológicos são sistematicamente rastreados pelos padrões do BIPM (*Bureau International des Poids et Mesures*), provendo-se, desta forma, a devida coerência das medições efetuadas no País, endosso do Organismo Credenciador às Transações comerciais e industriais certificadas através de ensaios e testes realizados pelos laboratórios credenciados pelo Inmetro. Portanto, quando se tem as chamadas

“*Key Comparisons*” conduzidas pelo BIPM se obtém o “*Mutual Recognition Agreement*”, que consiste de um acordo mútuo de aceitação para ensaios realizados nos países signatários.

A eliminação de replicação de ensaios em cada mercado reduz o custo de desenvolvimento e de exportação e as barreiras comerciais ou são quebradas ou se tornam mais visíveis podendo ser enfrentadas com maior eficiência.

3 FUNÇÕES DOS CONTROLES DE QUALIDADE E CONFIABILIDADE

3.1 Introdução

A qualidade do escoamento em túneis de vento é de fundamental importância para os ensaios e pesquisas em aerodinâmica experimental. Entenda-se “qualidade do escoamento” como a real qualidade no sentido da homogeneidade da distribuição de velocidades e baixo nível (intensidade) de turbulência na seção de ensaios.

Como os resultados e a confiabilidade dos ensaios são afetados diretamente pela qualidade do escoamento e deseja-se que estes tenham aceitação internacional, justificam-se pesquisas e melhorias nas áreas indicadas abaixo:

- sistema de sincronismo entre estrutura de fixação do modelo à balança (mastro) e mastro imagem para os ensaios visando a obtenção da tara aerodinâmica;
- consolidação dos laboratórios de calibração de células de cargas, sensores de pressão, de anemometria e da sala de medidas (aquisição e redução de dados);
- Investigação da incerteza experimental associada aos ensaios;
- Aquisição de uma balança para o Laboratório de Baixa Força, a fim de permitir a calibração de massas de 20 kg utilizadas no dispositivo calibrador das células de carga.

3.2 Aumento da confiabilidade dos ensaios através da melhoria da qualidade do escoamento na infra estrutura

Com o tratamento da superfície interna do TA-2 visa-se recuperar a uniformidade e minimizar as perdas de energia e formação de vórtices associadas ao descolamento da camada limite nas paredes do túnel. Uma das providências é a melhoria da superfície interna do circuito aerodinâmico com atitudes simples como lixar e pintar a superfície.

Deve-se vedar pontos de vazamento no circuito devido à presença de juntas de dilatação. Nessas, há perdas de energia devido a vazamentos induzidos pela diferença de pressão entre o circuito interno e o exterior.

A impermeabilização da superfície externa do TA-2 visa manter a integridade da superfície interna, evitando infiltrações que comprometam, no futuro, a qualidade da superfície do Túnel.

A Figura 4 mostra várias seções que constituem o corpo do túnel a saber:

- | | |
|-----------------------------------------------------|---------------------------------------|
| 1 – Difusor | 5 – Seção lateral de baixa velocidade |
| 2 – Seção lateral de alta velocidade | 6 – Seção do coletor |
| 3 – Seção do motor | 7 – Câmara de tranquilização |
| 4 – Seção do trocador de ar (torre de refrigeração) | 8 – Seção de Ensaio |

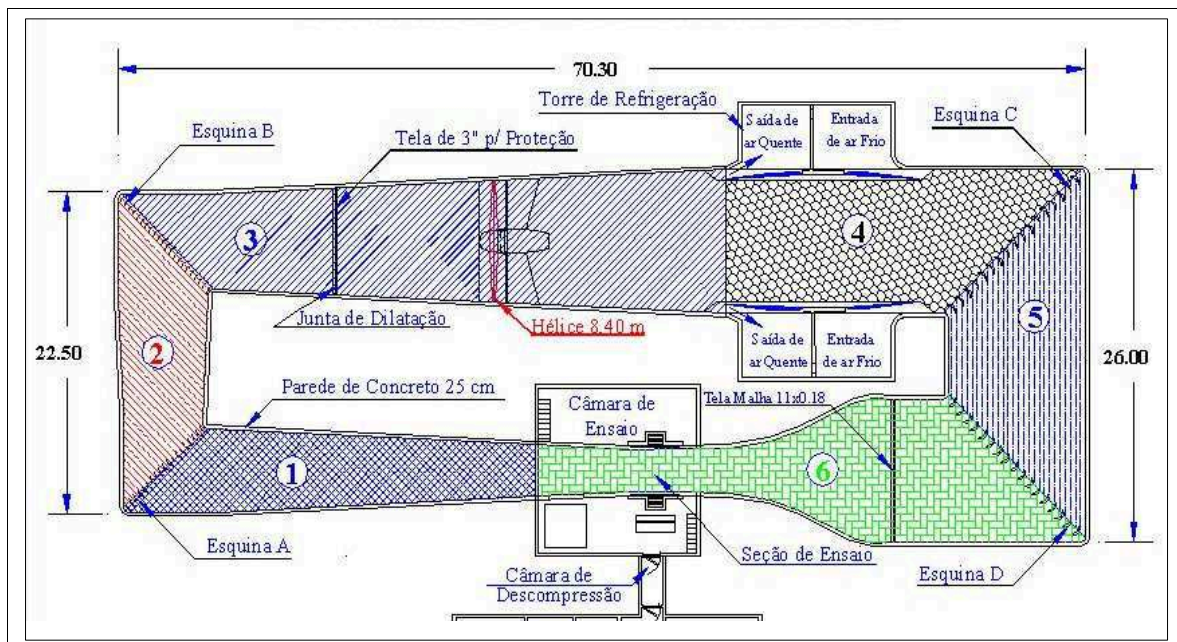


Figura 04 - Apresentação de seções de um túnel (SADAHAKI, CHISAKI, 2008)



Figura 05 - Estado do prédio e do circuito antes da reforma (ALA, 2003)

As obras de tratamento da superfície interna e de impermeabilização foram executadas e integralmente custeadas com recursos do Projeto FAPESP 00/13769-0. A execução das obras e seus resultados são ilustrados nas Figuras 5 e 6, antes e depois. Os resultados recuperaram a qualidade do escoamento do TA-2 e permitirão a operação do Túnel por no mínimo dez anos, antes do retorno da deterioração das paredes.



Figura 06 - O prédio e o circuito após a reforma (SADAHAKI, CHISAKI, 2008)

3.3 Investigação do escoamento do túnel

A qualidade do escoamento no túnel é uma questão recorrente, que muitas vezes é motivada pela tentativa de interpretação de resultados com valores inesperados. O escoamento no TA-2 tem sido cuidadosamente investigado, mas é necessário atualizar esse estudo periodicamente, ou quando é introduzida alguma modificação.

Além disso, no projeto da nova hélice foi reduzida a rotação do escoamento, com a inclusão de um estator com geometria especialmente concebida para este fim, ilustradas pelas fotos da Figura 07. Outras medidas corretivas deverão ser implantadas no decorrer deste estudo, sem que isto implique em alterações radicais no circuito aerodinâmico.

Para assegurar que as modificações proporcionem, de fato, melhorias na qualidade do escoamento, inicialmente foram conduzidos ensaios de referência para que os resultados sejam comparados àqueles obtidos após as modificações. Se esses resultados comprovarem melhorias da qualidade do escoamento, as modificações serão efetivadas.



Figura 07 - Vista frontal e traseira da hélice e estator (ALA, 2009)

3.3.1 Investigação da distribuição da Pressão Dinâmica

A distribuição uniforme da pressão dinâmica na seção de ensaios é fundamental para a qualidade do ensaio, e a confiabilidade dos resultados é demonstrada pelo mapeamento e comprovação através de medidas.

O mapeamento do nível de variação da pressão dinâmica (Q) foi planejado para ser realizado em três seções transversais da seção de ensaios. As medições foram realizadas com um tubo estático de Pitot (o qual conta com tomadas de pressão estática e total) e com um *rake* composto de 15 tubos Pitot de pressão total. Para o mapeamento da pressão dinâmica foram escolhidas três seções transversais, plano I no centro da seção de ensaios, plano II a montante e o plano III a jusante. A Figura 08 mostra as posições dessas seções, bem como as posições do Pitot 1, que é a referencia da medida de velocidade do TA2, e do Pitot 2, que é o sobressalente do Pitot 1. A Figura 09 mostra a malha de posicionamento dos Pitots em cada seção (plano) transversal da câmara de ensaios.

Todos os sensores de pressão foram calibrados no Laboratório de Baixa Pressão (LBP) e, depois de instalados na seção de ensaio, foram recalibrados. Essa recalibração é necessária para incluir no coeficiente de calibração a provável alteração nos coeficientes devidas ao comprimento das fiações e outras conexões do sistema de aquisição de dados. Esses são particulares ao TA-2, não podendo ser incluídos na calibração do LBP. A distância entre a seção de ensaios e a sala de medidas, onde está instalado o sistema de aquisição de dados é de 15 metros, o que altera as propriedades eletro-eletrônico do sistema.

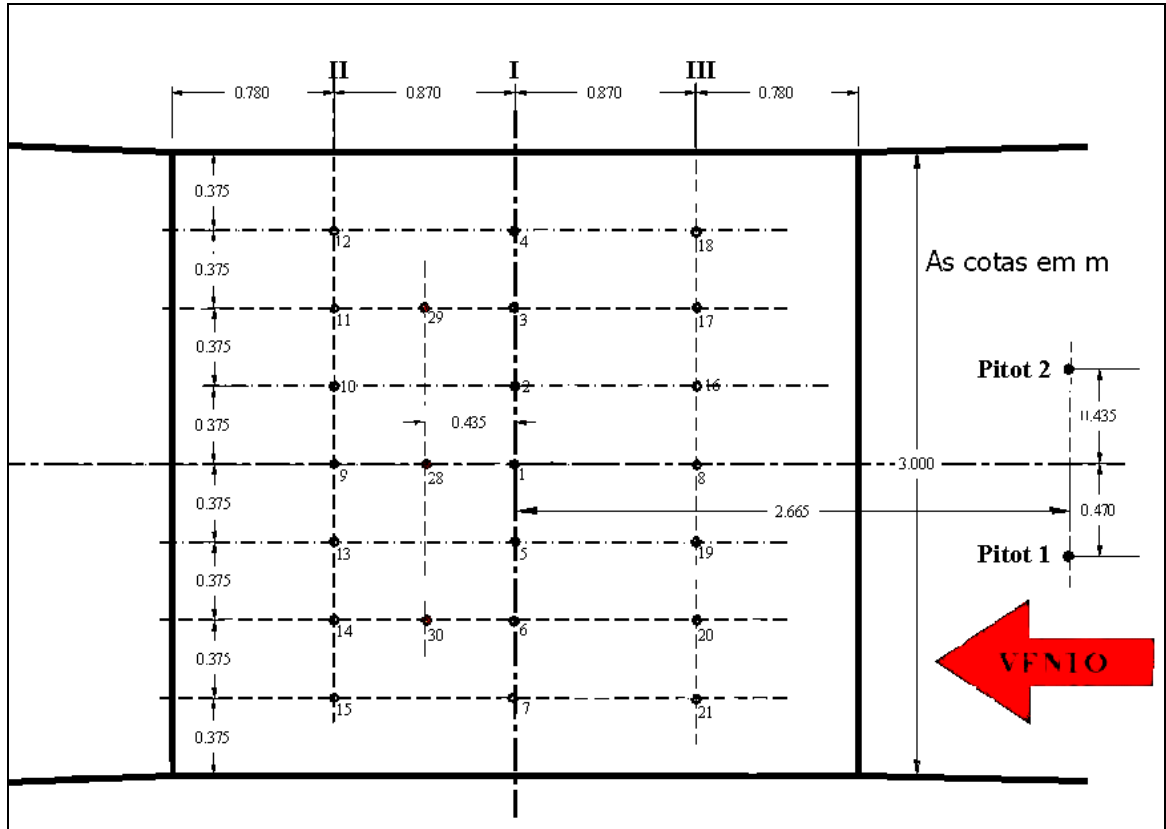


Figura 08 - Desenho esquemático do posicionamento do rake de Pitot (SADAHAKI, CHISAKI, 2008)

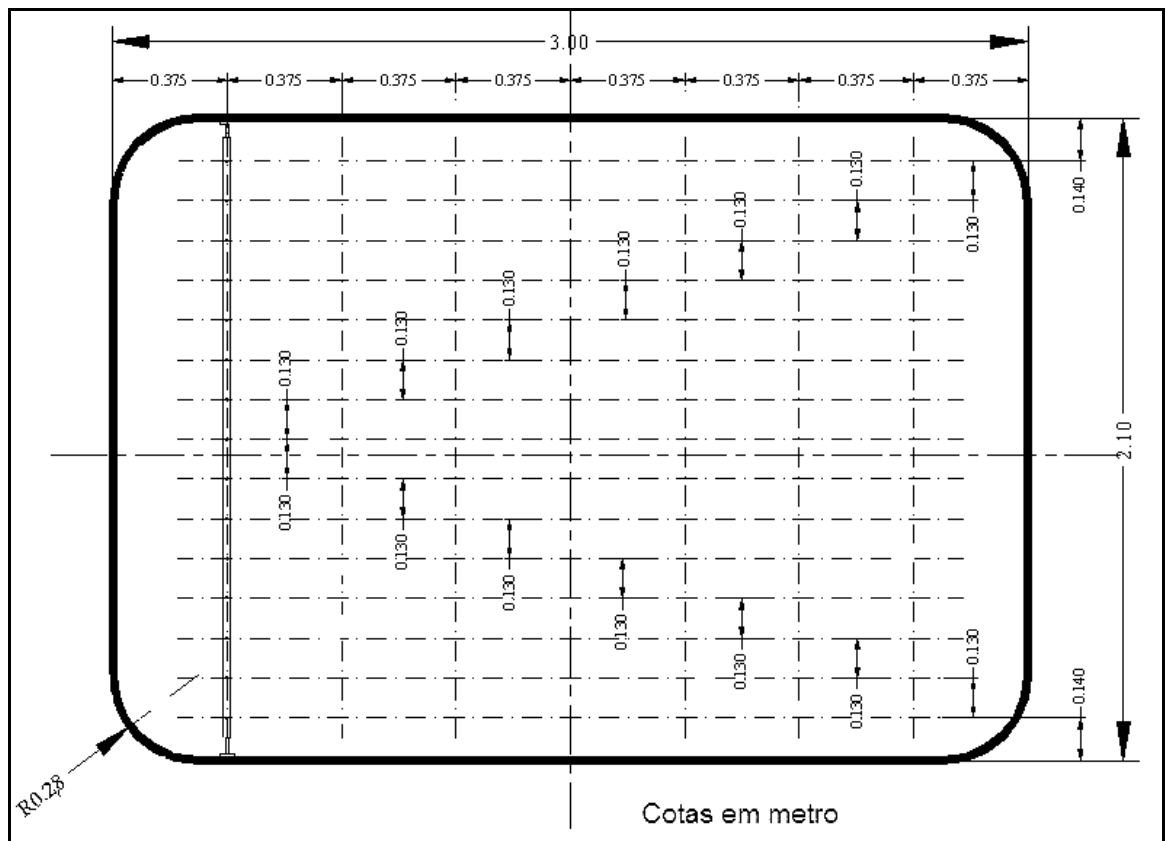


Figura 09 - Desenho esquemático da malha de posicionamento do rake de Pitot – seção transversal (SADAHAKI, CHISAKI, 2008)

Foram conduzidos ensaios para levantamento da uniformidade do escoamento, gerando a distribuição apresentada na Tabela 01, confirmando a qualidade (boa uniformidade) do escoamento da seção de ensaios do TA-2. Realizando uma análise rápida da Tabela 01, verificamos que na região ocupada pelo modelo, correspondente aos dados marcados em azul na Tabela 01, o erro relativo (desvio) é da ordem de 0,1%.

Tabela 01 - Variação percentual da pressão dinâmica da Seção transversal central da seção de ensaio do TA-2 (SADAHAKI, CHISAKI, 2008)

POSIÇÃO DO RAKE NA SEÇÃO TRANSVERSAL DA SEÇÃO DE ENSAIO (PLANO I)							
7	6	5	1	A2	3	4	POSIÇÃO DO PITOT (m)
0,106%	0,131%	1,1001%	-0,247%	-1,079%	-0,207%	-0,157%	1,96
0,093%	-0,019%	-0,060%	-0,095%	-0,230%	-0,147%	-0,088%	1,83
0,137%	0,096%	0,017%	0,139%	-0,233%	-0,012%	-0,011%	1,70
0,093%	-0,064%	0,008%	-0,017%	-0,067%	-0,031%	-0,040%	1,57
0,165%	-0,106%	0,009%	-0,012%	-0,041%	-0,095%	-0,032%	1,44
0,107%	-0,019%	0,061%	0,126%	-0,030%	0,090%	0,098%	1,31
0,171%	0,003%	-0,001%	-0,058%	-0,093%	-0,019%	-0,035%	1,18
-0,069%	0,005%	0,029%	0,000%	-0,036%	0,030%	0,096%	1,05
0,135%	0,114%	-0,008%	0,033%	0,016%	0,016%	0,084%	0,92
0,180%	0,027%	-0,006%	0,078%	0,055%	0,072%	0,043%	0,79
0,156%	0,098%	0,102%	0,098%	0,072%	0,059%	0,117%	0,66
0,124%	0,024%	-0,028%	-0,020%	0,005%	0,082%	0,172%	0,53
0,195%	0,012%	0,045%	0,019%	0,058%	0,077%	0,056%	0,40
0,150%	-0,013%	0,027%	0,134%	0,132%	0,099%	0,134%	0,27
-0,279%	-0,262%	-0,395%	-0,233%	-0,119%	0,004%	-0,023%	0,14

Outro estudo foi conduzido para a garantia da confiabilidade metrológica dos ensaios realizados no túnel de vento do TA-2. Mais especificamente, a medição e a análise de irregularidades de escoamento identificam fontes de erro que podem ser quantificadas e consideradas na estimação de incertezas.

Um levantamento das fontes de erro nos ensaios realizados no TA-2 e a descrição de uma metodologia sistematizada para avaliação de incertezas dos parâmetros aerodinâmicos dos ensaios são apresentados por Reis (2000) e Reis *et al.* (2004). Owen (2000) apresenta uma análise retrospectiva e uma perspectiva relacionada à avaliação, controle e melhoria de qualidade de escoamento em túneis de vento.

Na Tabela 02 é apresentado um resumo dos parâmetros diretamente relacionados com a pressão dinâmica:

Tabela 02 - Erros para duas situações de regime de escoamento (SADAHAKI; CHISAKI, 2008)

	Pressão dinâmica 2941,995 [Pa]			Pressão dinâmica 5883,990 [Pa]		
	Não corrigido	corrigido	Diferença %	Não corrigido	corrigido	Diferença %
Pressão estática [Pa]	94762,50	94671,76	0,10	94464,86	94301,82	0,20
Pressão total [Pa]	99904,50	97613,75	0,10	100348,85	100185,8 1	0,20
Massa específ. [kg/m ³]	1,107	1,106	0,10	1,103	1,101	0,20
Velocidade [m/s]	72,909	72,944	0,05	103,282	103,373	0,09
Mach	0,211	0,211	0,05	0,298	0,299	0,10

3.3.2 Investigação da Angularidade do escoamento

O item anterior tratou da uniformidade quanto à magnitude da pressão dinâmica. Neste, a uniformidade será tratada sob o aspecto direcional (diferenças na direção das linhas de corrente).

Um escoamento de boa qualidade deve ter a menor angularidade possível, permanecendo paralelo às paredes da seção (câmara) de ensaios. O valor desses ângulos, representados por α (plano longitudinal) e β (plano transversal), normalmente é pouco divulgado pelas entidades detentoras de túneis de vento. No catálogo do túnel de vento “*Low Speed Wind Tunnel, Facility Handbook, TEXAS A&M UNIVERSITY.*”, a variação destes ângulos divulgada por esta entidade é de $\pm 0,25^\circ$; (ORAN, 2000).

Tais ângulos são de difícil medição, por apresentarem valores muito pequenos e também por dificuldade de alinhamento dos instrumentos de medida em relação às posições de

referência do Túnel de Vento.

Para o ensaio de angularidade, foram utilizados instrumentos de medição denominados *yaw meters* com cinco orifícios. A parte frontal do *yaw meter* é semelhante a uma pirâmide truncada. Nela, quatro tomadas situam-se nas faces laterais e a quinta (referência) na face chanfrada, ver Figura 10.

O método de calibração utilizado nesse ensaio foi referenciado na “*Pressure-Probe methods for determining wind speed and flow direction.*” (PANKHURST e BRYER, 1971) e da Figura 10, determina os seguintes parâmetros:

$$PA = \Delta P[5-1] \quad (1)$$

$$PB = \Delta P[5-3] \quad (2)$$

$$PC = \Delta P[5-2] \quad (3)$$

$$PD = \Delta P[5-4] \quad (4)$$

$$(PA+PB+PC+PD)/4 = (P5-PM) \Rightarrow Pr \quad (5)$$

$$f(\alpha) = (PB-PA)/Pr \quad (6)$$

$$f(\beta) = (PD-PC)/Pr \quad (7)$$

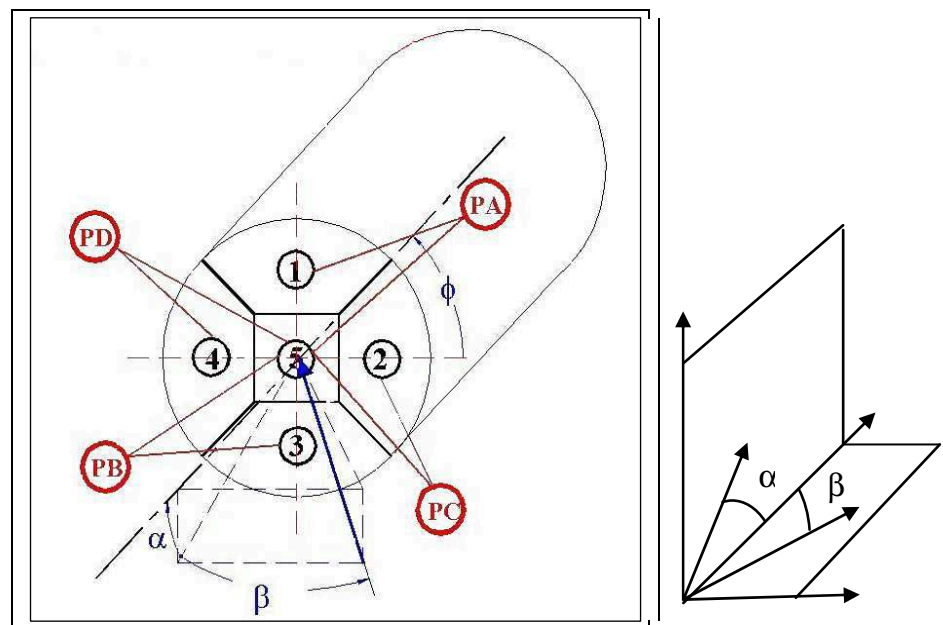


Figura 10 – Desenho esquemático das tomadas de pressão do *yaw meter* (SADAHAKI, CHISAKI, 2008)

Como fonte de escoamento foi utilizado o *Calibrator DANTEC 90H202*, e como controle de velocidade o “CTA DANTEC 90N10”, todos do sistema de calibração do anemômetro a fio quente da marca DANTEC. Para posicionamento dos ângulos α e β foi utilizado o “*Pitch*

& Yaw – Manipulator”, como mostra a Figura 11. A leitura do ângulo de referência foi realizada com o nônio do *Manipulator* e para a leitura de ajuste fino foi utilizado o medidor de ângulo digital LUCAS com resolução de centésimo de grau.



Figura 11 - Calibração do yaw meter : (SADAHAKI, CHISAKI, 2008)

Na Figura 12 temos os desvios, em grau, de α e β na seção transversal central da seção de ensaio na condição de estado original e com a pressão dinâmica de 300 mmH₂O (2942 Pa).

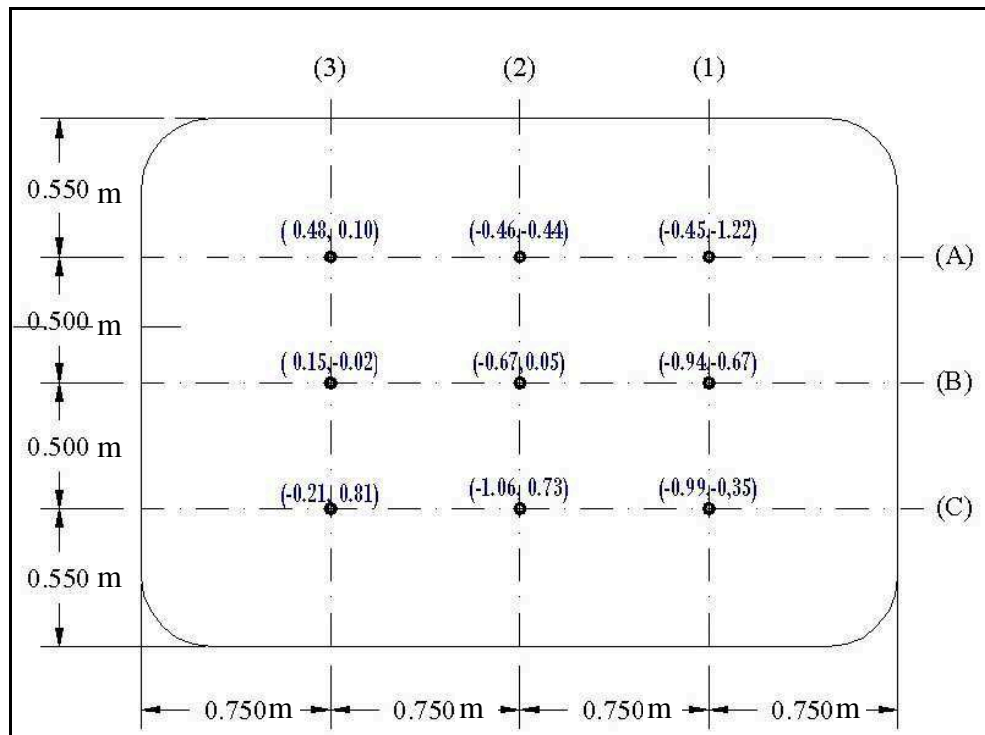


Figura 12 - Desvios do escoamento nos ângulos em alfa [grau] e beta [grau] na seção central da SE (SADAHAKI, CHISAKI, 2008)

3.3.3 Investigação nível de turbulência do escoamento

Os resultados de ensaios interlaboratoriais envolvendo túneis de vento podem divergir devido ao nível (intensidade ou índice) de turbulência do escoamento nas respectivas seções de ensaios. Para se determinar o índice de turbulência (IT) é necessária a medição do número de Reynolds efetivo do escoamento. A esfera é conhecida como a forma geométrica que tem o número de Reynolds crítico bem definido (**385000**) O número de Reynolds crítico é o número que marca uma acentuada queda no coeficiente de arrasto, indicando a passagem do regime laminar para o turbulento. A determinação do índice de turbulência (IT) foi realizada por dois métodos. O primeiro é o método tradicional da esfera, utilizando-se o Coeficiente de Arrasto e a diferença de pressão na esfera (ΔP) e o outro o método direto de determinação do IT através do anemômetro a fio quente (PHOREMAN, SAEPHAN, VANDER KAM, 2000).

a) Nível de turbulência utilizando-se a esfera: método de arrasto e de pressão

Foi escolhida uma esfera de 0,100 m de diâmetro, pois seu número de Reynolds crítico situa-se na pressão dinâmica próxima à da maioria dos ensaios aeronáuticos realizados no TA-2, ou seja, aproximadamente 300 mmH₂O (2942 Pa). Realizaram-se medições diretas do arrasto e do ΔP , segundo metodologia descrita por Pope, Barlow e Rae (1999).

A Figura 13 apresenta a determinação do Fator de Turbulência (FT) nas condições normais de operação do TA2 para ensaios aeronáuticos:

Pressão Dinâmica Q:	300 mmH ₂ O (2942 Pa),
Abertura da Comporta de Refrigeração:	0,15 m

Com base nessa curva foi determinado o valor do Número de Reynolds crítico (NRc) para Coeficiente de arrasto $C_D = 0,30$, obtendo-se o valor de $NRc = 3.77230 \times 10^5$. Determinado o valor de NRc, temos que $FT = 385000/NRc$ assim, obtém-se $FT = 1,0206$. O parâmetro $FT = 1,0206$ pode ser convertido para o índice de turbulência $IT\% = 0,025\%$ (POPE, BARLOW, RAE, 1999).

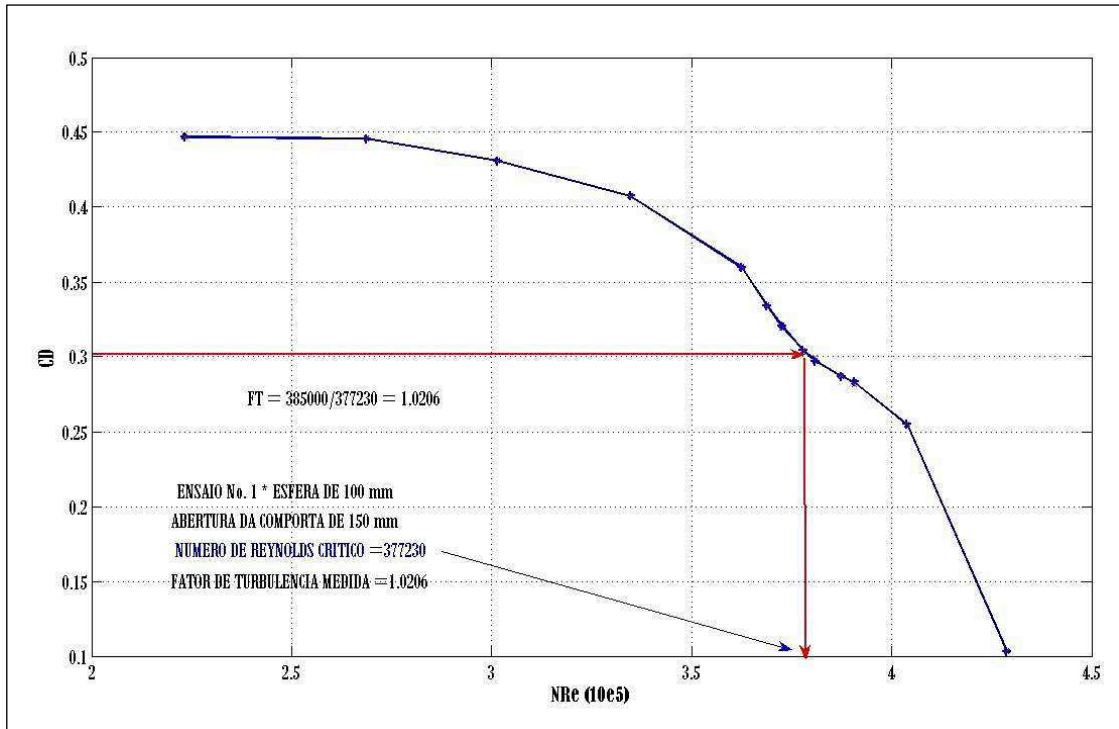


Figura 13 - Gráfico de determinação do Fator de Turbulência pelo Reynolds crítico (SADAHAKI, CHISAKI, 2008)

A diferença de pressão na esfera $\Delta P/Q$ é obtida pelo mesmo processo do CD levantamos para $\Delta P/Q = 1,22$ o número de Reynolds crítico $RNc = 377264$ e assim calculamos $FT = 385000/RNc = 1,0205$. Convertendo o FT para IT temos o valor de $IT\% = 0,025\%$, obtido utilizando-se a Figura 14. (POPE, BARLOW, RAE, 1999)

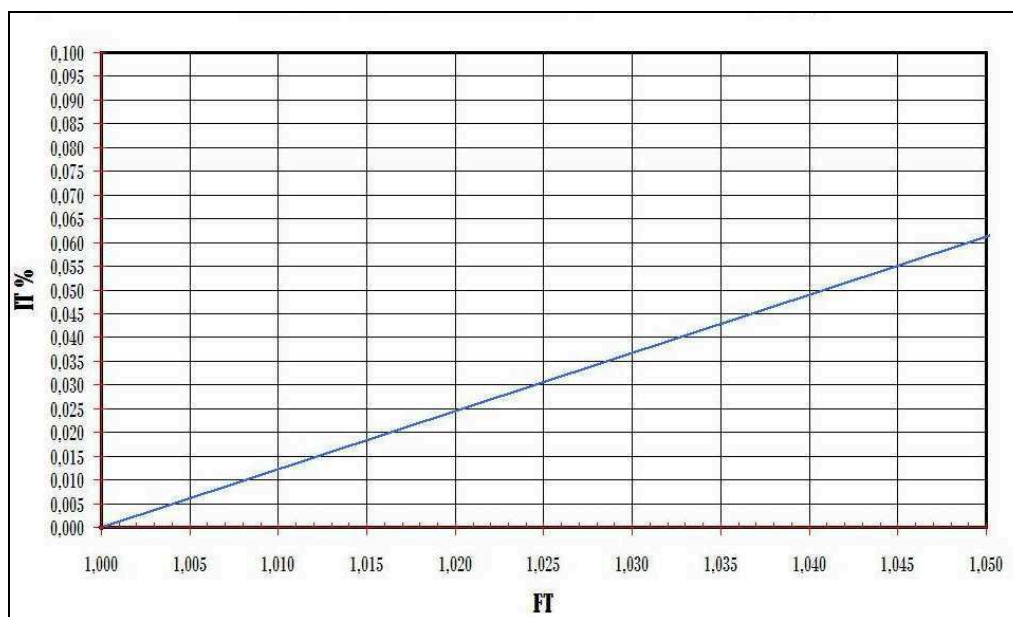


Figura 14 - Variação do Índice de turbulência ($IT\%$) versus Fator de Turbulência (FT) (POPE, BARLOW, RAE, 1999)

Observa-se que não há diferenças entre os processos de arrasto e de pressão obtendo-se o mesmo valor para FT , isto é $FT = 1,0206$ para $IT = 0,025\%$.

Os resultados similares tem sua explicação visto que o arrasto e a diferença de pressão estão diretamente relacionados em corpos rombudos (esfera, cilindro etc.).

b) Nível de turbulência pelo Método do Anemômetro a Fio Quente

Anemômetros de fio (ou filme) quente medem a velocidade de um fluido detectando variações de transferência de calor de um pequeno sensor aquecido exposto ao fluido (MENUT, 1998). Um fio muito fino é exposto a um escoamento com uma determinada velocidade, como representado na Figura 15. Quando uma corrente passa através do fio, calor é gerado, e em condição de equilíbrio, isto deve ser balanceado pela perda de calor (principalmente convectiva) para o meio.

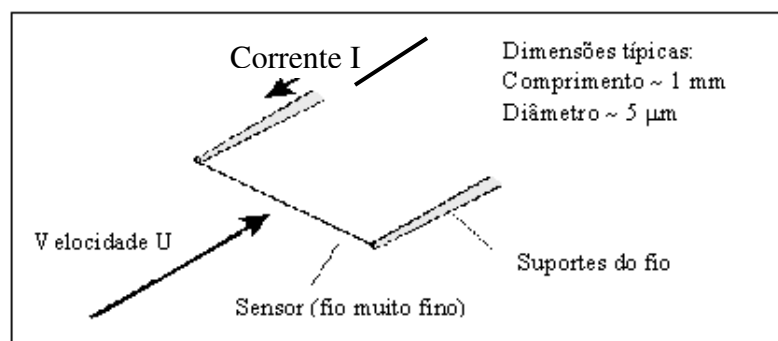


Figura 15 - Representação de um sensor de anemômetro de fio-quente

Os sensores (sondas) normalmente utilizados em anemômetros de fio-quente possuem fio de tungstênio, com 1mm de comprimento e 5 μm de diâmetro. É possível utilizar sondas com 1, 2 ou 3 fios, como representado na Figura 16.

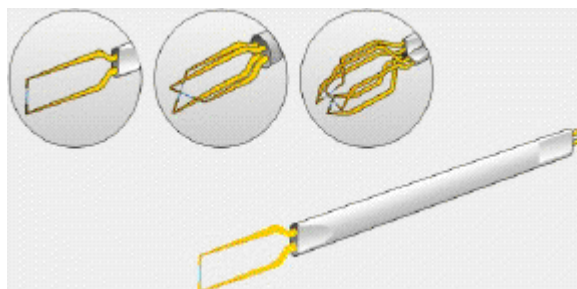


Figura 16 - Modelos de sondas de fio-quente

A Figura 17 representa o circuito de medição de um anemômetro de fio quente. O fio, de resistência R_w (sonda) é o braço ativo de uma ponte de Wheatstone. Esse circuito é ajustado de tal forma que a sonda permaneça a uma temperatura constante (230°C a 350°C), independente do resfriamento imposto pelo escoamento. Uma vez colocada em escoamento, este tende a resfriar a sonda, fazendo com que a resistência elétrica da mesma caia, desbalanceando, assim, a ponte de Wheatstone. Isto é detectado pelo servo-amplificador, que faz com que a fonte de alimentação aumente sua tensão para re-aquecer o sensor. Este processo é praticamente instantâneo (MOLLER, 2000). A diferença de potencial da ponte, E , representa a transferência de calor, e é, portanto uma função direta da velocidade.

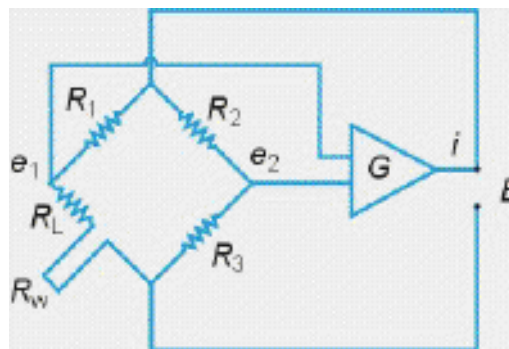


Figura 17 - Circuito de medição de um anemômetro de fio-quente

Para dar maior confiabilidade aos resultados decidiu-se realizar a medida de índice de turbulência por dois equipamentos diferentes. Um dos equipamentos foi o 56C17 da Dantec/DISA, pertencente ao ITA, e o outro o DANTEC 90 N 10 pertencente ao IAE/ALA.

Foi utilizado inicialmente o sistema de anemometria de fio quente 56C01/56C17 Dantec / DISA *Constant Temperature Anemometer* (CTA₍₂₎), o qual envia valores de tensão a um sistema de aquisição de dados SCB100 da NATIONAL INSTRUMENTS. Foram realizadas vinte medidas e calculada a média aritmética para obtenção do Nível de Turbulência. A Tabela 3 mostra os valores obtidos, da velocidade média de flutuação. O nível de turbulência (NT) foi obtido através das seguintes expressões:

$$v_m = k \times V_m + B \quad (8)$$

$$v_{rms} = A \times V_{rms} \quad (9)$$

$$NT[\%] = (v_{rms}/v_m) \times 100 \quad (10)$$

Onde k e B são constantes de calibração, V_m (valor médio da voltagem) e V_{rms} (valor rms (*root mean square*) ou desvio padrão das medidas de voltagem) provenientes do módulo do CTA₍₂₎ (canal #1) e condicionador de sinais (canal #2), respectivamente.

Tabela 03 - Níveis de Turbulência (NT) na seção de ensaios do TA-2 por Fio Quente (SADAHAKI, CHISAKI, 2008)

Ensaio #	NT [%]	
	Sem Filtros	Com Filtros
1	0,025	-
2	0,025	-
3	-	0,024
4	0,023	-
5	0,025	-
6	0,025	-
7	0,035	-
8	0,028	-
9	0,024	-
10	0,024	-

Nível de Turbulência medido pelo anemômetro a fio quente 56C01/56C17, convertido para Índice IT = 0,026% com desvio padrão de $\delta = 0,003\%$.

O nível de turbulência no TA-2 foi investigado utilizando-se um segundo sistema de anemometria de fio-quente pertencente a ALA, consistindo de um bastidor, Dantec Streamline 90N10, dentro do qual estão montados três módulos de anemômetro de fio-quente à temperatura constante, 90C10, e um módulo de calibração (90H10). O sistema de anemometria possui também uma entrada para uma sonda que mede a temperatura ambiente e um controle (*Controller*) que cuida da comunicação entre o sistema de anemometria e o micro-computador. (ASSATO e AVELAR, 2005)

Em resumo, todos os métodos foram nas mesmas condições de ensaios:

- Seção de ensaio limpa,
- Pressão dinâmica 300 mmH₂O (2942 Pa e em velocidade temos, $V \cong 70$ m/s),
- Abertura da comporta de refrigeração de 0,150 m.
- ✓ Medida de IT por esfera

Fator de Turbulência por CD:	FT = 1,0206 =>	IT = 0,025%
Fator de Turbulência por $\Delta P/Q$:	FT = 1,0205 =>	IT = 0,025%

✓ Medida de IT por anemômetro a fio quente

Equipamento do ITA:	IT = 0,026%
Equipamento da ALA:	IT \leq 0,100%

Nota-se que a medida obtida através do equipamento da ALA (IT \leq 0,100%) é incoerente com as obtidas por meio de outros métodos sugerindo problemas na medição.

Os valores de turbulência obtidos para o TA-2 foram considerados excelentes. Escoamento com tal qualidade pode ser consequência também do alto fator de contração do túnel da ordem de 1/15, ou seja a relação da área de ensaio (6,3 m²) pela área de antes do Venturi (na câmara de tranquilização) (100 m²).

3.4 Melhoria-do sistema propulsor

Outra forma de aumentar a confiabilidade nos ensaios do TA2 foi a reforma promovida no ventilador e no estator daquele túnel de vento. A antiga hélice de madeira, de passo fixo, foi substituída por uma nova hélice de passo variável (ver Figura 7). As aletas defletoras, chamadas, na ALA, de estatores, também foram redesenhadas para redirecionar com mais eficiência o fluxo de ar gerada pela hélice na direção paralela às paredes do túnel o escoamento helicoidal a jusante do ventilador.

A variação de passo das pás da hélice é comandada remotamente da sala de controle sendo de acordo com o manual do rotor (TECSIS, 2006) igual a 12,5 graus/minuto.

A monitoração do ângulo de ataque das pás do rotor é feita através da leitura da posição do eixo de saída do redutor que comanda a posição angular das pás. Esquemáticamente, o sistema pode ser representado da maneira mostrada na Figura 18.

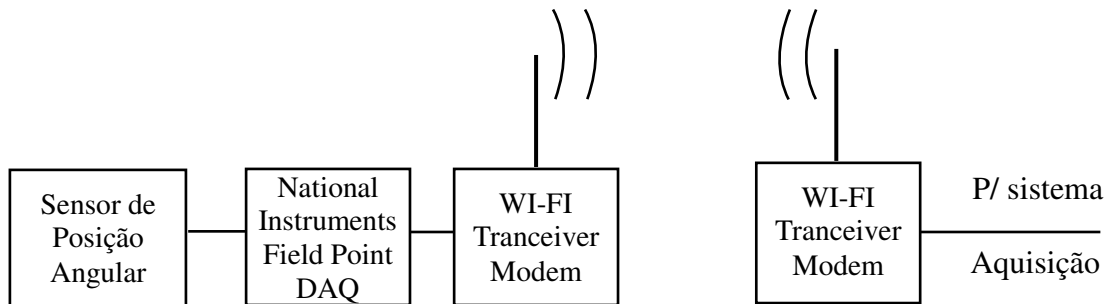


Figura 18 - Esquema do sistema de transmissão (SADAHAKI, CHISAKI, 2008)

3.4.1 Melhorando sistema propulsor para aumentar a eficiência na propulsão

Inicialmente, para se verificar a segurança na operação da hélice e na redução do tempo de ensaio, realizou-se a operação do túnel dentro dos limites de pressão dinâmica Q de 100 até 350 [mmH₂O] e com o modelo da aeronave a 14° de ângulo de ataque (ângulo alfa, α). O objetivo foi produzir uma grande perturbação no escoamento, devido à esteira turbulenta gerada pelo modelo, para induzir vibrações no motor. Nessa condição o modelo encontra-se com o escoamento sobre as asas descoladas e com bastante turbulência (estoladas).

As Figuras 19, 20, 21 e 22 mostram a variação da vibração do motor (rms) [mm/s] & Rotação [rpm] obtidos com o ângulo da pá a 28°, 24°, 22° e 20° respectivamente e com o modelo a 14° de ângulo de ataque. Os sensores para medição da vibração foram instalados nos suportes do motor no sentido dos eixos ortogonais, sendo X o sentido do vento: um no mancal de metal na parte dianteira (XD, YD e ZD) e outro no rolamento na parte traseira (XT, YT e ZT).

Na Figura 20 pode-se notar que, na rotação entre 170 a 180 rpm, há um aumento da vibração na maioria dos componentes, principalmente no componente ortogonal Y traseiro. Este fato determina que há composição de frequência (ressonância) nesta faixa de rotação entre o sistema propulsivo e o modelo que está sendo ensaiado. Como não se conhece o tipo de frequência que irá gerar o modelo a ser ensaiado, o sistema foi dotado de sistema de segurança que munitora o nível de vibração, com sistema de auto-desligamento ao atingir um nível de vibração pré determinado.

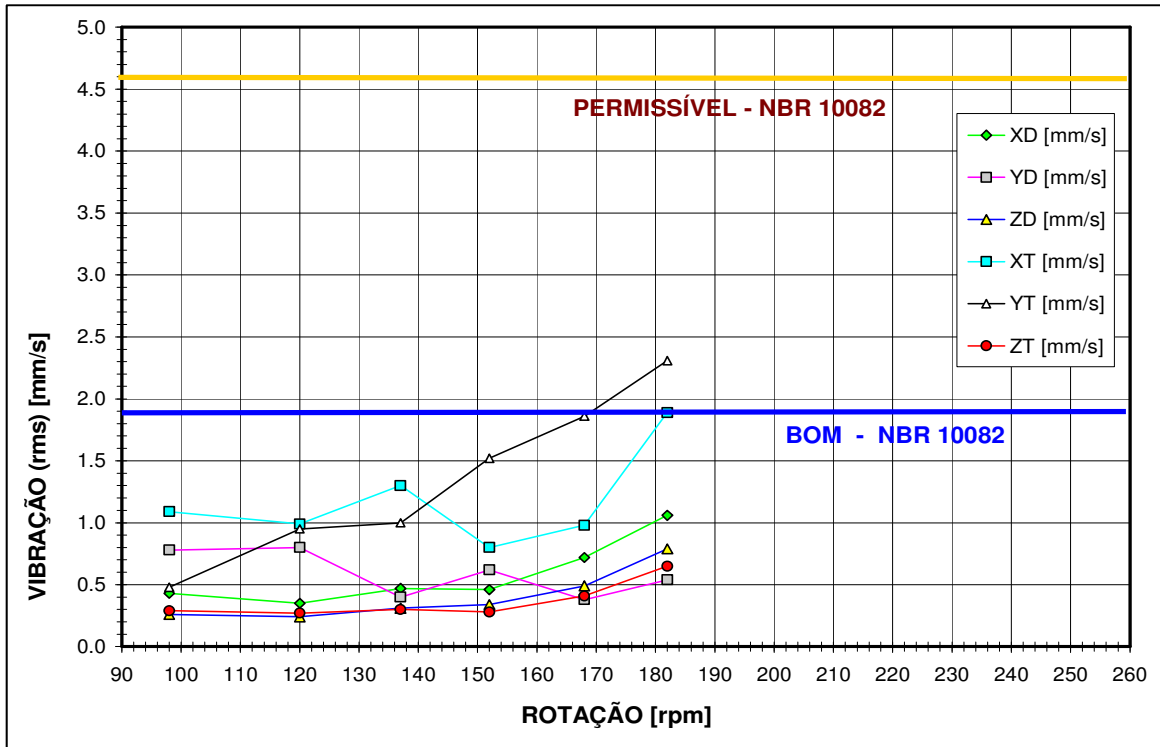


Figura 19 - Vibração nos mancais versus rotação da pá com ângulo 28° e $\alpha = 14^{\circ}$ (SADAHAKI, CHISAKI, 2008)

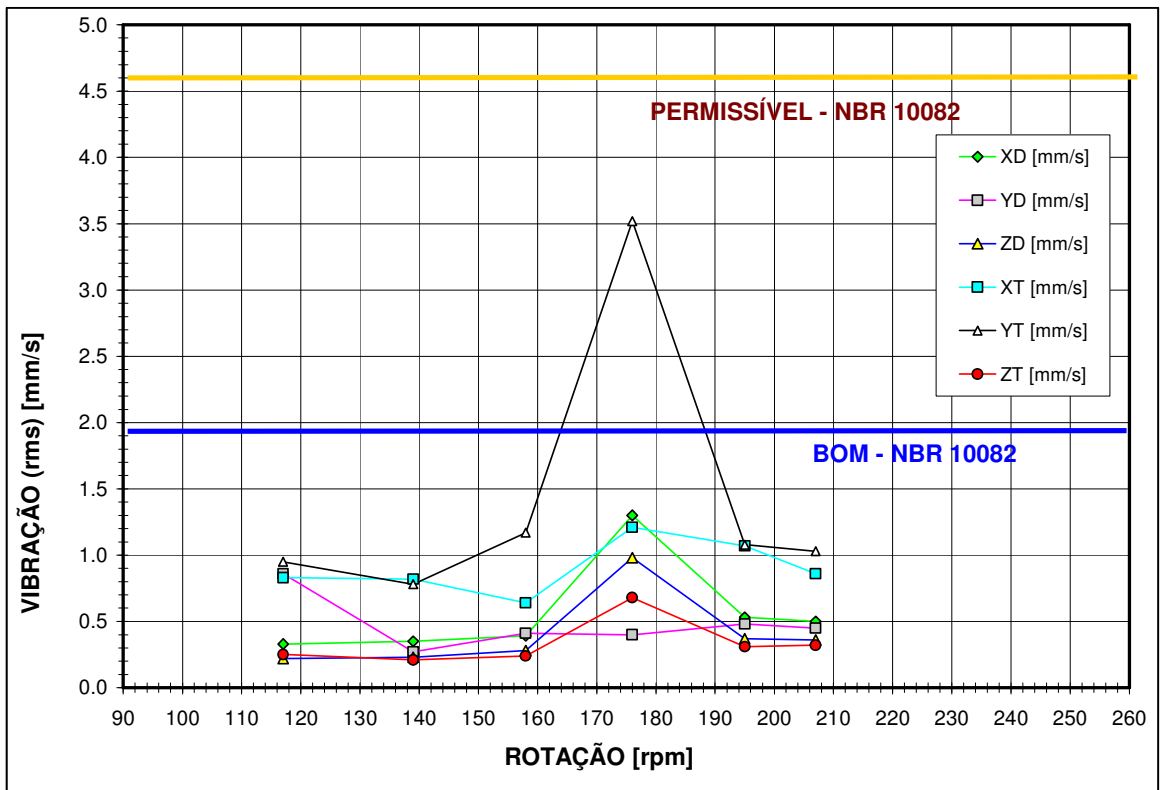


Figura 20 - Vibração nos mancais versus rotação da pá com ângulo 24° e $\alpha = 14^{\circ}$, Ressonância entre 170 rpm e 180 rpm (SADAHAKI, CHISAKI, 2008)

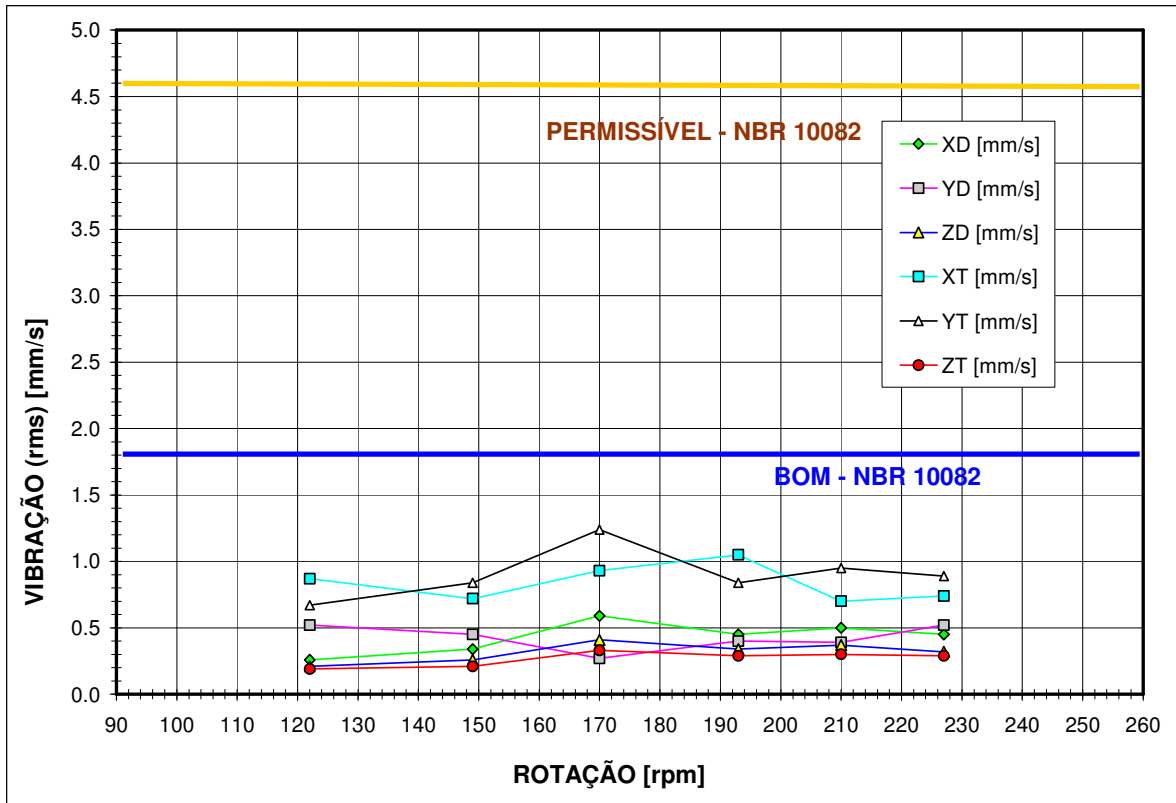


Figura 21 - Vibração nos mancais versus rotação da pá com ângulo 22° e $\alpha = 14^{\circ}$ (SADAHAKI, CHISAKI, 2008)

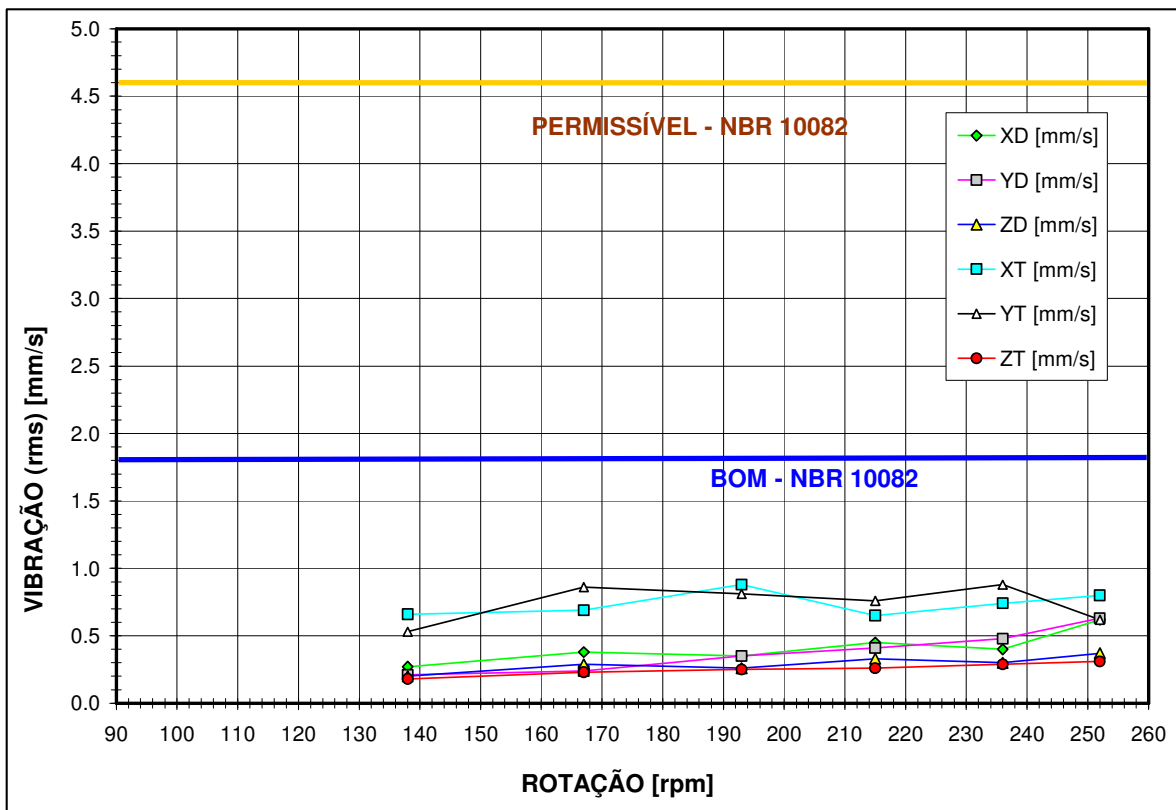


Figura 22 - Vibração nos mancais versus rotação da pá com ângulo 20° e $\alpha = 14^{\circ}$ (SADAHAKI, CHISAKI, 2008)

Na faixa pesquisada, a vibração encontra-se bem abaixo da recomendada pela NBR 10082, porém, vale a pena lembrar que os valores da potência, pressão dinâmica e rotação ficaram basicamente a um terço do valor máximo do TA-2.

Como um dos fatores de importância é o consumo de energia, podemos observar nas três Figuras 23 a 25 a questão da economia de energia prometida para manter a pressão dinâmica a em 300 mmH₂O. Para isso, variou-se a pressão dinâmica Q entre 100 e 300 mmH₂O, para valores do passo do hélice iguais a 28°, 24°, 22° e 20°.

Foram verificados os valores de potência abaixo indicados para uma pressão dinâmica de 300 mmH₂O:

- Para ângulo da pá da hélice de 28° - 570 kW.
- Para ângulo da pá da hélice de 24° - 505 kW;
- Para ângulo da pá da hélice de 22° - 461 kW;
- Para ângulo da pá da hélice de 20° - 435 kW;

Portanto, conclui-se que para operar com uma pressão dinâmica de 300 mmH₂O o ângulo da pá de 20° é melhor pois proporciona economia de 25% quando comparado ao ângulo de 28°.

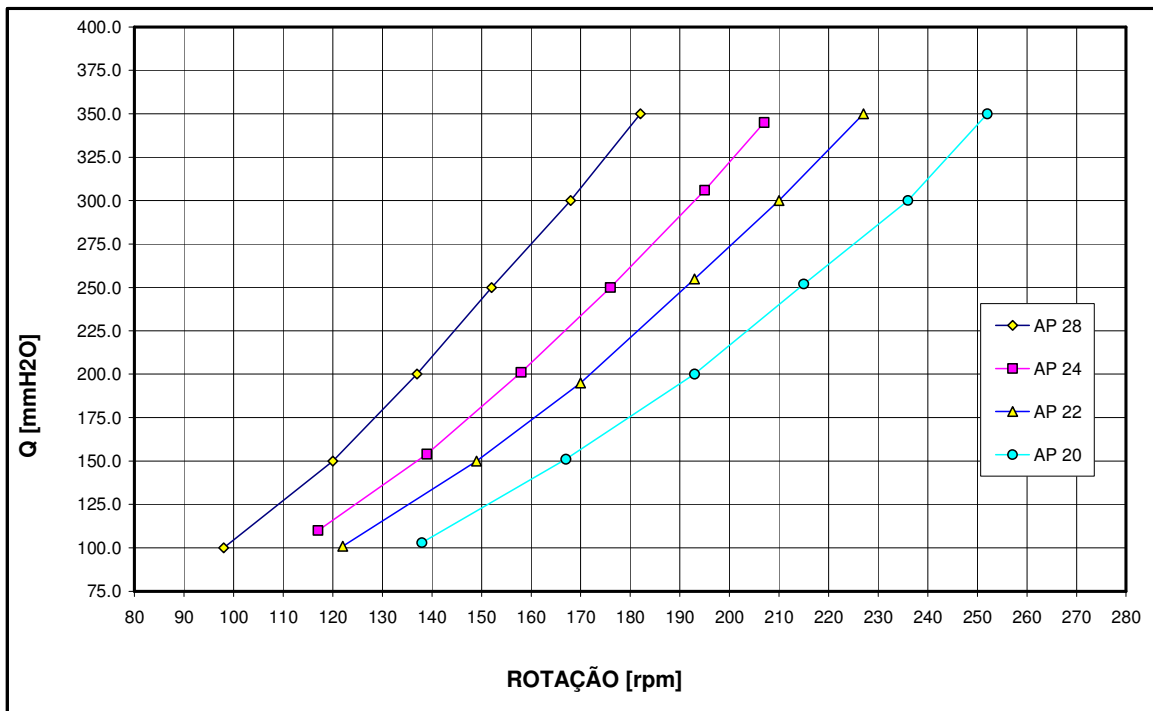


Figura 23 - Pressão dinâmica versus Rotação - ângulo da pá 20° a 28°, $\alpha = 14^\circ$ (SADAHAKI, CHISAKI, 2008)

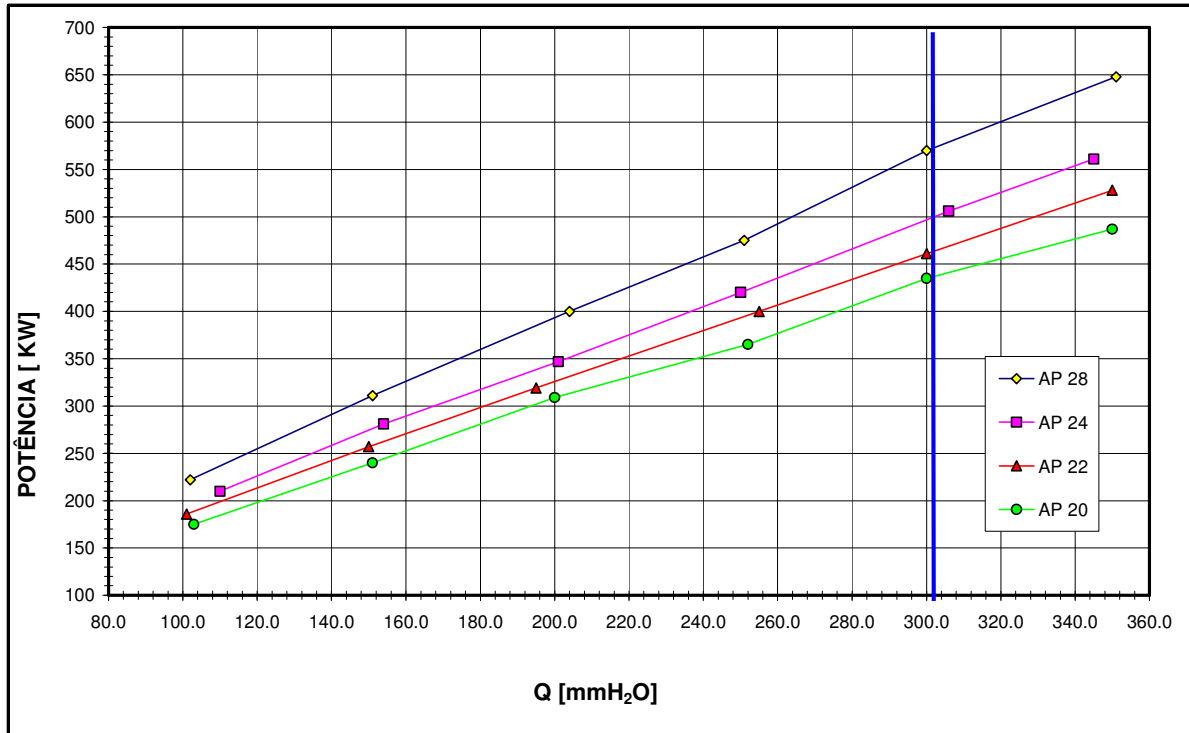


Figura 24 - Potência versus Pressão dinâmica - ângulo da pá 20° a 28°, alfa = 14° (SADAHAKI, CHISAKI, 2008)

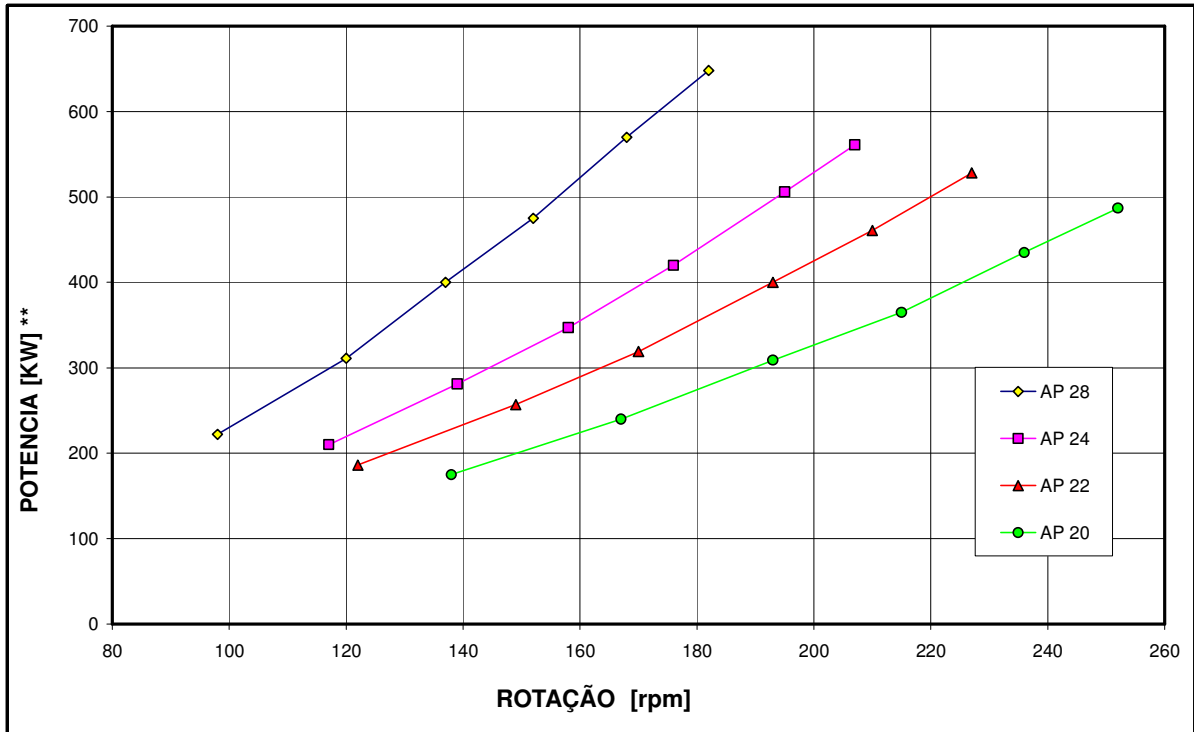


Figura 25 - Potência versus Rotação - ângulo da pá 20° a 28°, alfa = 14° (SADAHAKI, CHISAKI, 2008)

3.4.2 Melhorando o sistema propulsor para obtenção de maior qualidade de escoamento

Com o objetivo de analisar os resultados dos testes de avaliação do conjunto hélice/estatores, além da análise do item anterior de turbulência, utilizou-se um modelo conhecido para verificar o comportamento dos resultados da balança - principalmente força lateral e momentos de guinada e rolamento - indicando a existência de rotação apreciável no escoamento

As Figuras 26 a 31 apresentam os coeficientes aerodinâmicos anterior e após a troca da hélice e conjunto de estatores direcionais. O ensaio E13 representa a referência antes da troca da hélice e os ensaios com ângulos da pá de 28° (AP 28), 24° (AP 24) e 22° (AP 22) após a troca da hélice.

Todos os ensaios foram realizados com o modelo utilizado como uma das referências no TA-2, na sua versão básica, na dinâmica de 300 mmH₂O (70 m/s), número de Reynolds em torno de $1,8 \times 10^6$ e ângulo de guinada (derrapagem) nulo. As conclusões foram:

a) A Figura 26 apresenta a curva do coeficiente de força de arrasto (C_D) versus o ângulo de ataque (α) ($C_D \times \alpha$).

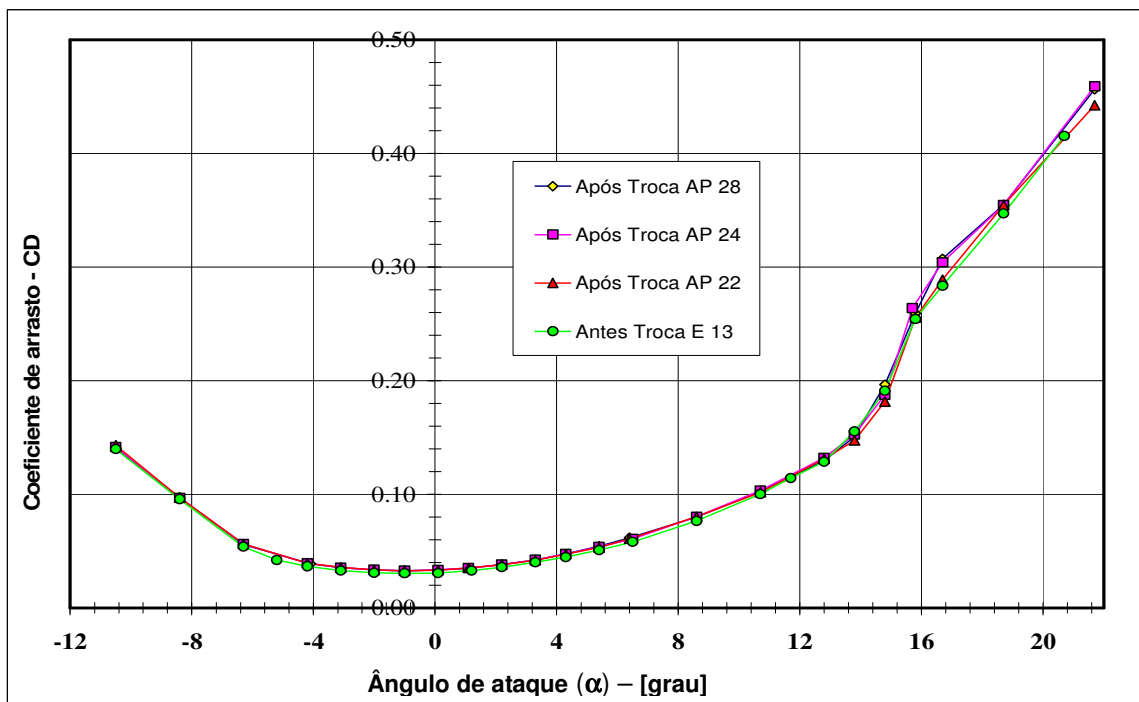


Figura 26 - $C_D \times \alpha$ - antes e após troca da hélice & ângulo pá, ângulo da pá 22° a 28° (SADAHAKI; CHISAKI, 2008)

A diferença dos valores de CD obtidos antes e depois da troca da hélice foi de 0,0020 (20 *Drag Counts*), maior para depois da troca. Depois da troca da hélice, em uma comparação entre os ensaios com ângulo da pá da hélice entre 28°, 24° e 22°, a variação dos valores de CD entre α -3° a 4°, o Δ CD foi de 0,0002 (2 *drag counts*).

b) A Figura 27 apresenta a curva do coeficiente de força lateral (CY) *versus* o ângulo de ataque (CY x α). Os Coeficientes CY ficaram ligeiramente menores nos ensaios após a troca da hélice. Esta diferença sugere diminuição da rotação induzida pela hélice.

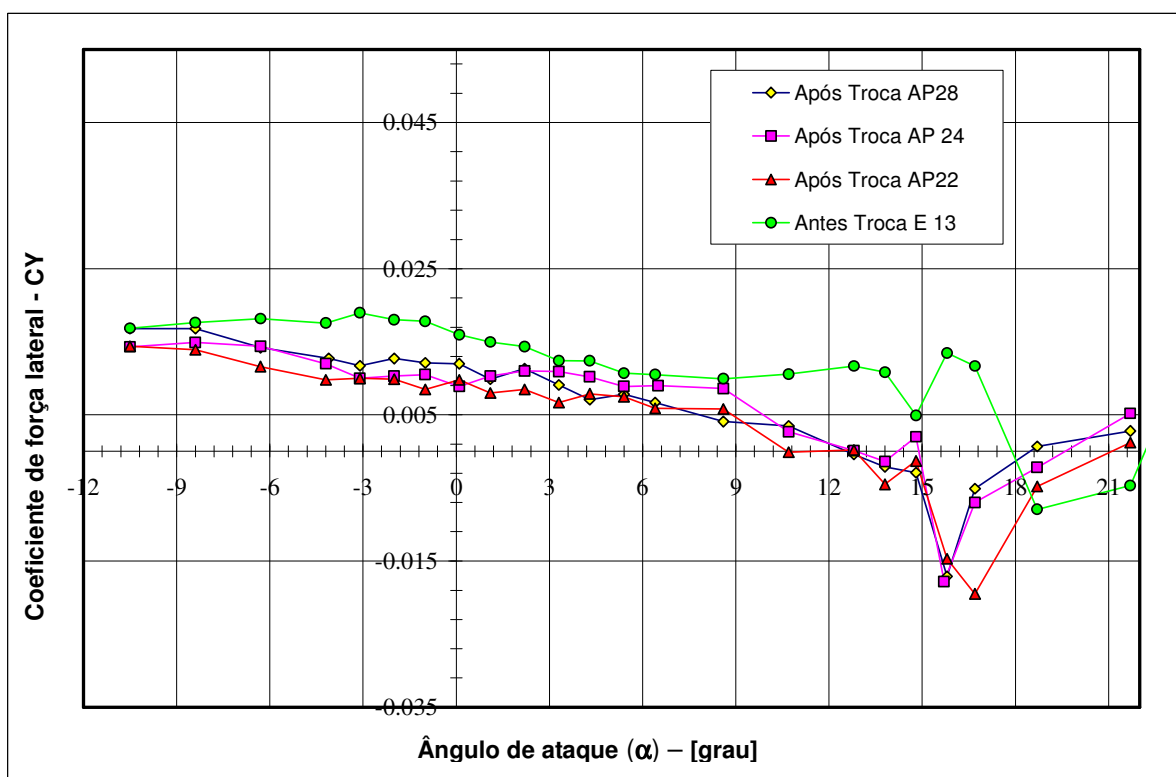


Figura 27 - CY x α - antes e após troca da hélice & ângulo da pá, ângulo da pá 22° a 28° (SADAHAKI, CHISAKI, 2008)

c) A Figura 28 apresenta a curva do coeficiente de força de sustentação (CL) *versus* o ângulo de ataque (CL x α). Não foram observadas discrepâncias na curva, abaixo do ângulo de estol.

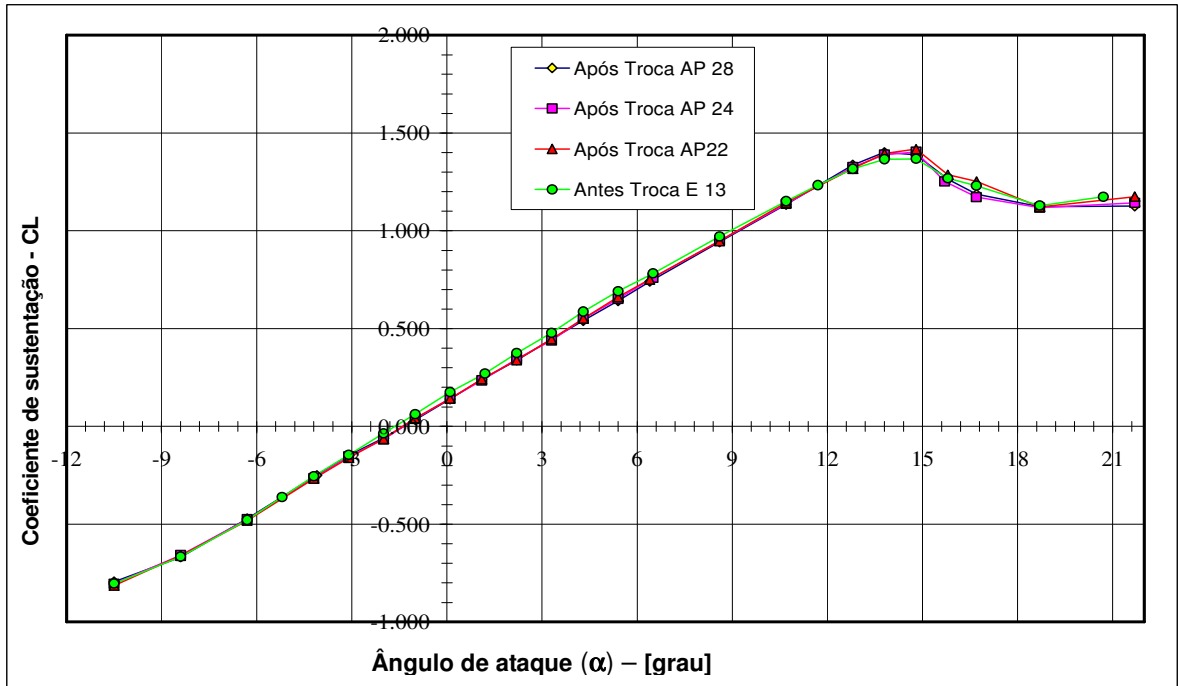


Figura 28 - CL x α - antes e após troca da hélice & ângulo da pá, ângulo da pá 22° a 28° (SADAHAKI, CHISAKI, 2008)

d) A Figura 29 apresenta a curva do coeficiente de momento de rotação (CR) *versus* o ângulo de ataque (CR x α). Observa-se uma redução no CR depois da troca do hélice e estes dados indicam menor rotação no escoamento após substituição da hélice e estator.

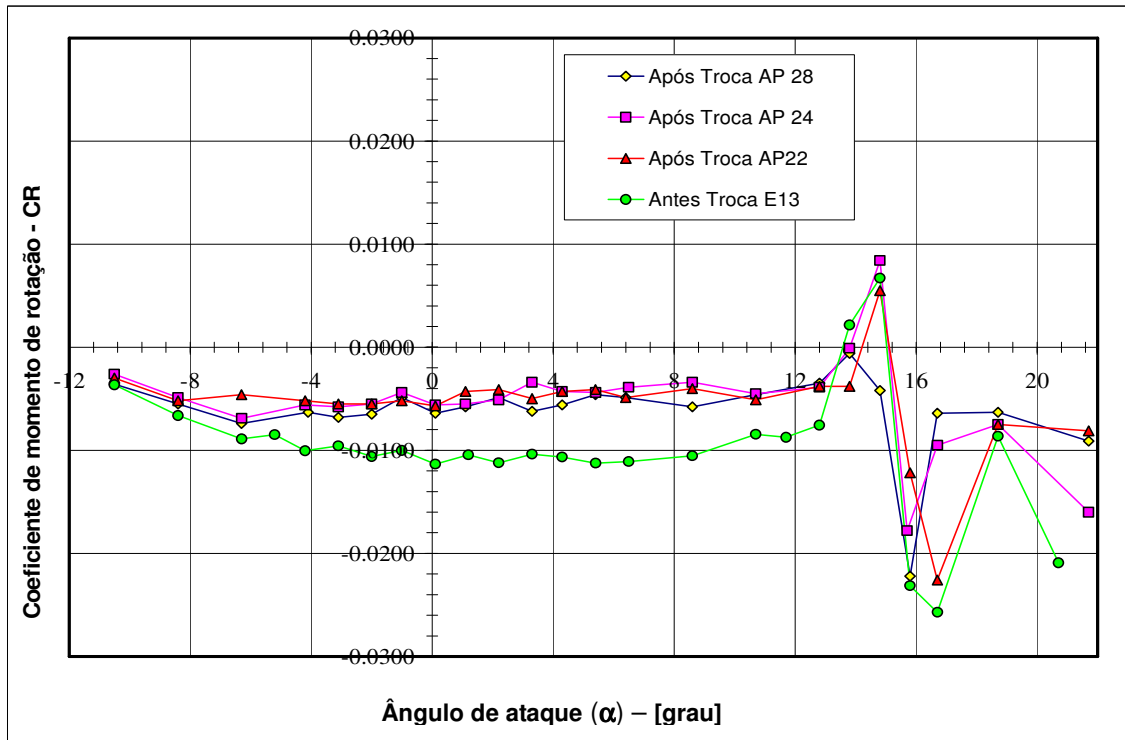


Figura 29 - CR x α - antes e após troca da hélice & ângulo da pá, ângulo da pá 22° a 28° (SADAHAKI, CHISAKI, 2008)

e) A Figura 30 apresenta a curva do coeficiente de momento de arfagem (CM) *versus* o ângulo de ataque (CM x α). Não foram observadas discrepâncias na curva, abaixo do ângulo de estol.

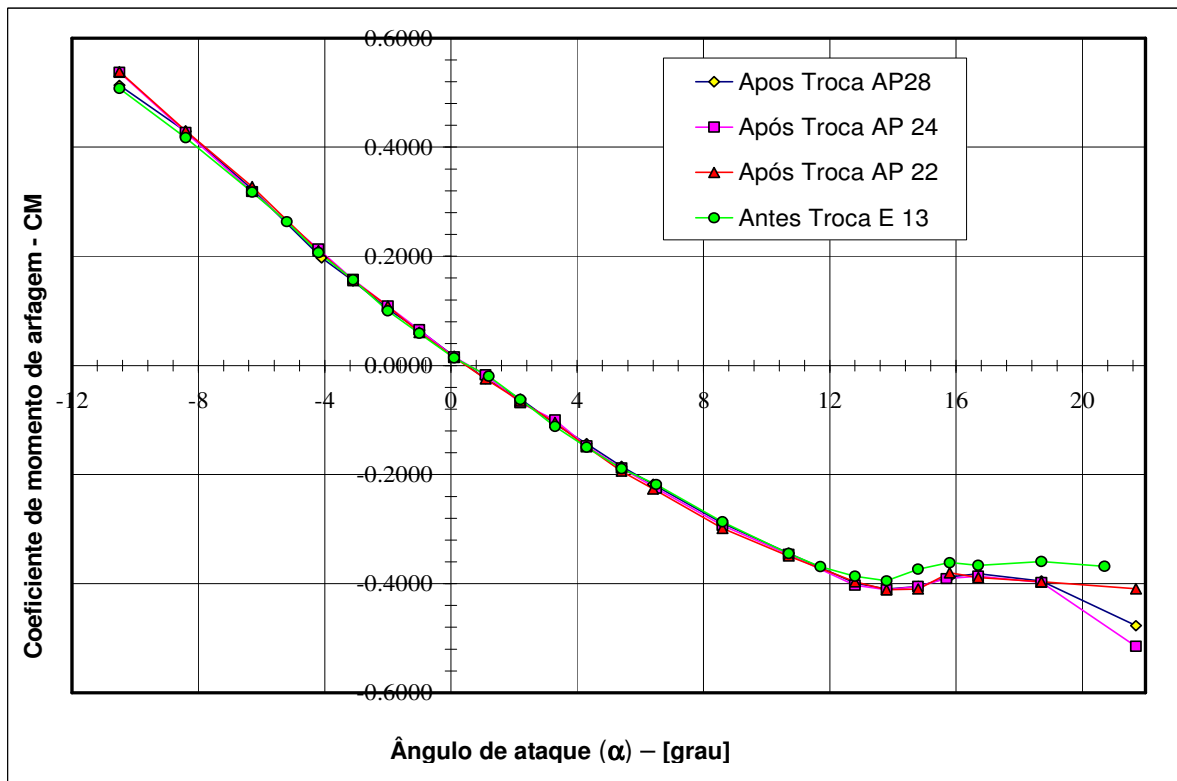


Figura 30 - CM x α - antes e após troca da hélice & ângulo da pá, ângulo da pá 22° a 28° (SADAHAKI; CHISAKI, 2008)

f) A Figura 31 apresenta a curva do coeficiente de momento de guinada (CN) *versus* o ângulo de ataque (CN x α). Os valores obtidos são aproximadamente os mesmos, salvo após o ângulo de estol; o que é considerado normal.

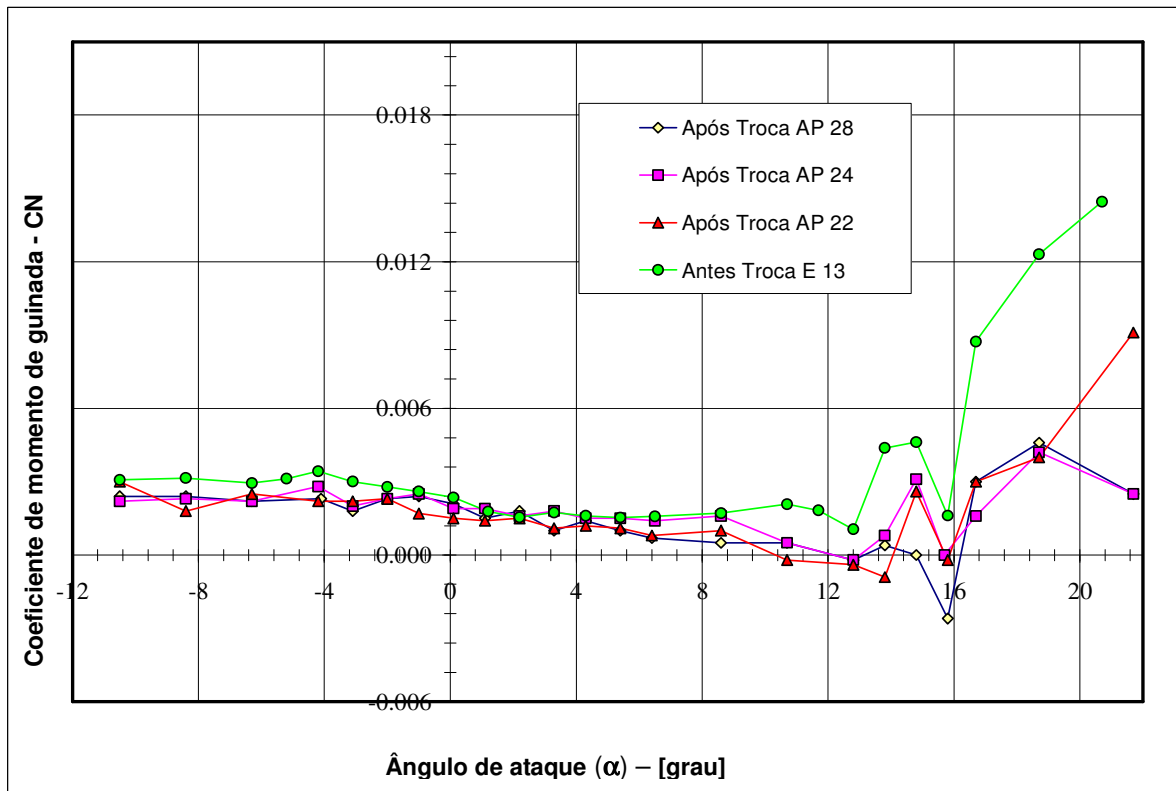


Figura 31 - CN x α - antes e após troca da hélice & ângulo da pá, ângulo da pá 22° a 28° (SADAHAKI, CHISAKI, 2008)

As conclusões básicas após a troca do hélice são:

- a) A repetitividade a curto prazo continua excelente, não tendo sido possível detectar influência apreciável nos ensaios com hélice em passo de 28°, 24° e 22°. O Coeficiente de Arrasto demonstrou com propriedade esta afirmação: variação de $\Delta CD = 0,0002$ entre o ângulo da pá e da hélice entre 28°, 24° e 22°.
- b) A rotação do escoamento induzida pela hélice pode ser verificada, por exemplo, no caso do coeficiente de rolamento (CR): quando o modelo de uma aeronave é ensaiado a baixos ângulos de ataque e com ângulo de guinada (derrapagem) nulo, o CR apresentara valores muito próximos de zero. O novo conjunto hélice e estatores apresentaram valores tendendo a zero, portanto apresentando menor rotação de escoamento quando comparado a hélice anterior.

4 ENSAIOS INTRALABORATORIAIS E/OU INTERLABORATORIAIS

4.1 Introdução

Para que as medições realizadas em um túnel de vento possam ser utilizadas, é imperativo determinar o seu erro intrínseco. Os erros podem ser classificados em sistemáticos e aleatórios. O erro sistemático ocorre sempre, podendo vir a ser identificado e corrigido. O erro aleatório varia com o ensaio, sendo não-determinístico e não-repetitivo. Os procedimentos experimentais apropriados podem eliminar erros sistemáticos grandes; porém, os pequenos, geralmente permanecem nas medidas. Sem conhecer-se o valor verdadeiro, é difícil determinar-se o erro sistemático.

Uma forma de avaliar o erro é comparar medidas repetitivas de uma configuração padrão em um único ensaio no túnel de vento (repetitividade de curto prazo) ou várias vezes em diversos ensaios não-sucessivos (repetitividade de longo prazo). O potencial para introduzir os erros sistemáticos nas medidas aumenta à medida que também aumenta o prazo da repetitividade.(MINECK, PENDERGRAFT, 2000)

Comparação interlaboratorial é definida como sendo a “organização, desempenho e avaliação de ensaios nos mesmos itens de ensaio similares, por dois ou mais laboratórios, de acordo com condições predeterminadas” (ABNT ISO Guia 43-1:1999).

A NIT-DICLA-026 determina, nos Requisitos de Participação em atividade de Ensaio de Proficiência, no item Política Geral: - “Os laboratórios devem demonstrar a competência técnica na realização dos ensaios e calibrações acreditados por meio da participação satisfatória em atividades de ensaio de proficiência, onde tais atividades estiverem disponíveis.”

Ensaio de proficiência são algumas vezes denominados controles externos da qualidade, e no caso do TA-2, devido à não-existência de laboratório externo capaz de validar a qualidade e confiabilidade dos dados, tem-se utilizado as determinações do item 9.1.2 do NIT-DICLA-026:

- “Caso não haja atividades de ensaios de proficiência disponíveis para a participação do laboratório, o laboratório deve demonstrar por algum outro meio que possui o necessário nível de competência técnica (por exemplo, por: controle interno da qualidade, uso regular de materiais de referência, repetição de ensaios utilizando métodos iguais e diferentes, re-ensaios de itens retidos, correlação dos resultados, comparações entre os técnicos do laboratório, comparações bilaterais com outros laboratórios etc.).“

4.2 Metodologia de Ensaio

4.2.1 Breve Descrição das Instalações e Equipamentos

O túnel de vento nº 2 (TA-2), da ALA, do IAE, é o maior em operação comercial da América Latina e realiza ensaios aerodinâmicos para diversos segmentos da indústria. Ele é um túnel subsônico – com velocidade máxima de 127 m/s (457 km/h) – e com circuito e seção de ensaio fechada. A seção de ensaios possui largura de 3,0 m, altura de 2,10 m e comprimento de 3,0 m. (MORAES, CHISAKI, 2000; CHISAKI, MORAES, 2001). Conforme AVELAR *et al.* (2003), o nível de turbulência do escoamento na seção é da ordem de 2%.

As medidas, por componentes, foram realizadas com seis células de carga; cujas capacidades variam conforme o ensaio, de acordo com a ordem de grandeza das forças aerodinâmicas atuantes sobre o modelo.

São empregados 10 condicionadores de sinal – um para cada célula de carga - e os restantes para os sensores de temperatura, pressão dinâmica (tubo estático de Pitot), pressão estática absoluta e umidade relativa do escoamento. Esses condicionadores proporcionam um controle na alimentação elétrica dos sensores (em geral de 10 Volts) e reduzem os níveis de ruído nos sinais eletrônicos medidos. O ruído provém tanto do sensor como da linha de transmissão (TRUYTS, 2002; TRUYTS 2003).

Equipamentos da *National Instruments* (NI) foram responsáveis pelo gerenciamento e aquisição dos sinais provenientes das células de carga, de forma simultânea e independente. 500 leituras foram realizadas, em 20 segundos, para cada célula de carga e o valor resultante, por componente (célula de carga), é o resultado da média aritmética dos valores adquiridos.

A conversão dos sinais eletrônicos (Volts) obtidos no ensaio para forças (N) e momentos (N.m) foi possível a partir do uso de uma matriz de calibração. Essa matriz é obtida através de uma metodologia de calibração da balança que foi desenvolvida e implementada no túnel a partir década de 70, a partir de versões utilizadas no exterior . No caso do TA-2, admitem-se carregamentos simultâneos em dois componentes, resultando numa matriz de calibração de dimensão 6x27 (REIS, 2000).

A Figura 29 apresenta a Metodologia utilizada nos ensaios mostrada através de fluxograma para os ensaios no TA-2.

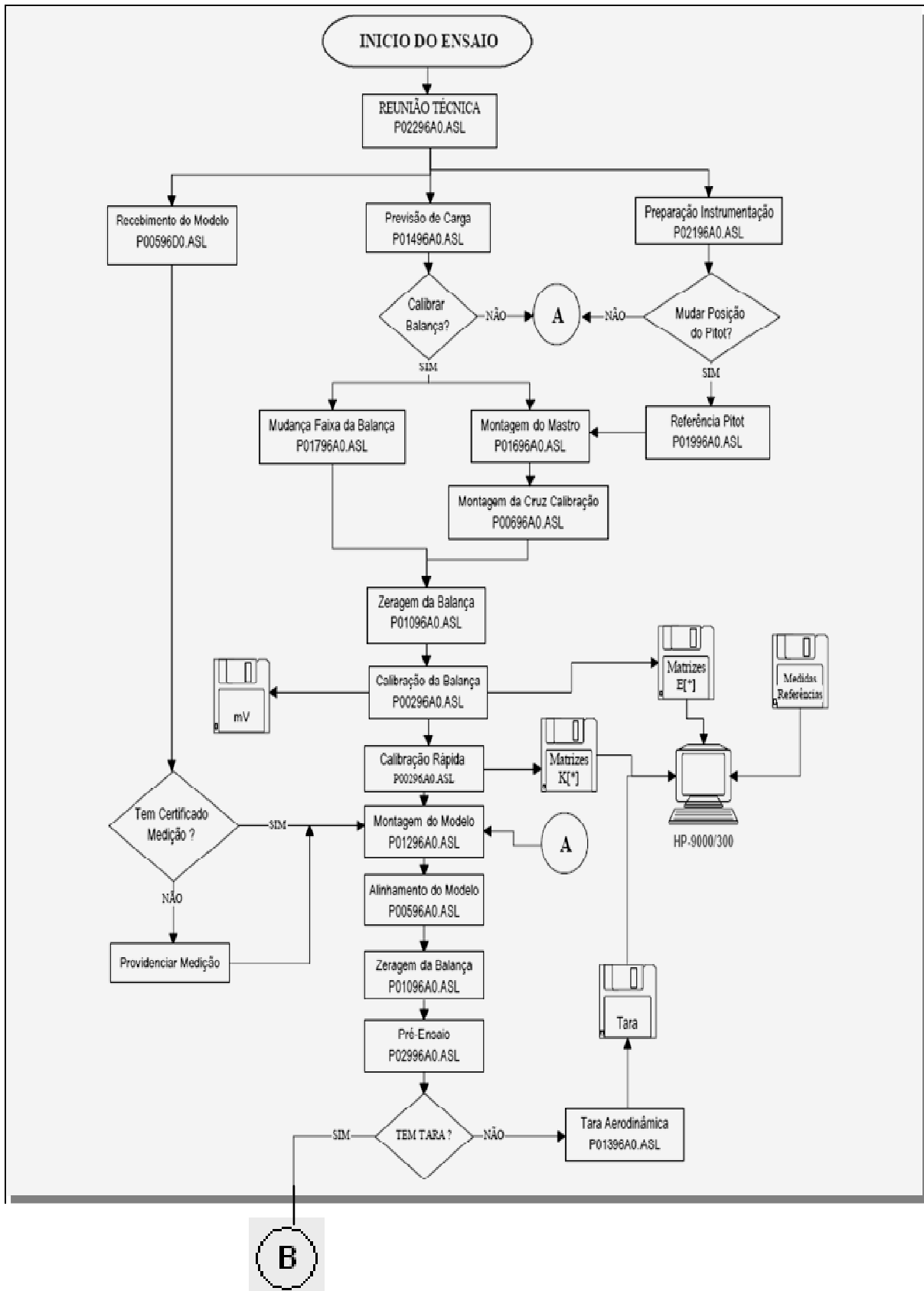


Figura 32 - Fluxograma típico dos ensaios aeronáuticos

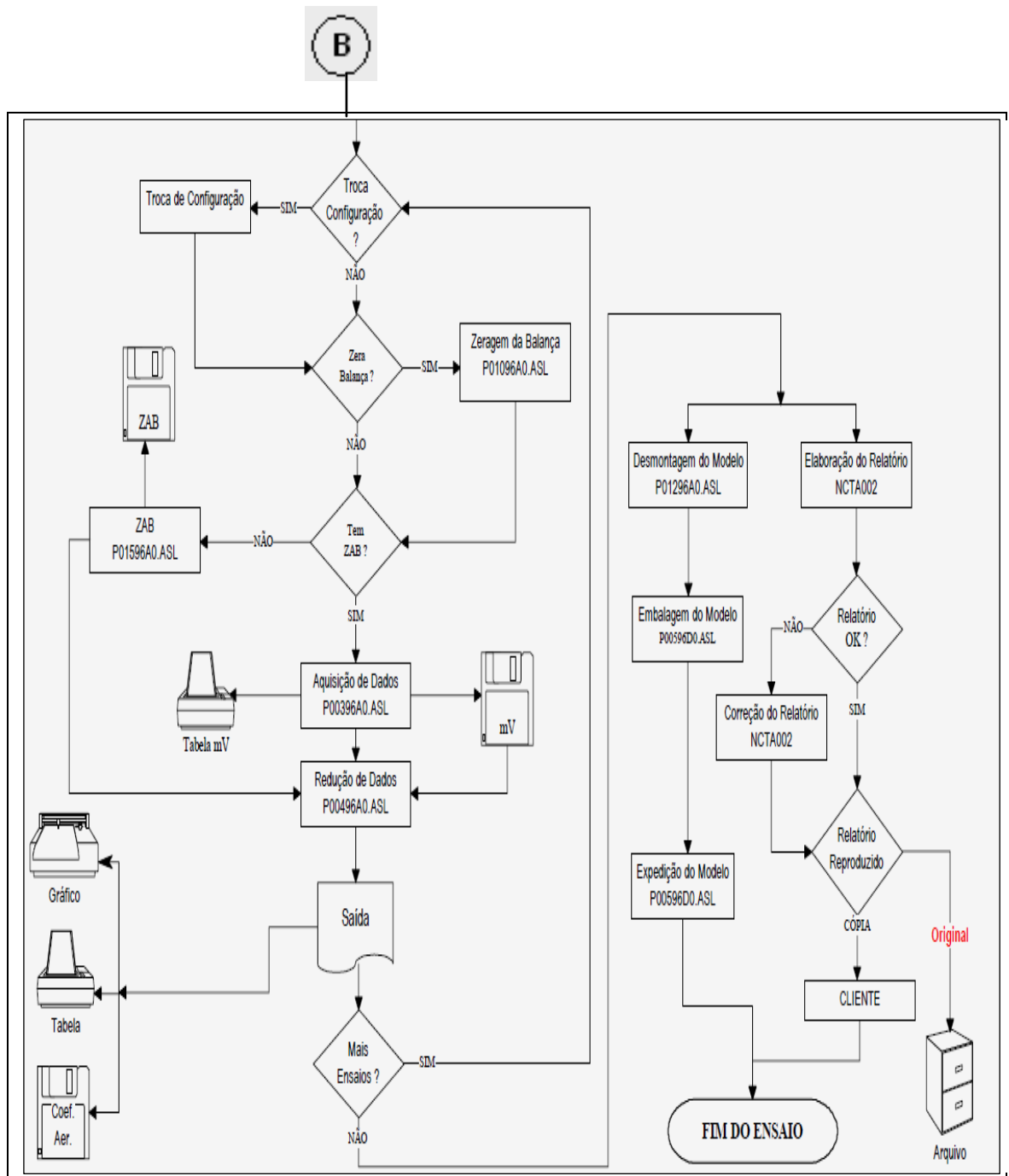


Figura 32 (continuação) - Fluxograma típico dos ensaios aeronáuticos

Nos itens seguintes são apresentadas algumas atividades da Metodologia utilizada.

4.2.2 Estimativas dos Valores das Cargas Aerodinâmicas para os Ensaios

A Subdivisão de Ensaios (ALA-E), através de procedimentos e programas

computacionais, faz a estimativa dos valores máximos das cargas esperadas para cada ensaio. A Tabela 04 apresenta, como exemplo, as principais características de uma das células de carga utilizadas nos ensaios.

Tabela 04 - Definição de células de carga da balança e cadeia de medida

Componente	R1	R2	R3	R4	R5	R6
Capacidade. (lb)	500 (2270N)	100 (454N)	100 (454N)	40 (182 N)	50 (227N)	50 (227N)
Tipo	U3G1	SM	SM	Z3H2R	SM	SM
Marca	BLH	Interface	Interface	HBM	Interface	Interface
Nº de série	K510036	B38161	B54661	G91694R	B54697	B48323
K(coef do sensor) (N/mV)	-75,7096	-15,0065	-7,3998	-10,0780	-7,4658	-7,2135
Data da calibração	2007/11/20	2007/11/20	2007/11/20	2007/11/20	2007/11/20	2007/11/20
P. dinâmica (mmH2O)	300	300	300	300	300	300
Medidas de ref.(m)	Sw= 0,5833		Bw=1,479		Cw=0,409	
Ganho adotado	100	100	201	503	251	201

Após o cálculo das cargas, é preciso determinar quais as células de carga a ser utilizadas, em função das cargas máximas que cada uma delas pode suportar . Os esforços são estimados, supondo-se que sejam aplicados no ponto de resolução da balança. Esse, comumente denominado de ponto \underline{O} , que é, na realidade, um ponto fictício que representa o ápice da balança piramidal (centro de resolução da balança) e coincide com o centro da seção de ensaios.

Os esforços no ponto “O”, ver figura 33, são transmitidos por meio de braços redutores - com “cardan” de lâminas cruzadas - até as células de carga. A relação de transmissão pode ser vista na Tabela 05. Dessa forma, através da transferência de forças, obtém-se a carga que atuará em cada célula de carga, permitindo-se assim a escolha daquela que seja a mais adequada.

Tabela 05 - Relação de transmissão de esforços para efeito de cálculo

Componente	R1	R2	R3	R4	R5	R6
Fator de multiplicação	1,000	0,467	0,0039	0,1531	0,3281	0,3282

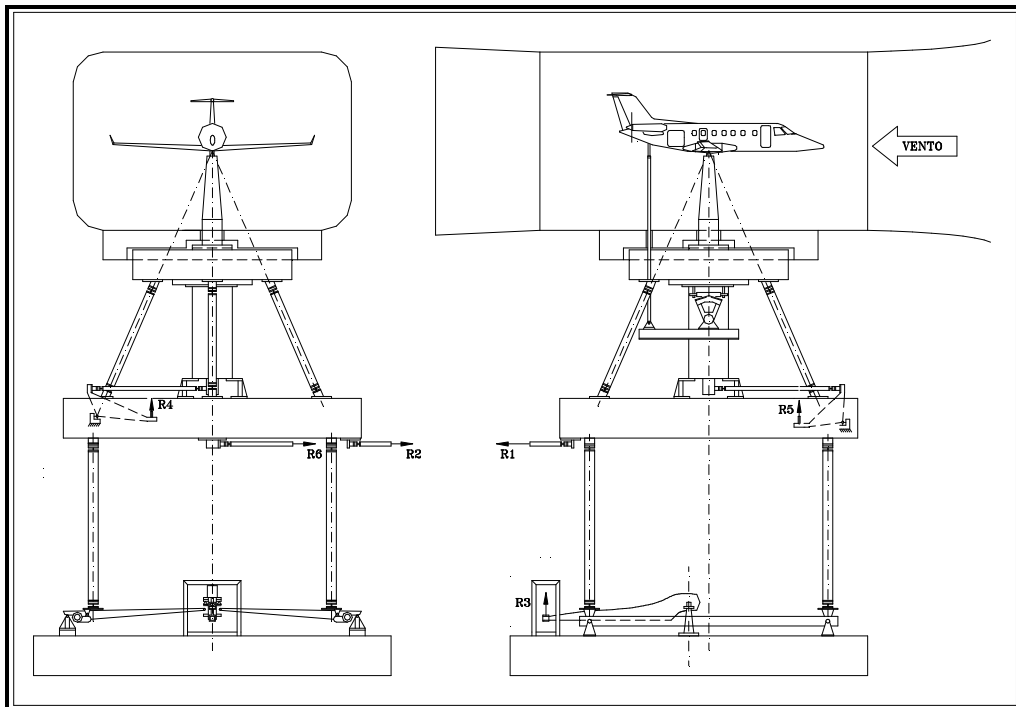


Figura 33 - Modelo fixo no ponto O

Baseados nestas previsões, faz-se a escolha das células de carga a serem empregadas. Uma previsão errônea poderá destruir a célula de carga, sendo necessária sua substituição e nova calibração da balança, consumindo-se vários dias de trabalho, daí o cuidado com que se executa esse procedimento.

4.2.3 Processo de Calibração das Células de Carga

Uma vez definidas as células de carga, essas deverão ser calibradas antes de serem instaladas na balança. O Laboratório de Baixa Força (LBF), um dos laboratórios da ALA, é responsável pela calibração das células de carga. O LBF encontra-se em fase de acreditação junto ao Sistema de Metrologia Aeroespacial (SISMETRA), órgão representante do INMETRO para assuntos relacionados à Aeronáutica, portanto, todas as documentações encontram-se disponíveis nesse laboratório.

O ponto principal, quando se calibra a célula de carga para a balança do TA-2, é o sistema de fixação da mesma, no que se convencionou chamar de estojo da célula de carga. Esse estojo permite que a célula calibrada seja montada na balança, mantendo-se todas as características observadas durante a calibração. A Figura 34 mostra a célula montada no estojo

e a Figura 35 mostra o estojo no sistema de calibração.

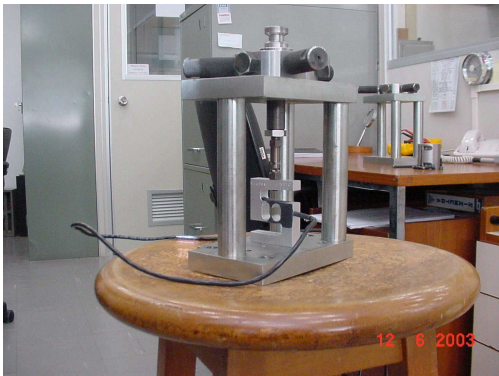


Figura 34 - Estojo de calibração (ALA, 2005)



Figura 35 - Estojo na Máquina de calibração (ALA, 2005)

4.2.4 Calibração da Balança

Após a calibração, as células de cargas são então montadas na balança. Em seguida, é montado o sistema de calibração da balança, sendo executados 73 carregamentos, para ensaios apenas em ângulo de ataque (α). Para ensaios com variações em ângulo de ataque (α) e de guinada (β), devem ser executados 219 carregamentos combinados dois a dois, distribuídos nas direções convenientes conforme ilustra esquema apresentado na a Figura 36.

Nogueira (1980) propõe a aplicação das equações (11) e (12) indicadas abaixo:

a) em Alfa (α)

$$R_k = \sum_{i=1}^6 \cdot A_k^i \cdot F_i + \sum_{i=1}^6 \cdot \sum_{j=i}^6 \cdot B_k^{ij} \cdot F_i \cdot F_j \quad (11)$$

b) em Beta (β)

$$R_k = \sum_{i=1}^6 \cdot A_k^i \cdot F_i + \sum_{i=1}^6 \cdot \sum_{j=i}^8 \cdot B_k^{ij} \cdot F_i \cdot F_j \quad (12)$$

, onde:

F_i são os carregamentos das 6 componentes dois a dois, enquanto os outros quatro são mantidos nulos;

e F_j , ($j = 1, 8$) onde $F_7 = \sin(\alpha)$ e $F_8 = \cos(\beta)$

R_k são as saídas em mV das células de carga;

A_k^i e B_k^{ij} são os coeficientes que formarão a matriz de calibração, obtidos durante o processo de calibração da balança.

Na fase de calibração da balança, com a aplicação dos carregamentos F_i predeterminados, são aqisitados R_k e obtidos algebricamente os coeficientes A_k^i e B_k^{ij}

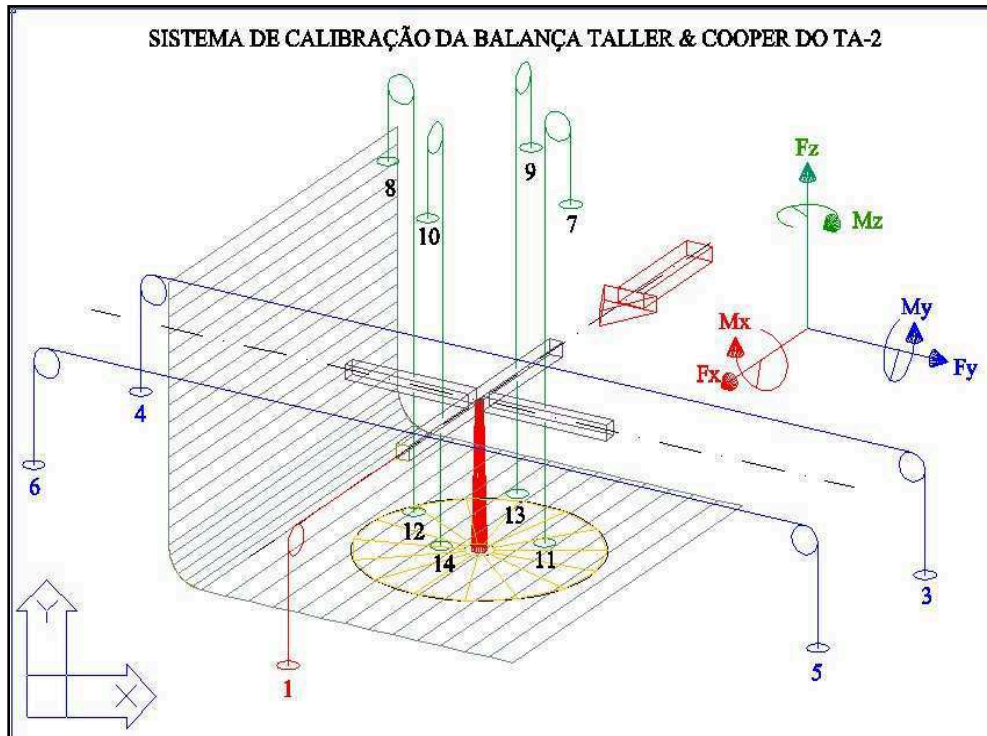


Figura 36 - Esquema do Sistema de Calibração da Balança (ALA, 2005)

Na fase de ensaios, as forças serão obtidas empregando-se as mesmas equações (11) e (12). Desta vez, os sinais (R_i e R_j) são aqisitados e, como os coeficientes A_k^i e B_k^{ij} já foram previamente determinados na fase de calibração, obtém-se as forças F_k por componente através da expressão :

$$F_k = \sum_{i=1}^6 \cdot A_k^i \cdot R_i + \sum_{i=1}^6 \cdot \sum_{j=i}^6 \cdot B_k^{ij} \cdot R_i \cdot R_j \quad (13)$$

As incertezas para a calibração da balança têm valores típicos, ver exemplo dos valores nas Tabelas 06 e 07.

Tabela 06 - Tabela de incerteza para calibração em alfa (ensaio longitudinal)

Componentes	σ [N]	Incerteza Absoluta [N]	Carga máx.* [N]	Incerteza relativa [%]
Y	0,398	1,184	1000	0.12
L	0,613	1,839	2000	0,09
l	0,381	1,143	300	0.38
m	0,498	1,472	600	0,25
n	0,406	1,380	360	0,38

Tabela 07 - Tabela de incerteza para calibração em beta (ensaio látero-direcional)

Componentes	σ [N]	Incerteza Absoluta [N]	Carga máx.* [N]	Incerteza relativa [%]
D	0,471	1,413	1000	0,14
Y	0,489	1,467	1000	0.15
L	0,904	2,712	2000	0,14
l	0,571	1,713	300	0.57
m	0,574	1,722	600	0,28
n	0,463	1,389	360	0,38

(*) É o valor do maior carregamento colocado nesse componente durante a calibração.

4.2.5 Calibração dos sensores de pressão

Todos os sensores utilizados na ALA são calibrados no LBP e a calibração do sensor de pressão gera uma equação do tipo:

$$Q = 37,202859 \times \text{mV} \quad (14)$$

Desvio Padrão: 0.2mm H₂O (2 Pa)

Onde: Q é a pressão dinâmica em mmH₂O

mV é a leitura da tensão gerada pelo sensor de pressão em mV.

A instrumentação utilizada é apresentada na Tabela 08.

Tabela 08 - Tabela de instrumentação para calibrar sensor de pressão

	Pressão padrão	Sensor
Fabricante	HATHAWAY	STHATAM
Nº de série	-----	16899
Modelo	MASTERCAL 922	PM6TC
Capacidade	1 PSI (6894,7 Pa)	2,5 PSI (17236,7 Pa)
Precisão	0,06%	0,06%

4.2.6 Calibração do tubo de Pitot

O tubo estático de Pitot, do tipo Prandtl, foi o instrumento utilizado para a medição da pressão dinâmica do escoamento. A partir do valor da pressão dinâmica, temperatura e pressão estática na seção de ensaios (S.E) obtém-se a velocidade do escoamento.

Cada um dos dois tubo estáticos de Pitot instalados no TA-2 possui constante de calibração conforme apresentado na Tabela 09.

Tabela 09 - Tabela de constantes dos Pitot

Descrição	Marca	Nº de série	Constante de calibração	Data da calibração/certificado
Pitot padrão	Air Flow	---	0,997	2007/11/20
Pitot referência 1	Air Flow	---	0,997	2007/11/20
Pitot referência 2	Air Flow	---	0,997	2007/11/20

4.2.7 Calibração devido à posição do tubo de Pitot

A leitura da pressão dinâmica é obtida utilizando um tubo estático de Pitot fixado a montante da seção de ensaios (considerado Pitot de referência). Como a distância entre o tubo estático de Pitot e a posição onde o modelo é ensaiado (centro da seção de ensaios) é de 3305 mm, deve-se fazer uma calibração de posição para obter a pressão dinâmica na posição onde o modelo será ensaiado.

A calibração de posição é realizada entre o Pitot do túnel (Pitot de referência) e um outro, idêntico, montado no centro da seção de ensaios (Pitot padrão) somente para esta finalidade.

O cálculo por regressão mostra a equação do tipo:

$$Q (\text{centro da S.E.}) = 1,029 \times Q (\text{referência}) \quad (15)$$

Onde:

Q (centro da S.E.) é a pressão dinâmica no centro da seção de ensaio.

Q (referência) é a pressão dinâmica medida pelo tubo estático de Pitot.

Assim, durante o ensaio, lê-se a pressão dinâmica no pitot de referência e, pela equação da calibração de posição, obtém-se a pressão dinâmica na posição de ensaio. Este procedimento é realizado porque os coeficientes aerodinâmicos são calculados considerando-se a pressão dinâmica na posição do modelo.

A Figura 37 mostra o Tubo de Pitot montado no centro da seção de ensaio, considerado-se um Tubo de Pitot “padrão” devidamente certificado sendo comparado a outro fixo no teto como ilustra a figura 38.



Figura 37 - Tubo de Pitot padrão no seção de ensaio (ALA, 2005)



Figura 38 - Tubos de Pitot de Referência do Túnel N° 2 (ALA, 2005)

4.2.8 Calibração da correção das cargas devido à pressão estática

A influência da pressão estática é de relevância nos ensaios, uma vez que a sua variação é de magnitude suficientemente grande para alterar o sinal elétrico fornecido pelos sensores

submetidos a esforços. Na verdade, sabe-se que:

$$P_t = P_e + Q \quad (16)$$

Onde: P_t : pressão total

P_e : pressão estática

Q : pressão dinâmica

Como o túnel não é estanque, a pressão total na seção de ensaios e fora dela é aproximadamente igual à pressão atmosférica. Como essa pressão não varia durante a realização de um ensaio, a variação da pressão dinâmica implicará na variação da pressão estática.

As células de carga sofrem influência na força medida devido a diferença entre a pressão estática exterior a ela e a pressão interna, que é imutável, pois ela é estanque internamente. A essa influência dá-se o nome de (ZQ) e, para corrigí-la realiza-se o ensaio, sem modelo, mas onde são adquiridas as variações nos componentes da balança em função da variação da pressão dinâmica. Através de um programa de regressão obtém-se a equação dessa variação para cada componente. A Tabela 10 apresenta a matriz ZQ utilizada, para equação de 3º grau.

Tabela 10 - Matriz ZQ de correção da influencia da pressão estática

Constante componente	A0	A1	A2	A3
Arrasto	+41,397E-04	+30,739E-05	-14,266E-09	+0,000E+00
Força lateral	+33,059E-04	+56,833E-07	+36,005E-09	-50,513E-12
Sustentação	-63,238E-05	-48,945E-06	-10,463E-08	+10,818E-11
Arfagem	+44,615E-05	+11,948E-10	-11,612E-10	+0,000E+00
Rolamento	+26,087E-05	+12,409E-06	-14,808E-10	+0,000E+00
Guinada	+26,792E-05	+51,545E-07	+36,695E-11	+0,000E+00

4.2.9 Calibração da correção das cargas devido ao passeio do Centro de Gravidade

A ZAB é uma metodologia adotada pela ALA para corrigir um erro ocasionado pela variação da posição relativa entre o centro de gravidade (C.G.) do modelo e o ponto de resolução da balança. Isto ocorre quando o modelo é girado tanto em ângulo de ataque (alfa (α)) como em ângulo de guinada (beta (β)).

4.2.10 Calibração das massas utilizados na calibração das células de cargas e da balança

Todas as massas utilizadas em calibrações na ALA são calibradas no Laboratório de Baixa Força (LBF), que se encontra na fase de documentação dos procedimentos de acreditação junto ao SISMETRA (Sistema de Metrologia Aeroespacial), acreditado pelo INMETRO. As massas utilizadas na calibração da balança são convertidas em forças, considerando a ação da gravidade local, fornecido pelo Observatório Nacional na seção de ensaio. Todos os equipamentos foram calibrados pelo SISMETRA, portanto existe rastreabilidade junto ao INMETRO.

4.2.11 Influência da fixação (Tara-Influência)

A tara é definida como sendo uma carga aerodinâmica adicional, a ser somada ou subtraída dos resultados do ensaio. A tara é obtida através da soma da carga aerodinâmica sobre o(s) mastro(s) propriamente dito(s), componentes não pertencentes ao modelo expostos ao escoamento, e pela interferência aerodinâmica mútua entre o modelo, mastro(s) de fixação e carenagens. A tara é obtida para as 6 componentes.

A Figura 39a apresenta a montagem do modelo invertido e os mastros (dianteiro e traseiro); faz-se um ensaio com vento e medem-se os esforços nas células de carga. Na figura 38b os mastros e carenagens invertidos são desmontados; faz-se novo ensaio e obtém-se os esforços nas células de carga. Subtraindo-se, componente a componente, os valores obtidos nas Figuras 39a e 39b, obtém-se a configuração apresentada na Figura 39c.

Na Figura 39c observa-se que os mastros e carenagens estão invertidos em relação à situação normal de ensaio. Assim, é necessário trocar o sinal de alguns componentes, transformando – desta forma – a configuração da figura 38c naquela da figura 39e.

Após realização de um ensaio, subtrai-se, conforme mostrado na Figura 39d, os valores referentes à Figura 39e, resultando no modelo sem o efeito dos mastros e carenagens, correspondente à Figura 39f.

Após o emprego das correções de túnel, o resultado será representativo do modelo em vôo, também sem os efeitos do confinamento provocado pelas paredes.

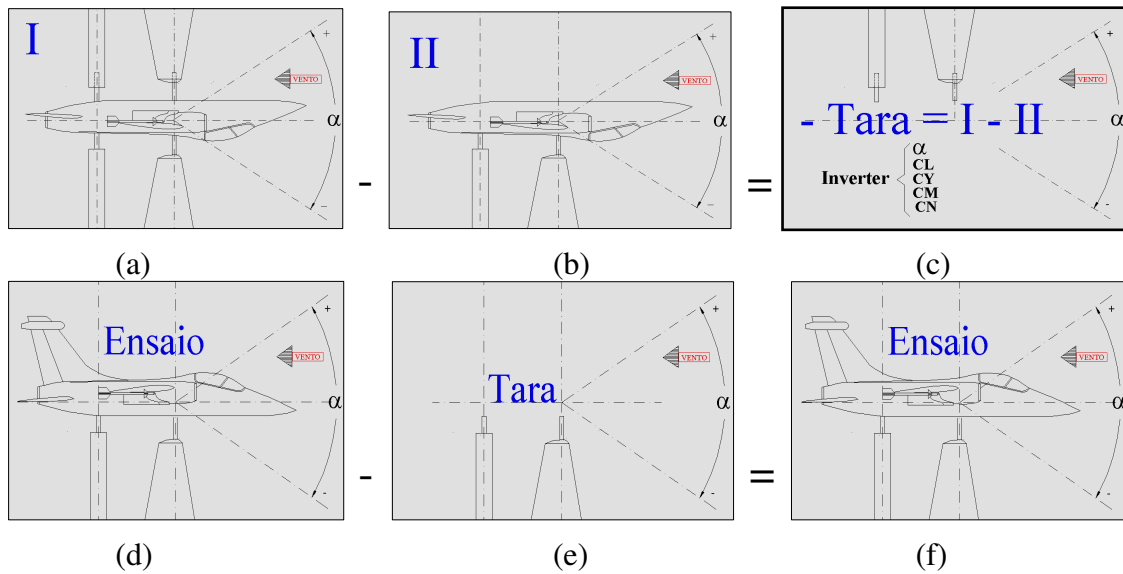


Figura 39 - Modelo com imagem e sem imagem

4.3 Aquisição e Tratamento dos Dados

O sistema de aquisição de dados foi o do Hewlett Packard (HP) e a linguagem utilizada foi o BASIC da HP, tanto nos programas de aquisição e tratamento de dados. Durante a aquisição de referência que denominamos estado original, o sistema de aquisição de dados HP deu sintomas que poderiam entrar em colapso.

O sistema da HP foi implantado nos anos de 1982 e os ensaios de referência iniciaram-se em 2003, ou seja, os equipamentos da HP mantiveram-se operacionais no TA-2 por mais de 20 anos. Entretanto, durante esses ensaios de referência foi realizada uma transição intermediária para se dar início a uma inovação tecnológica.

Foi, então, em 2003/2004 utilizado o sistema de aquisição de dados da NATIONAL INSTRUMENTS (NI), com as seguintes especificações:

- Placa A/D AT-MIO – 16X da National Instruments (NI)
- SCXI – 1001 Chassis da NI
- SCXI - 1121 – *Isolated Universal Transducer Module for Signal Conditioning* da NI.
- SCXI – 1321 – *Terminal Blocks* da NI
- SCB – 68 – *Shielded I/O Connector Blocks* da NI.
- Fonte de Alimentação 8332 de 10 V da MCE
- Fonte de alimentação 8334 de 15 V da MCE

Os programas de aquisição e tratamento de dados foram elaborados na linguagem “LabWindows/CVI” da própria NI, plataforma C++. Portanto, o ensaio de referência de

confiabilidade foi realizado pelo sistema da HP e pelo da NI, para que se tivesse maior confiança nos resultados, principalmente na fase de transição do equipamento da HP para o da NI, com o objetivo de efetuar comparações dos resultados.

Assim, serão obtidos todos os parâmetros adquiridos com: balança calibrada, sensores dos parâmetros do túnel calibrados, modelo montado, parâmetros de túnel adquiridos, correções de túnel e dados de ensaios adquiridos. Portanto, pode-se realizar o tratamento de dados. O tratamento de dados é o conjunto de operações matemático-computacionais que transforma os sinais eletrônicos medidos pelas células de carga em coeficientes aerodinâmicos na situação de voo. Ou seja, sem a tara e sem a influência das paredes do túnel.

As seguintes operações/cálculos são realizadas, de acordo com o fluxograma da Figura 39:

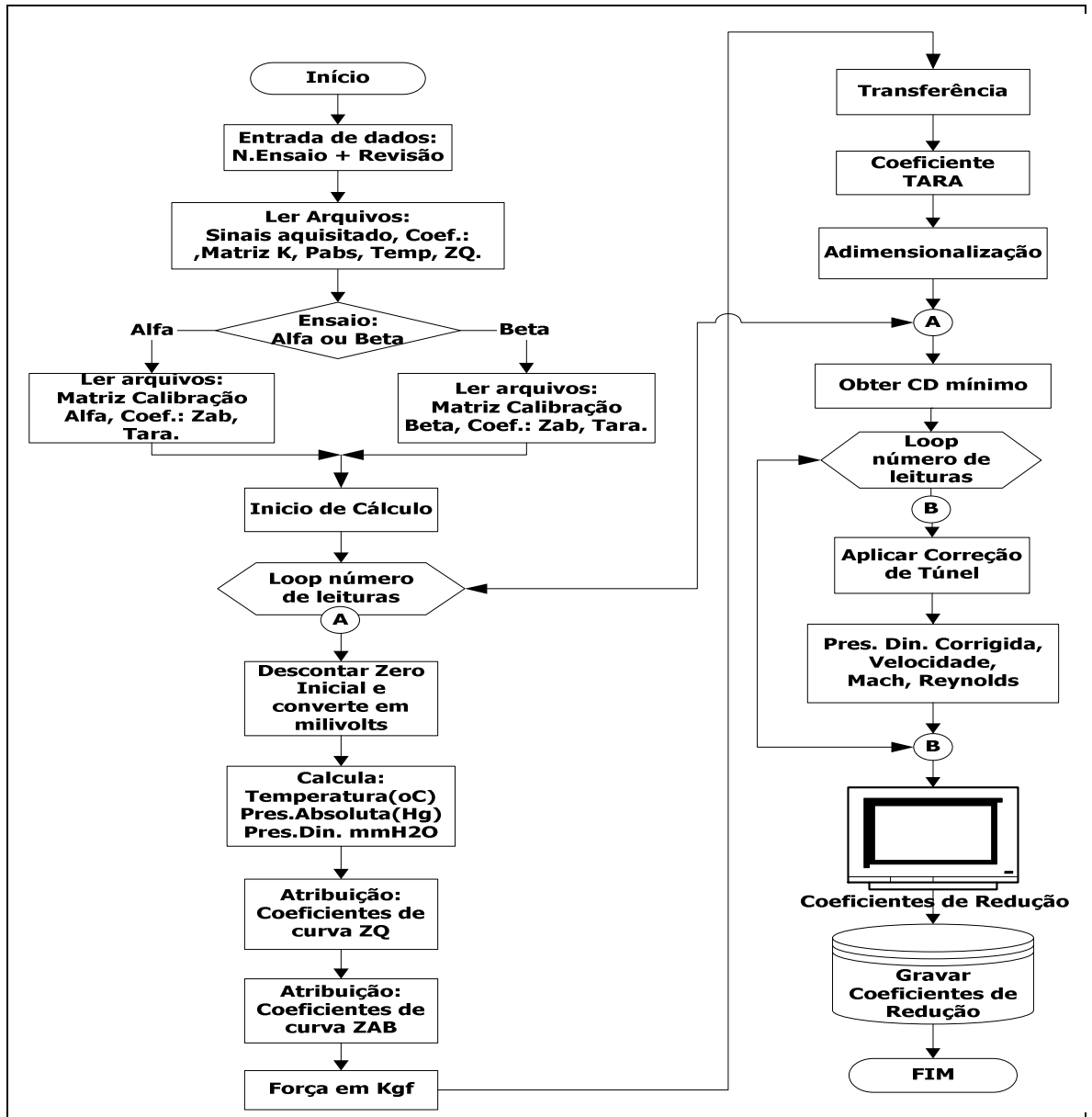


Figura 40 - Fluxograma do programa de redução de dados

4.4 Resultados

O fator preponderante foi a configuração do modelo e da balança devido ao efeito do escoamento. As condições selecionadas foram:

1. Repetitividade de curto prazo com plataforma de aquisição de dados HP.
2. Repetitividade de curto prazo com plataforma de aquisição de dados NI
3. Repetitividade de longo prazo, com plataforma de aquisição de dados HP e NI.
4. Repetitividade de curto prazo, com plataforma de aquisição de dados NI, modelo instável.

Resultados 1 - Repetitividade de curto prazo, com plataforma de aquisição de dados Hewlett-Packard

Modelo montado na posição normal, com plataforma de aquisição de dados HP. Essa é uma configuração de comportamento dinâmico estável, flape e eslate na condição de vôo cruzeiro, sem a empenagem vertical (EV).

Pode-se observar na Figura 41 que os desvios dos coeficientes (ΔCD) ficaram dentro dos requisitos de variação menor que 0,0005.

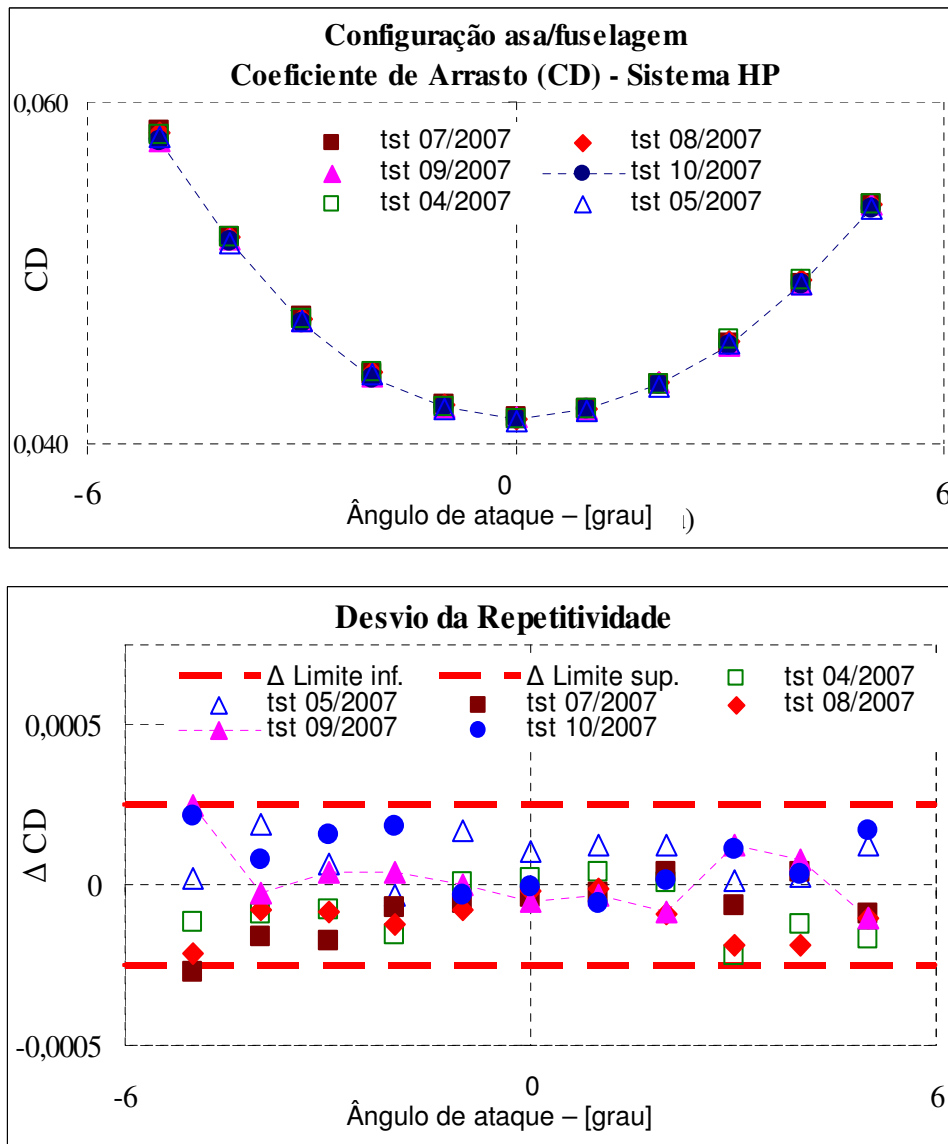


Figura 41 - Repetitividade de curto prazo para Sistema HP – medidas do CD e desvios

Resultados 2 - Repetitividade de curto prazo, com plataforma de aquisição de dados NI

Modelo montado na posição invertida, com plataforma de aquisição de dados NI. Esta é uma configuração de comportamento dinâmico estável, flape e eslate na condição de vôo cruzeiro, sem a empenagem vertical (EV).

Pode-se observar na Figura 42 que os desvios dos coeficientes (ΔCD) ficaram dentro dos requisitos de variação menor que 0,0005.

No sistema NI a variação do desvio das medidas ficaram mais estreitas tendendo a uma variação em torno de 0,0002.

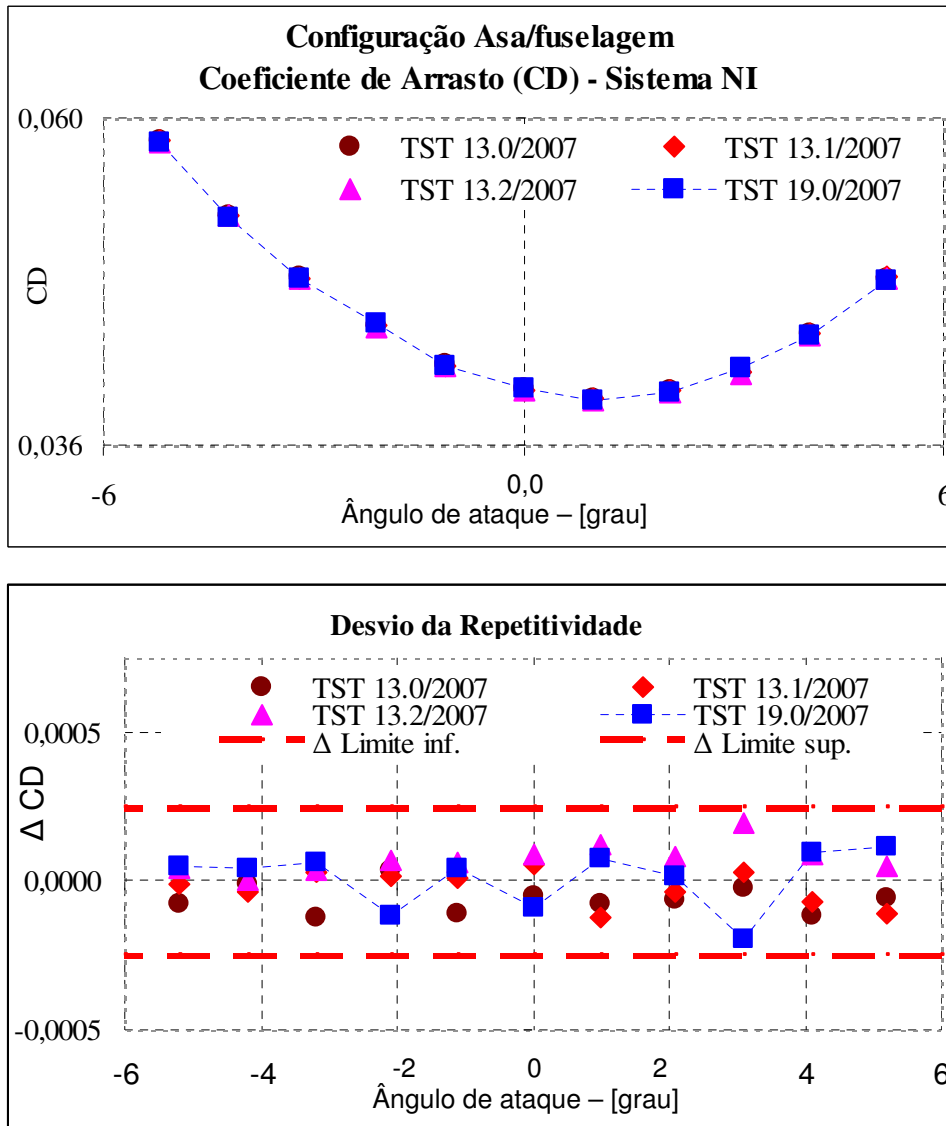


Figura 42 - Repetitividade de curto prazo para Sistema NI– medidas do CD e os desvios

Resultados 3 - - Repetitividade de longo prazo (reprodutividade), com plataforma de aquisição de dados HP e NI

Modelo montado na posição normal, com plataforma de aquisição de dados HP e NI. Esta é uma configuração de comportamento dinâmico estável, flape e eslate na condição de vôo cruzeiro, sem a empenagem vertical (EV).

Pode se observar na Figura 43 que os desvios dos coeficientes (ΔCD) ficaram fora dos requisitos de variação menor que 0,0005.

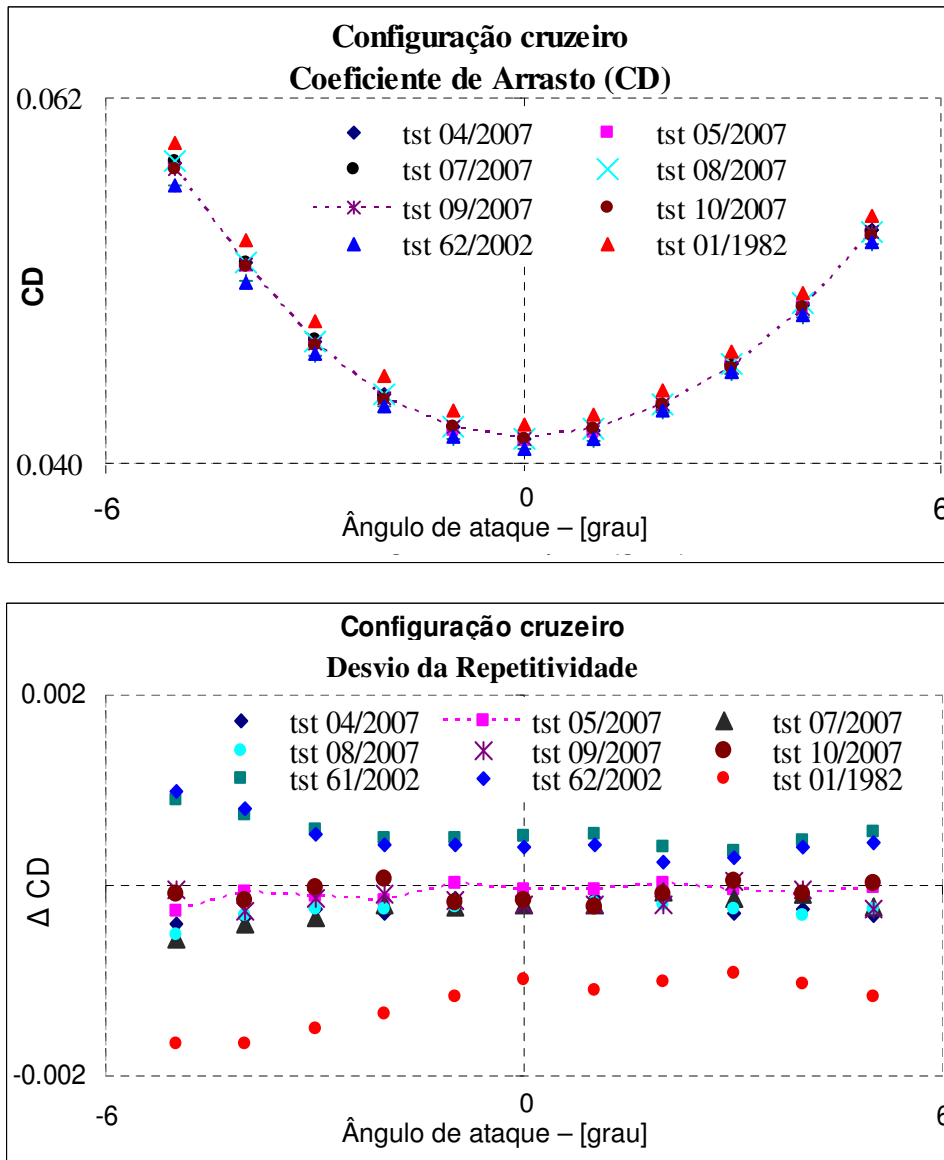


Figura 43 - Repetitividade de longo prazo para Sistema HP e NI – medidas do CD e os desvios

Resultados 4 - Repetitividade de curto prazo, com plataforma de aquisição de dados NI

Modelo montado na posição normal, com plataforma de aquisição de dados NI. Para essa configuração, de comportamento dinâmico instável, flape e eslate na condição de vôo aterragem, e flape e eslate defletidos. Nessa série de ensaios os dados foram aquisitados utilizando se a plataforma da National Instruments.

A Figura 41 mostra o CD dos ensaios atuais utilizando a plataforma NI com a variação do CD com valores maiores do que a especificação.

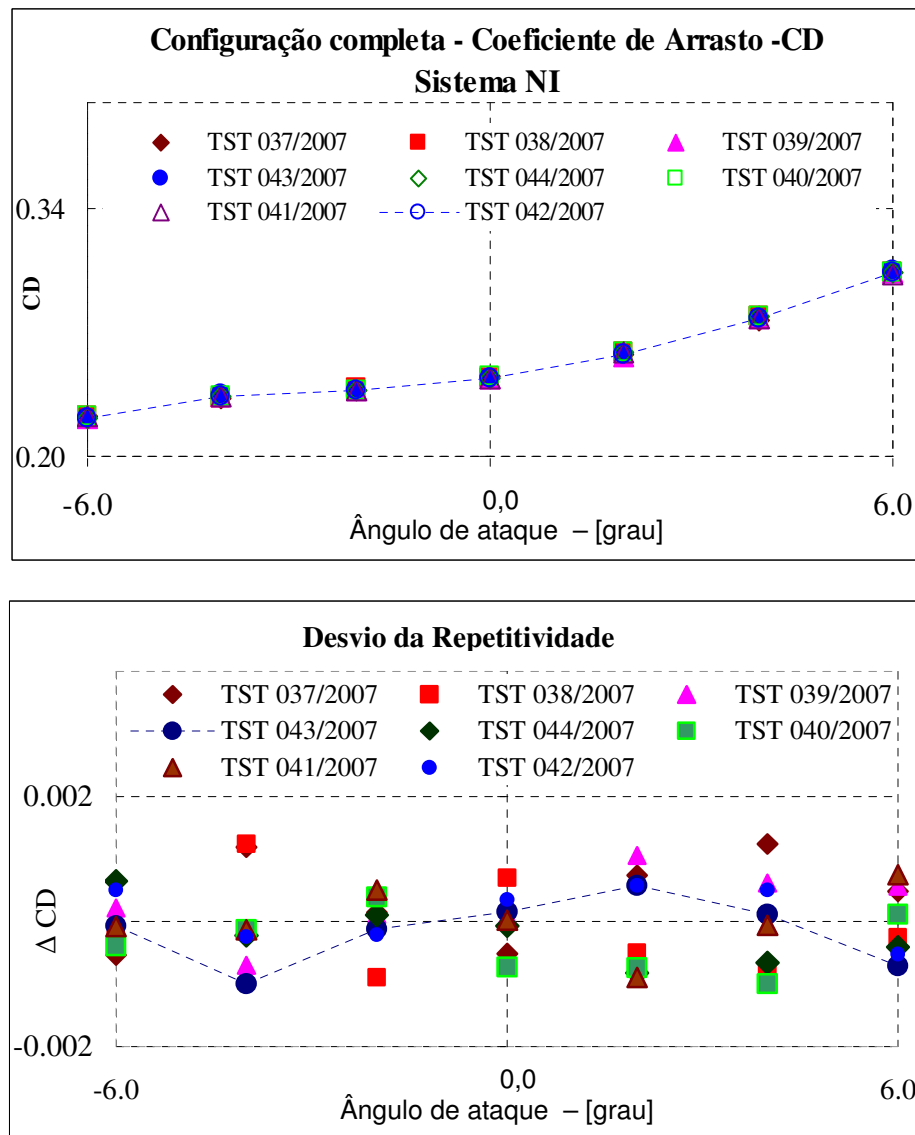


Figura 44 - Repetitividade de curto prazo para Sistema HP e NI para condição de aterragem- medidas do CD e os desvios

4.5 Conclusões

- A caracterização da qualidade para ensaios de curto prazo, através dos resultados 1 e 2, mostrados nas figuras 41 e 42, ficam bem definidos como de alto padrão internacional.
- A faixa de variação do desvio do coeficiente de arrasto (CD) com valores da ordem de 0.0005 são obtidos comumente, sendo possível obter-se com investimentos e tempo de ensaios valores na faixa de 0.0002, valores estes possíveis somente em centros de pesquisa mais tradicionais, tais como os localizados em países como USA, França, Holanda e Alemanha

- c) No resultado 3, mostrado nas figuras 43, observa-se, em termos de repetibilidade de longo prazo, que tem-se algum problema de reprodutividade da mesma configuração de ensaio, isto é, as pequenas deformações, ajustes de encaixes das peças estariam determinando esses desvios. Problemas de montagem e desgaste dos componentes provêm do fato que não foi utilizado um modelo específico para ensaios comparativos, mas sim um modelo com muitas horas de ensaios em túnel.
- d) Os desvios observados são visivelmente típicos de erros sistemáticos. A solução será utilizar um modelo de alta qualidade e sem peças modulares. Esse seria um “modelo-padrão aeronáutico”, utilizável para ensaios intralaboratoriais e interlaboratoriais.
- e) No resultado 44 observamos variação do CD ordem de 0.0015. Por se tratar de configuração de alta carga na asa, com nível de turbulência alta, o fato do desvio padrão aumentar significativamente. Como essa configuração não é de otimização do vôo (CD baixo) não apresenta grande relevância a qualidade do CD e sim de CL (sustentação alta).

5 PADRÃO DE REFERÊNCIA PARA ENSAIO AERONÁUTICO

5.1 Padrão de referência para ensaio aeronáutico no Túnel nº 2 da Divisão de Aerodinâmica

O principal objetivo é garantir a consistência dos resultados e manter uma variabilidade controlada, verificando-se de maneira sistêmica o controle tecnológico, retroalimentando os processos, buscando a melhoria contínua e garantindo a rastreabilidade de cada ensaio.

Devido à dificuldade de execução de ensaios de proficiência - por indisponibilidade em solo brasileiro - o TA-2 tem se utilizado de formas alternativas para demonstrar aos clientes a seriedade dos resultados ao longo dos anos. Para tal, utiliza-se do modelo do avião AM-X, o qual permite obter dados que podem ser comparados em condições de repetitividade e de reprodutibilidade em um programa Intralaboratorial. Falta, no TA-2, a condição de exatidão, que é obtida através de ensaios de proficiências e interlaboratorial – conforme apregoado pelo *Joint Committee for Guides in Metrology - JCGM 200:2008 "International vocabulary of metrology - Basic and general concepts and associated terms, VIM"*.(JCGM 200:2008)

5.1.1 Padrão adotado na Divisão de Aerodinâmica

Ao longo dos anos, o TA-2 tem procurado um modelo que pudesse ser um modelo padrão. O modelo disponível em literatura era o modelo AGARD das séries A a F, que não era satisfatório para o escoamento subsônico do TA-2.

Não existe um modelo próprio para escoamento subsônico e a opção escolhida foram os modelos da *M-serie* do ONERA.

5.1.1.1 Etapas iniciais

Conforme descrito no documento “fichaGTCmodeloreferencia IAEONERA” foram realizadas as seguintes etapas: (REIS, 2008)

a) Primeiros contatos com profissionais do ONERA

A equipe do TA-2 vem mantendo contato com profissionais do ONERA, que apresentaram disposição em participar de um programa de intercomparação com o IAE.

Os contatos foram realizados através de um encontro entre operadores de túneis subsônicos, reunidos em conferência da já tradicional SATA (*Subsonic Aerodynamic Testing Association*) e que teve a participação de representante do Brasil em 2005.

b) Aquisição dos desenhos do modelo da *M-serie*

A ONERA disponibilizou os desenhos para a fabricação da maquete, bem como as cotas de perfil da asa e das empenagens. Esses modelos da *M-serie* são cinco modelos em escalas diferentes. O modelo M3 é o modelo de referência inicial, considerado na escala 1:1, sendo M1, M2, M3, M4 e M5, respectivamente na escala 1:1.656, 1:1.287, 1:1, 1.286:1 e 2.070:1.

c) Definição dos pontos de cooperação

No Workshop Franco-Brasileiro de Tecnologia e Defesa, realizado no período de 10 a 12 de março de 2008, nas dependências do Comando-Geral de Tecnologia Aeroespacial, foram delineados os seguintes tópicos da cooperação entre o IAE e o *ONERA*:

- ✓ Visita de pesquisadores franceses aos túneis de vento da ALA, do IAE;
- ✓ Visita de pesquisadores do IAE às instalações aerodinâmicas do ONERA;
- ✓ Troca de informações sobre detalhes da fabricação do modelo *M-serie*
- ✓ Importação/exportação temporária do modelo fabricado;
- ✓ Ensaio da maquete em instalações laboratoriais do ONERA e da ALA;
- ✓ Análise dos dados do ensaio.

d) Visita dos Diretores do ONERA à Divisão de Aerodinâmica

Em 02 de Setembro de 2008, o Vice-Diretor de Aeronáutica do IAE, Cel. Av. Jair Feldens Ferrari, e o Chefe da ALA, Dr. Pedro José de Oliveira Neto, receberam a equipe de Diretores do ONERA, para tratar dos pontos do projeto de fabricação e ensaio do modelo padrão.

5.1.1.2 Etapas Executivas do modelo padrão

Os critérios de escolha do modelo *M-serie* envolveram os seguintes aspectos:

- ✓ as características aerodinâmicas do modelo, que permitem ensaio no regime de escoamento do TA-2;
- ✓ a possibilidade de ensaiar em instalações aerodinâmicas compatíveis às do TA-2;

- ✓ o banco de dados constituído por ensaios em diversos túneis aerodinâmicos da Europa, Estados Unidos e Japão;
- ✓ a intenção em nível governamental de cooperação entre os dois países e
- ✓ entendimento em nível institucional do ONERA e IAE
- ✓ intercambio de pessoal técnico para acompanhar os ensaios

5.1.1.3 Definição da escala do modelo padrão

A escala do modelo padrão para o TA-2 foi de 4,014:1, tendo como referencial o modelo M3 da *M-serie* da ONERA.

Os critérios de escolha do modelo padrão da ALA, denominado **M5-2xPlus** envolveram os seguintes aspectos:

- ✓ ter cargas aerodinâmicos consistentes, portanto, o modelo M5 , o maior da *M-serie* é pequeno,
- ✓ ocupar 2/3 da largura do túnel de 3,0 m (seção transversal 2,1m x 3,0m)
- ✓ ter peças de tamanhos passível de usinagem com precisão e baixo custo (peças maiores)
- ✓ fazer o modelo padrão da ALA o dobro do M5, o M5-2xPlus
- ✓ ser compatível com o túnel subsônico F1 do Centro Fauga-Mauzac

5.1.1.4 Definição do projetos e desenhos

Foram executados os projetos e desenhos necessários para a fabricação do modelo M5-2xPlus. Inicialmente foram elaborados desenhos em 2D sendo transformados posteriormente em 3D para possibilitar a fabricação em máquina de controle numérico (CNC). As Figuras 45, 46 e 47 apresentam algumas cotas principais do modelo padrão M5-2xPlus e a Figura 48 mostra a apresentação tridimensional do modelo padrão M5-2xPlus.

Como as combinações de tipos de fixação são inúmeras, mudando em cada complexo de túneis, o modelo padrão M5-2xPlus prevê quatro tipos de fixações, o que poderá facilitar uma eventual ensaio interlaboratorial com outra instituição.

- ✓ Fixação única dorsal, denominado na ALA como Mastro único.
- ✓ Fixação traseira por dardo, normalmente conhecido por fixação por “*sting*”
- ✓ Fixação dupla dorsal, normalmente conhecido como fixação em “*tanden*” e
- ✓ Fixação tripla, dois pontos na asa e uma fixação na parte traseira.

A fixação adotada para o interlaboratorial entre a ALA e o ONERA foi a fixação tripla, sendo dois pontos na asa e uma fixação na parte traseira. Essas fixações de três mastros são intercambiáveis entre as duas Instituições.

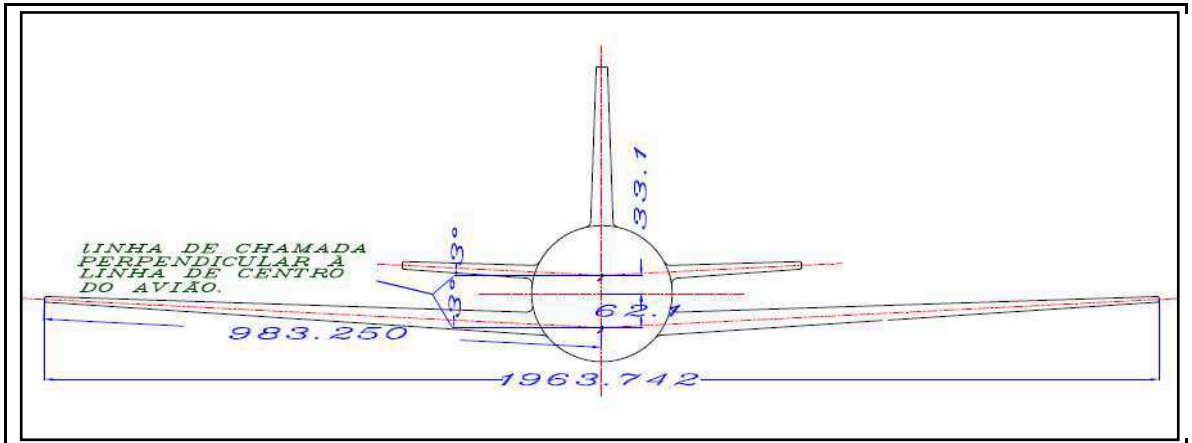


Figura 45 - Vista frontal do M5-2xPlus (CANHOTO, 2009)

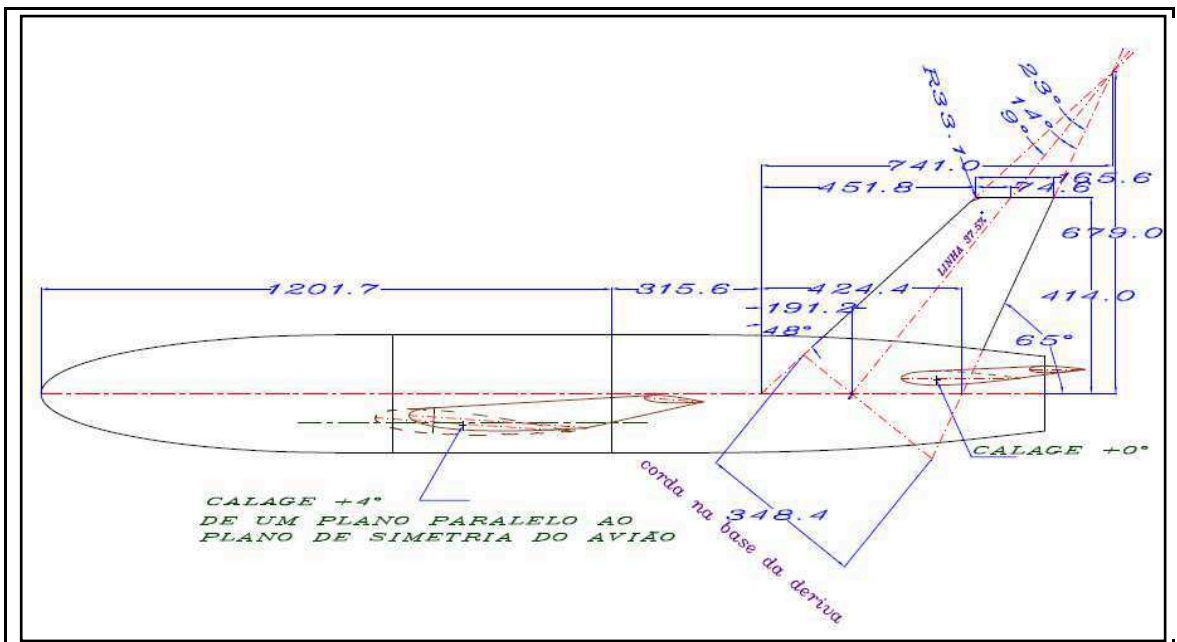


Figura 46 - Vista lateral do modelo M5-2xPlus (CANHOTO, 2009)

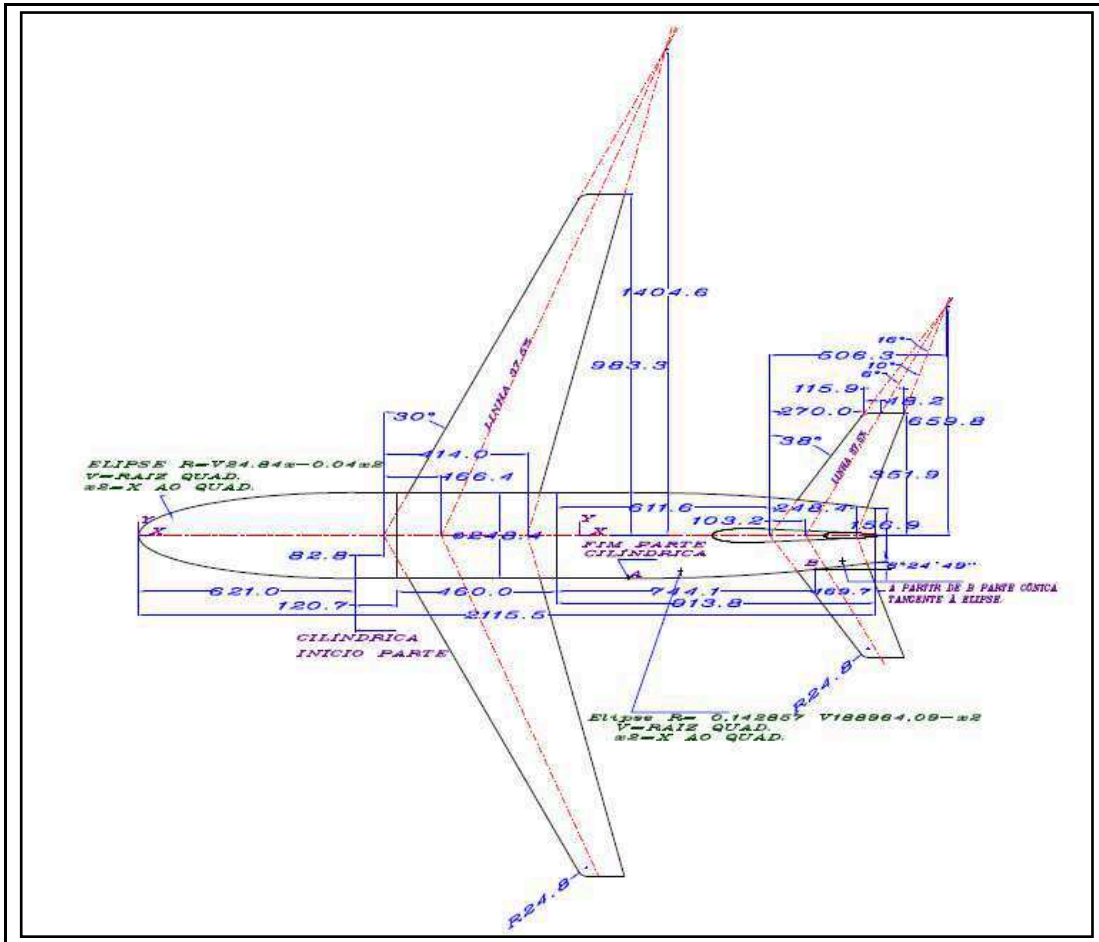


Figura 47 - Vista em planta do modelo M5-2xPlus (CANHOTO, 2009)

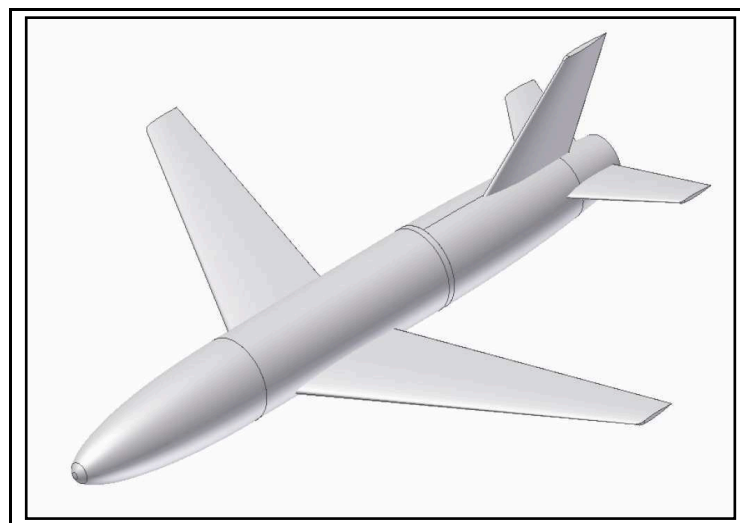


Figura 48 - Representação 3D do modelo M5-2xPlus (CANHOTO, 2009)

As figuras 49, 50 e 51 mostram as especificação das dimensões para a configuração três mastros no TA-2.

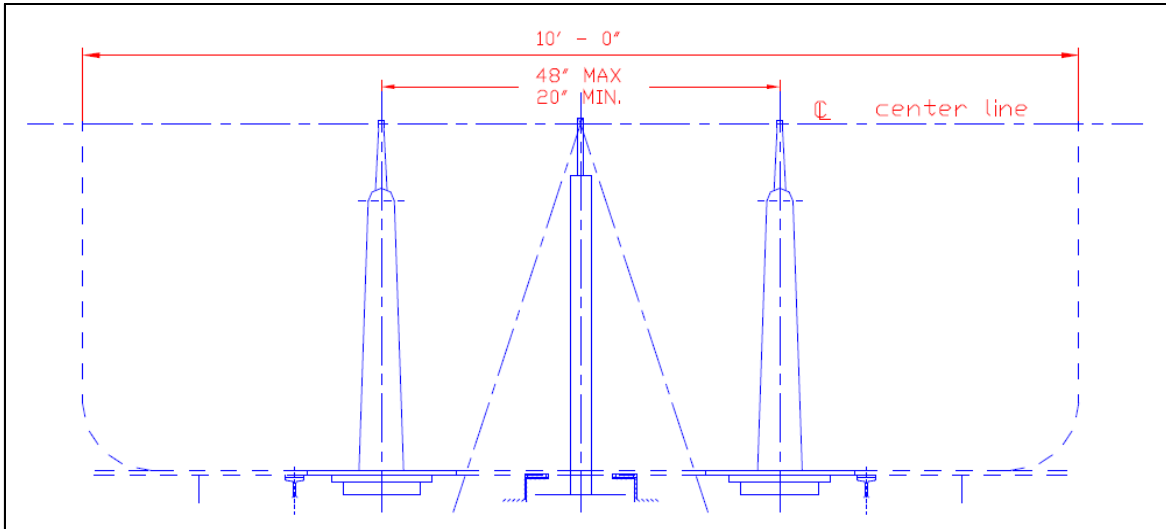


Figura 49 - Configuração três mastros no TA-2 - vista frontal (CANHOTO, 2009)

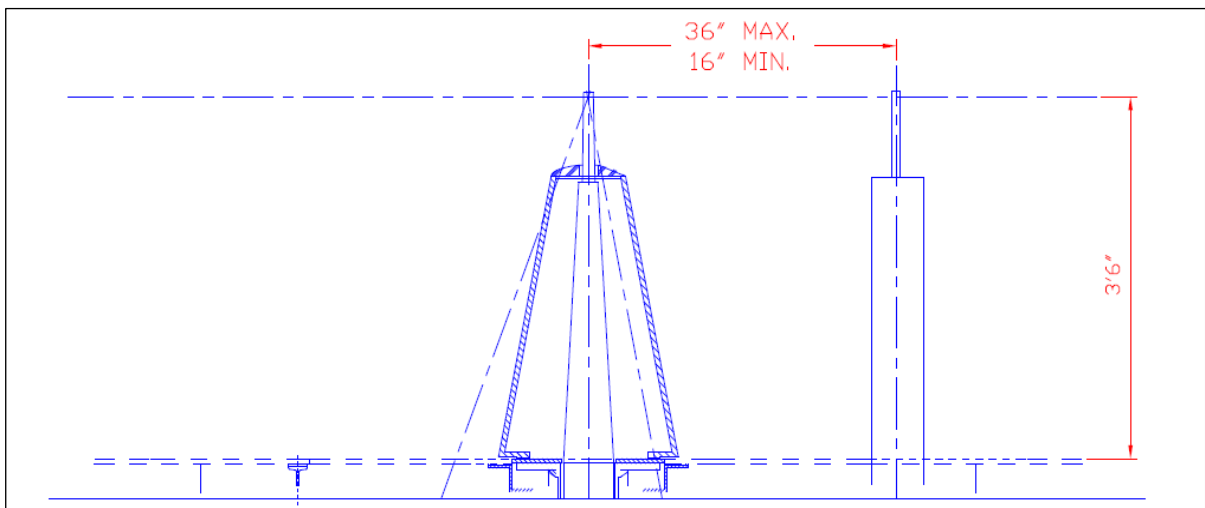


Figura 50 - Configuração três mastros no TA-2 - vista lateral (CANHOTO, 2009)

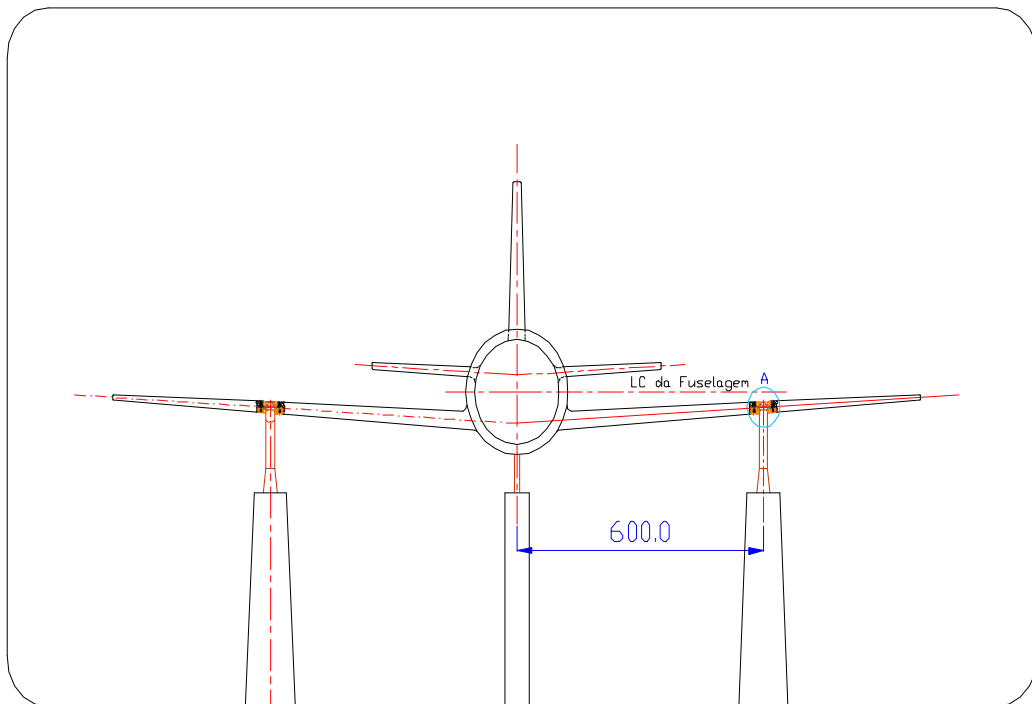


Figura 51 - Montagem na configuração três mastros no TA-2 (CANHOTO, 2009)

5.2 Programa Interlaboratorial IAE-Divisão de Aerodinâmica / Office National d'Études et de Recherches Aérospatiales

A proposta de programa Interlaboratorial prevê três fases:

- ✓ 1ª fase na ALA-TA-2 – Visa basicamente a familiarização com o modelo, e os dados de ensaio. Fornece dados para análise comparativos com os dados disponíveis de outros túneis.
- ✓ 2ª fase no ONERA-F1- os dados de referência para ensaio interlaboratorial, uma vez que o ONERA-F1, possui ensaio interlaboratorial com o USA, Japão, Canadá, Servia, Coréia, etc.
- ✓ 3ª fase na ALA-TA-2 – Repetição dos ensaios da 1ª fase, e eventual correção decorrente das duas fases anteriores.

5.2.1 Programa Interlaboratorial IAE-ALA / ONERA-F1 – 1ª fase na ALA- Túnel Aerodinâmico Nº 2

O programa de ensaio da 1ª fase na ALA-TA-2 visa obter dados iniciais, a serem considerados como referência para a equipe do TA-2. A tabela 11 apresenta os ensaios e a sua configuração.

Tabela 11 - Ensaio da 1ª fase na ALA- Túnel Aerodinâmico Nº 2

Ensaio Nº	Alfa	Beta	Pressão Dinâmica	Balança	Pressão na asa	Transição	Tipo fixação	Observações	Data
1	-	-	300	S	N	-	-	Ensaio de ZQ	
2	-A1	0	300	S	S	N	3 mastros	Modelo invertido com mastros-imagem	
3	0	-B1	300	S	S	N	3 mastros	Modelo invertido com mastros-imagem	
4	-5	-B1	300	S	S	N	3 mastros	Modelo invertido com mastros-imagem	
5	-A1	0	300	S	S	N	3 mastros	Modelo invertido sem mastros-imagem	
6	0	-B1	300	S	S	N	3 mastros	Modelo invertido sem mastros-imagem	
7	-5	-B1	300	S	S	N	3 mastros	Modelo invertido sem mastros-imagem	
8	A2	0	100	S	S	S	3 mastros	Modelo normal – Verificação da variação com Nº de Re.	
9	A2	0	200	S	S	S	3 mastros	Modelo normal – Verificação da variação com Nº de Re.	
10	A2	0	300	S	S	S	3 mastros	Modelo normal – Verificação da variação com Nº de Re.	
11	A2	0	400	S	S	S	3 mastros	Modelo normal – Verificação da variação com Nº de Re.	

12	A2	0	500	S	S	S	3 mastros	Modelo normal – Verificação da variação com N° de Re.	
13	A1	0	300	S	S	S	3 mastros	Modelo normal	
14	0	B1	300	S	S	S	3 mastros	Modelo normal	
15	5	B1	300	S	S	S	3 mastros	Modelo normal	
16	A2	0	300	S	S	S	3 mastros	Modelo normal – Rep. 10	
17	A1	0	300	S	S	S	3 mastros	Modelo normal – Rep. 14	
18	0	B1	300	S	S	S	3 mastros	Modelo normal – Rep. 15	
19	5	B1	300	S	S	S	3 mastros	Modelo normal – Rep. 16	
20	A2	0	300	S	S	S	3 mastros	Modelo normal – Rep. 10	
21	A1	0	300	S	S	S	3 mastros	Modelo normal – Rep. 14	
22	0	B1	300	S	S	S	3 mastros	Modelo normal – Rep. 15	
23	5	B1	300	S	S	S	3 mastros	Modelo normal – Rep. 16	
24	A2	0	300	S	S	S	3 mastros	Modelo normal – Rep. 10	
25	A2	0	300	S	S	S	3 mastros	Modelo normal – Rep. 10	
26	A2	0	300	S	S	S	3 mastros	Modelo normal – Rep. 10	
27	A2	0	300	S	S	S	3 mastros	Modelo normal – Rep. 10	

OBS: Todas as polares deverão ser feitos *step by step*

5.2.2 Programa Interlaboratorial IAE-ALA / ONERA-F1 – 2ª fase no ONERA-F1(Túnel de Fauga N° 1)

O programa de ensaio da 2ª fase no ONERA-F1 visa obter dados referencial do programa interlaboratorial. A tabela 12 apresenta os ensaios e a sua configuração.

Tabela 12 - Ensaio da 2ª fase no ONERA-F1 (*Test Program Matrix - 2ª FASE – TEST IN ONERA-F1*)

<i>Test N°</i>	<i>Alpha</i>	<i>Beta</i>	<i>Dynamic Pressure</i>	<i>Balance</i>	<i>Pressure in the wing</i>	<i>Transission</i>	<i>Model support</i>	<i>Comments</i>	<i>Date</i>
1	-	-	-	-	-	-	-	<i>Intentionally blank</i>	
2	-A1	0	300	Y	Y	N	<i>3 struts</i>	<i>Inverted model with image strut</i>	
3	0	-B1	300	Y	Y	N	<i>3 struts</i>	<i>Inverted model with image strut</i>	
4	-5	-B1	300	Y	Y	N	<i>3 struts</i>	<i>Inverted model with image strut</i>	
5	-A1	0	300	Y	Y	N	<i>3 struts</i>	<i>Inverted model without image strut</i>	
6	0	-B1	300	Y	Y	N	<i>3 struts</i>	<i>Inverted model without image strut</i>	
7	-5	-B1	300	Y	Y	N	<i>3 struts</i>	<i>Inverted model without image strut</i>	
8	A2	0	100	Y	Y	Y	<i>3 struts</i>	<i>Normal Model – Re number variation check</i>	
9	A2	0	200	Y	Y	Y	<i>3 struts</i>	<i>Normal Model – Re number variation check</i>	
10	A2	0	300	Y	Y	Y	<i>3 struts</i>	<i>Normal Model – Re number variation check</i>	
11	A2	0	400	Y	Y	Y	<i>3 struts</i>	<i>Normal Model – Re number variation check</i>	

12	A2	0	500	Y	Y	Y	3 struts	<i>Normal Model – Re number variation check</i>	
13	A1	0	300	Y	Y	Y	3 struts	<i>Normal Model</i>	
14	0	B1	300	Y	Y	Y	3 struts	<i>Normal Model</i>	
15	5	B1	300	Y	Y	Y	3 struts	<i>Normal Model</i>	
16	A2	0	300	Y	Y	Y	3 struts	<i>Normal Model – Rep. 10</i>	
17	A1	0	300	Y	Y	Y	3 struts	<i>Normal Model – Rep. 14</i>	
18	0	B1	300	Y	Y	Y	3 struts	<i>Normal Model – Rep. 15</i>	
19	5	B1	300	Y	Y	Y	3 struts	<i>Normal Model – Rep. 16</i>	
20	A2	0	300	Y	Y	Y	3 struts	<i>Normal Model – Rep. 10</i>	
21	A1	0	300	Y	Y	Y	3 struts	<i>Normal Model – Rep. 14</i>	
22	0	B1	300	Y	Y	Y	3 struts	<i>Normal Model – Rep. 15</i>	
23	5	B1	300	Y	Y	Y	3 struts	<i>Normal Model – Rep. 16</i>	
24	A2	0	300	Y	Y	Y	3 struts	<i>Normal Model – Rep. 10</i>	
25	A2	0	300	Y	Y	Y	3 struts	<i>Normal Model – Rep. 10</i>	
26	A2	0	300	Y	Y	Y	3 struts	<i>Normal Model – Rep. 10</i>	
27	A2	0	300	Y	Y	Y	3 struts	<i>Normal Model – Rep. 10</i>	

OBS: All the polar ones will have to be made step by step

5.2.3 Programa Interlaboratorial IAE-ALA / ONERA-F1 – 3ª fase – na ALA-Túnel Aerodinâmico Nº 2

O programa de ensaios da 3ª fase, na ALA-TA-2, visa obter dados de referencia do programa interlaboratorial após o manuseio: mudança de configuração de fixação, transporte, etc. A tabela 13 apresenta os ensaios e a sua configuração.

Tabela 13 - Ensaio da 3ª fase na ALA-Túnel Aerodinâmico Nº Dois

Ensaio Nº	Alfa	Beta	Pressão. Dinâmica.	Balança	Pressão na asa	Transição	Tipo fixação	Observações	Data
1	-	-	300	S	N	-	-	Ensaio de ZQ	
2	-A1	0	300	S	S	N	3 mastros	Modelo invertido com mastros-imagem	
3	0	-B1	300	S	S	N	3 mastros	Modelo invertido com mastros-imagem	
4	-5	-B1	300	S	S	N	3 mastros	Modelo invertido com mastros-imagem	
5	-A1	0	300	S	S	N	3 mastros	Modelo invertido sem mastros-imagem	
6	0	-B1	300	S	S	N	3 mastros	Modelo invertido sem mastros-imagem	
7	-5	-B1	300	S	S	N	3 mastros	Modelo invertido sem mastros-imagem	
8	A2	0	100	S	S	S	3 mastros	Modelo normal – Verificação da variação com Nº de Re.	
9	A2	0	200	S	S	S	3 mastros	Modelo normal – Verificação da variação com Nº de Re.	
10	A2	0	300	S	S	S	3 mastros	Modelo normal – Verificação da variação com Nº de Re.	
11	A2	0	400	S	S	S	3 mastros	Modelo normal – Verificação da variação com	

								Nº de Re.	
12	A2	0	500	S	S	S	3 mastros	Modelo normal – Verificação da variação com Nº de Re.	
13	A1	0	300	S	S	S	3 mastros	Modelo normal	
14	0	B1	300	S	S	S	3 mastros	Modelo normal	
15	5	B1	300	S	S	S	3 mastros	Modelo normal	
16	A2	0	300	S	S	S	3 mastros	Modelo normal – Rep. 10	
17	A1	0	300	S	S	S	3 mastros	Modelo normal – Rep. 14	
18	0	B1	300	S	S	S	3 mastros	Modelo normal – Rep. 15	
19	5	B1	300	S	S	S	3 mastros	Modelo normal – Rep. 16	
20	A2	0	300	S	S	S	3 mastros	Modelo normal – Rep. 10	
21	A1	0	300	S	S	S	3 mastros	Modelo normal – Rep. 14	
22	0	B1	300	S	S	S	3 mastros	Modelo normal – Rep. 15	
23	5	B1	300	S	S	S	3 mastros	Modelo normal – Rep. 16	
24	A2	0	300	S	S	S	3 mastros	Modelo normal – Rep. 10	
25	A2	0	300	S	S	S	3 mastros	Modelo normal – Rep. 10	
26	A2	0	300	S	S	S	3 mastros	Modelo normal – Rep. 10	
27	A2	0	300	S	S	S	3 mastros	Modelo normal – Rep. 10	

OBS 1: Todas as polares deverão ser feitos *step by step*

OBS 2: Teste de repetibilidade após o retorno da França. Sugere-se uma inspeção metrológica do modelo.

5.3 Dados disponíveis do modelo *M-serie*

Os dados do modelo aeronáutico padrão para ensaios aeronáuticos da *M-series*, constituídos de asa/fuselagem/cauda e concebido pelo ONERA, da França, serão disponibilizados no decorrer da 2ª fase, durante a campanha IAE-ALA/ONERA-F1.

Estão sendo feitos contatos com várias instituições no sentido de dispor-se de um número maior de comparações, Na bibliografia publicada já estão disponíveis alguns dados do Japão, Servia, Canadá e Estados Unidos. Os dados deverão ser utilizados com reserva quanto ao seu valor devido a não ter-se as homogeneidades dos processos utilizados e as correções de túnel aplicadas.

A Figura 52 mostra modelo da *M-serie* no *National Aerospace Laboratory (NAL)* no *Wind Tunnel Technology Center (WINTEC)* do Japão (WATANABE *et al.*, 2001)

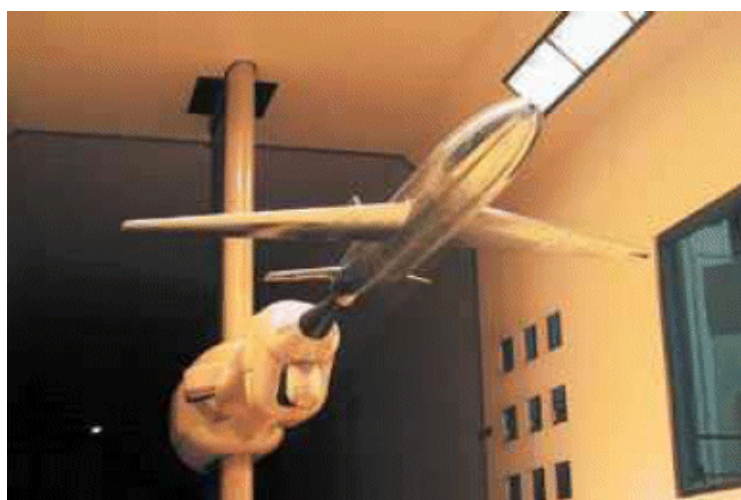


Figura 52 - Modelo padrão M5 da *M-series* do ONERA no túnel da WINTEC (WATANABE *et al.*, 2001)

5.3.1 Características longitudinais da ONERA *M-serie* no Wind Tunnel Technology Center

A NAL no seu complexo de túneis da WINTEC conduziu diversas campanhas com os modelos padrão. A de interesse para a ALA, a *Low Wind Tunnel (LWT1)*, tem seção de ensaios com dimensão de 6,5 m x 5,5 m, equivalente a uma área transversal de 35,75 m².

Como exemplo, são apresentados na Tabela 14 e na Figura 53 os resultados de teste do modelo M5 da *M-serie* da ONERA no LWT1.

Tabela 14 - Características longitudinais do modelo padrão M5 da *M-serie* no LWT1 (WATANABE *et al.*,2001)

Alfa [graus]	CL	Alfa [graus]	CM	Alfa [graus]	CD	V [m/s]
-10,37	-0,6266	-10,16	0,2278	-10,03	0,0407	56
-8,15	-0,4494	-8,07	0,1835	-8,14	0,0278	56
-5,92	-0,2468	-5,87	0,1329	-5,96	0,0197	56
-4,86	-0,1646	-4,92	0,1202	-4,91	0,0159	56
-3,90	-0,0823	-3,87	0,1076	-3,87	0,0146	56
-2,93	0,0063	-2,82	0,0886	-2,82	0,0146	56
-1,77	0,0823	-1,77	0,0823	-1,78	0,0159	56
-0,71	0,1645	-0,82	0,0634	-0,73	0,0191	56
0,25	0,2532	0,23	0,0569	-0,22	0,0216	56
1,41	0,3481	1,37	0,0443	1,27	0,2542	56
2,48	0,4494	2,42	0,0316	2,42	0,0318	56
3,54	0,5380	3,470	0,0190	3,37	0,0375	56
4,51	0,6202	4,33	0,0253	4,42	0,0502	56
5,57	0,6899	5,46	0,0253	5,48	0,0667	56
6,62	0,7468	6,53	0,0253	6,54	0,0833	56
7,58	0,7658	7,49	0,0380	7,50	0,1112	56
8,73	0,7658	8,54	0,0633	8,66	0,1443	56
9,68	0,7595	9,59	0,0886	9,64	0,1735	56
10,83	0,7658	10,65	0,0949	10,69	0,1951	56

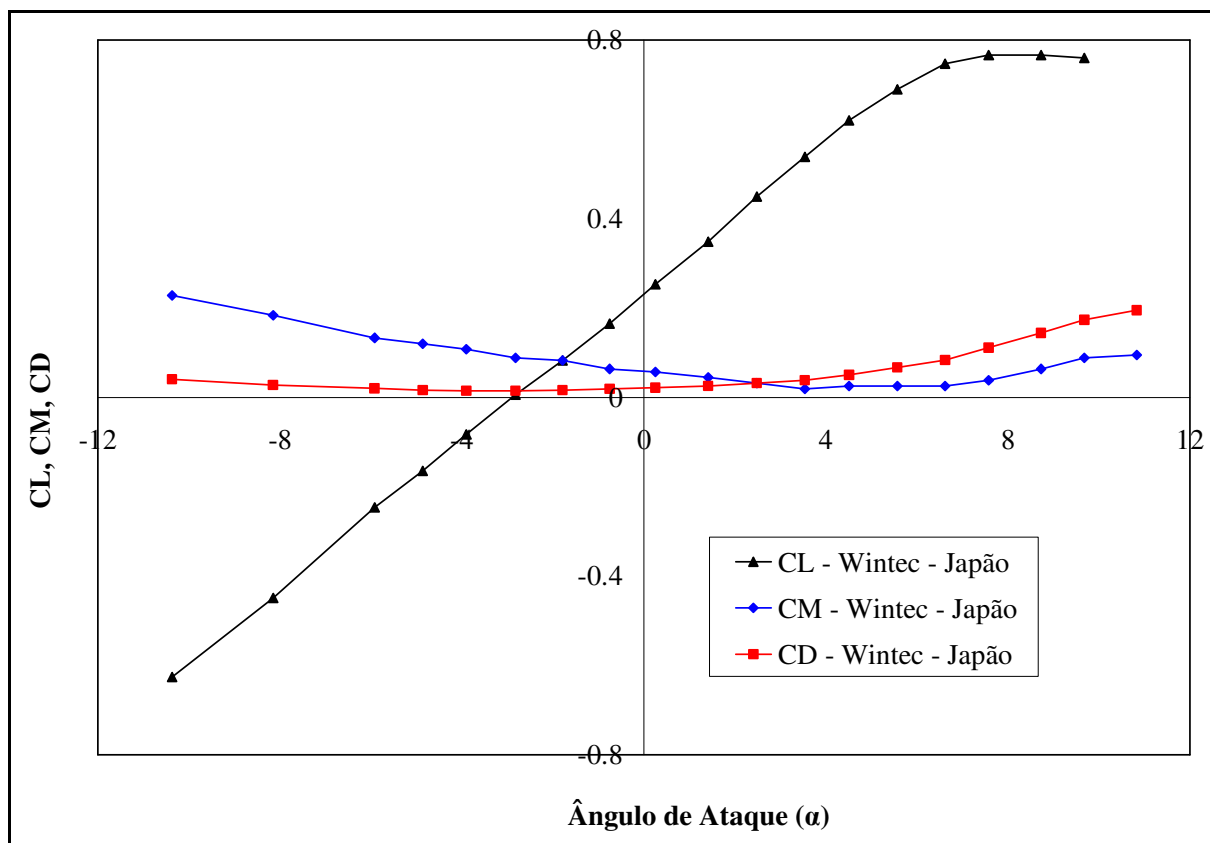


Figura 53 - Coeficientes CL, CM e CD do Modelo padrão M5 da *M-serie* no LWT1 (WATANABE *et al.*, 2001)

5.3.2 Características longitudinais da ONERA M-series obtidas no Military Technical Institute

O túnel de vento T-35 do *Militar Technical Institute* (VTI) de Belgrado na Servia é do tipo circuito fechado, com pressurização. A seção de teste octogonal com a largura de 4,4m e altura de 3,23m e área de seção transversal de teste de 11,93m². (OCOKOLJIC, 2004)

A vista do túnel com o modelo M4 montado no suporte tipo “sting” é mostrado na Figura 54 e os coeficientes aerodinâmicos dos ensaios longitudinais são apresentadas na Tabela 15 e na Figura 55.



Figura 54 - Modelo padrão M4 da ONERA *M-série* montado no T-35 (OCOKOLJIC, 2004)

Tabela 15 - Coeficientes dos ensaios longitudinais do modelo ONERA- *M-série* M4 no *Subsonic Wind Tunnel* T-35 da VTI a $v = 83$ m/s (OCOKOLJIC, 2004)

Teste ONERA-M4 a Mach = 0.25 Ângulo de rolamento $\varphi = 0^\circ$.				Teste ONERA-M4 a M = 0.25 Ângulo de rolamento $\varphi = 180^\circ$.			
α (grau)	CL	CD	CM	α (grau)	CL	CD	CM
-6,02	-0,261	0,0145	0,152	-6,11	-0,266	0,0250	0,148
-5,03	-0,186	0,0142	0,132	-5,15	-0,170	0,0164	0,135
-4,03	-0,102	0,0093	0,111	-4,08	-0,088	0,0150	0,120
-3,01	-0,016	0,0094	0,096	-3,05	0,003	0,0136	0,105
-1,97	0,076	0,0065	0,075	-2,01	0,085	0,0146	0,092
-1,07	0,157	0,0108	0,059	-1,02	0,171	0,0167	0,072
0,03	0,255	0,0111	0,044	-0,01	0,274	0,0198	0,057
1,02	0,354	0,0146	0,035	1,04	0,372	0,0223	0,050
2,06	0,448	0,0166	0,037	1,99	0,465	0,0256	0,052
3,06	0,515	0,0247	0,027	3,04	0,537	0,0347	0,046
4,12	0,596	0,0402	0,029	4,05	0,612	0,0494	0,045
5,16	0,653	0,0616	0,028	5,01	0,671	0,0694	0,049
6,09	0,687	0,0881	0,039	6,01	0,703	0,0962	0,059

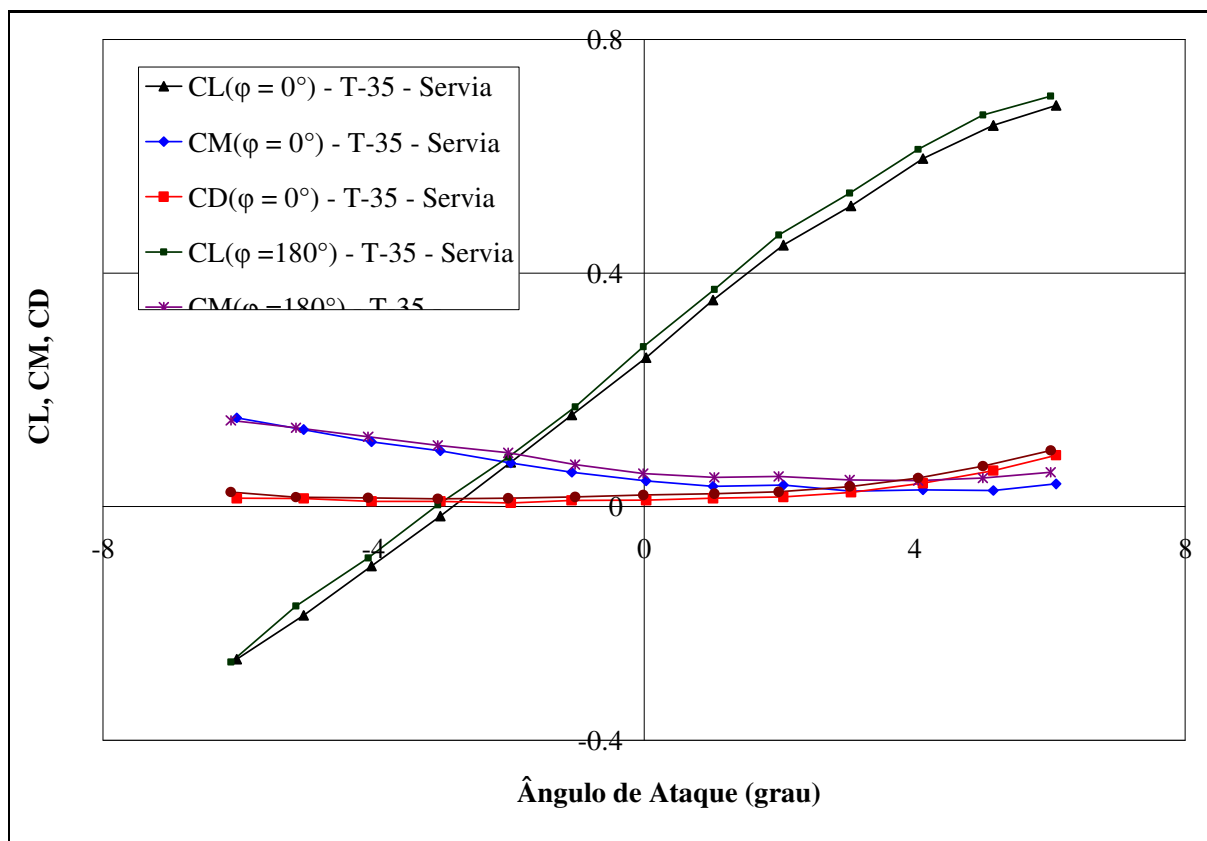


Figura 55 - Coeficientes CL, CM e CD do M4 da ONERA M-serie no VTI-T-35 (OCOKOLJIC, 2004)

5.3.3 Características longitudinais da ONERA M-series obtidas na *National Aeronautical Establishment*

A *National Aeronautical Establishment* de Ottawa, Canadá (NAE) executou ensaios com modelo M1 da *ONERA-serie M* no *Trisonic Wind Tunnel*. As características longitudinais são apresentadas na tabela 16 e na Figura 56.

Tabela 16 - Características longitudinais do modelo do ONERA- *M-série* M1 no *TrisonicWind Tunnel* da NAE a $V=83$ m/s

Teste ONERA-M1 a Mach = 0.25 Angulo de rolamento $\varphi = 0^\circ$.				Teste ONERA-M1 a Mach = 0.25 Angulo de rolamento $\varphi = 180^\circ$.			
α (grau)	CL	CD	CM	α (grau)	CL	CD	CM
-5,35	-0,209	0,0019	0,145	-5,36	-0,188	0,0060	0,147
-4,27	-0,122	0,0107	0,129	-4,29	-0,119	0,0113	0,132
-3,25	-0,000	0,0165	0,113	-3,25	-0,070	0,0179	0,125
-2,23	0,069	0,0209	0,100	-2,21	0,115	0,0218	0,095
-1,21	0,198	0,0252	0,078	-1,21	0,223	0,0245	0,083
-0,18	0,289	0,0252	0,061	-0,18	0,296	0,0245	0,067
0,81	0,265	0,0252	0,066	0,82	0,405	0,0232	0,053
1,86	0,460	0,0179	0,041	1,85	0,439	0,0206	0,049
2,86	0,540	0,0179	0,029	2,86	0,530	0,0205	0,038
3,85	0,596	0,0267	0,027	3,85	0,562	0,0205	0,028
4,37	0,645	0,0340	0,033	4,37	0,593	0,0240	0,030
4,87	0,617	0,0296	0,026	4,85	0,670	0,0364	0,038
5,87	0,663	0,0384	0,052	5,89	0,687	0,0377	0,039

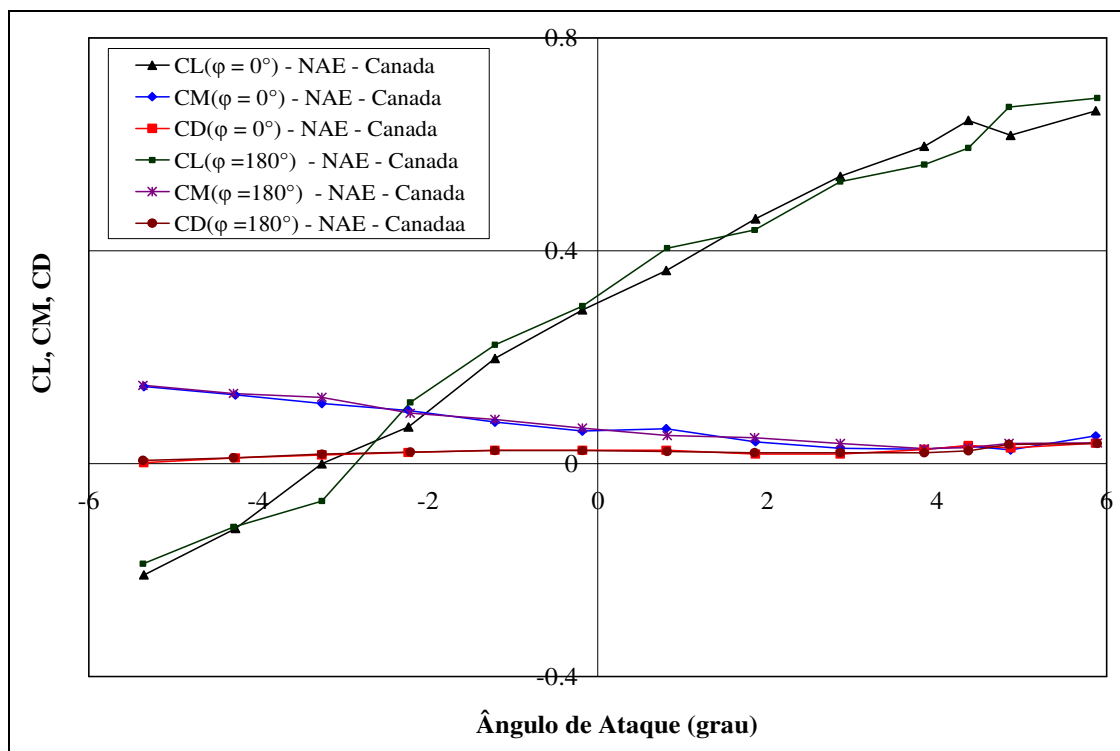


Figura 56 - Coeficientes CL, CM e CD do M1 da ONERA *M-série* no NAE

5.3.4 Características longitudinais no ONERA M-series obtidas na NASA/ Arnold Engineering Development Center

A cooperação entre ONERA; a *Aeronautics and Space Administration* (NASA) - *Ames Research Center* (ARC); e o *Arnold Engineering Development Center* (AEDC) resultou em testes com dois modelos-padrão (M3 e M5) e de um corpo de revolução com área (C5). Eles foram conduzidos no *Transonic Wind Tunnel* de 11 ft (11TWT) da NASA-ARC, no *Propulsion Wind Tunnel* (16T) e no *Aerodynamic Wind Tunnel* (4T). do AEDC. Os testes foram conduzidos em condições idênticas, com a mesmo tipo de instrumentação e de fixação do modelo. O ensaio foi conduzido de um ponto de vista clássico, considerando-se a interferência de paredes, o bloqueio, o *downwash*, *buoyancy* e a curvatura das linhas de corrente. (BINION, 1976)

Estas campanhas de ensaio foram executadas no regime transônico, em números de Mach em torno de 0,7.

Na Tabela 17 são apresentados os valores de coeficientes de sustentação (CL) e de arrasto (CD) obtidos nos três túneis 16T, 11TWT e 4T participantes da intercomparação. A Figura 57 apresenta os valores de CL e CD obtidos (BINION, 1976).

Tabela 17 - Características longitudinais do modelo do ONERA- *M-série* obtidas nos três túneis dos USA a Mach = 0,7

	CL	CL	CL		CD	CD	CD
Alfa	16T	11TWT	4T	Alfa	16T	11TWT	4T
-4.98	-0.191	-0.224	-0.179	-4.98	0.0089	0.0055	0.0141
-3.99	-0.094	-0.107	-0.090	-3.99	0.0139	0.0124	0.0185
-3.04	0.012	0.006	0.007	-3.04	0.0187	0.0186	0.0230
-2.06	0.118	0.137	0.126	-2.06	0.0249	0.0244	0.0276
-1.00	0.235	0.266	0.236	-1.00	0.0296	0.0301	0.0327
0.02	0.361	0.377	0.343	0.02	0.0369	0.0378	0.0389
0.99	0.441	0.458	0.441	0.99	0.0437	0.0439	0.0456
1.52	0.460	0.497	0.470	1.52	0.0465	0.0476	0.0487
2.00	0.477	0.530	0.502	2.00	0.0482	0.0512	0.0525
2.45	0.500	0.553	0.525	2.45	0.0516	0.0537	0.0560
3.09	0.517	0.571	0.560	3.09	0.0541	0.0573	0.0612
3.51	0.530	0.59	0.575	3.51	0.0573	0.0621	0.0657
4.05	0.549	0.598	0.583	4.05	0.0612	0.0648	0.0698

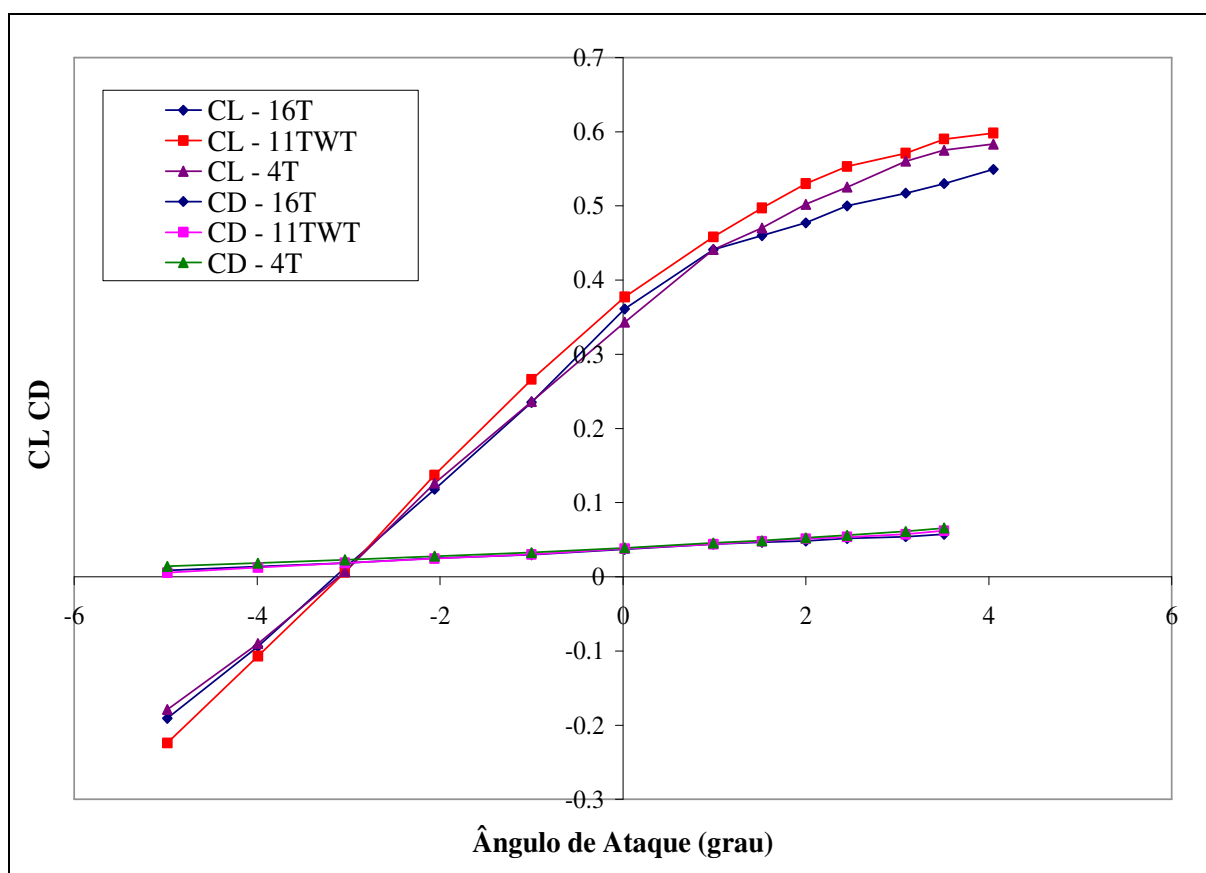


Figura 57 - Coeficientes CL e CD do *M-série* de três túneis dos USA-Mach = 07 (BINION, 1976)

5.3.5 Análise das coeficientes longitudinais obtidos nos túneis

Os túneis do Japão, Sérvia e Canadá executaram ensaios em regime subsônicos, comparáveis com os regimes de velocidades possíveis de serem obtidos no TA-2. No caso dos resultados obtidos nos túneis dos EUA, dispõe-se apenas de valores para o regime transônico. Pela análise preliminar, comparando-se os coeficientes longitudinais dos túneis em regime subsônico apenas, fica evidente a necessidade de avaliar a susceptibilidade dos resultados ao número de Reynolds, à qualidade do escoamento no túnel e à qualidade do modelo.

Na tabela 18 tem se os valores de CD de três túneis. A velocidade (Número de Mach) utilizados nos ensaios são:

- ✓ Japão a 56 m/s (0,175)
- ✓ Servia a 83 m/s (0,250)
- ✓ Canadá a 83 m/s (0,250)

E na figura 58 temos os valores de CD de três túneis em regime bem próximo de velocidade (Número de Mach):

Tabela 18 - Coeficiente aerodinâmico do modelo do ONERA- *M-série* em regime subsônico do Japão, Servia e Canadá

Japão-Wintec $\varphi=0$		Servia -T35 $\varphi=0$		Servia -T35 $\varphi=180$		Canadá - NAE - $\varphi=0$		Canadá - NAE - $\varphi=180$	
Alfa(°)	CD	Alfa(°)	CD	Alfa(°)	CD	Alfa(°)	CD	Alfa(°)	CD
-5,96	0,0197	-6,02	0,0145	-6,11	0,0250	-5,35	0,0019	-5,36	0,0060
-4,91	0,0159	-5,03	0,0142	-5,15	0,0164	-4,27	0,0107	-4,29	0,0113
-3,87	0,0146	-4,03	0,0093	-4,08	0,0150	-3,25	0,0165	-3,25	0,0179
-2,82	0,0146	-3,01	0,0094	-3,05	0,0136	-2,23	0,0209	-2,21	0,0218
-1,78	0,0159	-1,97	0,0065	-2,01	0,0146	-1,21	0,0252	-1,21	0,0245
-0,73	0,0187	-1,07	0,0108	-1,02	0,0167	-0,18	0,0252	-0,18	0,0245
0,26	0,0215	0,03	0,0111	-0,01	0,0198	0,81	0,0252	0,82	0,0232
1,27	0,0254	1,02	0,0146	1,04	0,0223	1,86	0,0179	1,85	0,0206
2,42	0,0318	2,06	0,0166	1,99	0,0256	2,86	0,0179	2,86	0,0205
3,37	0,0379	3,06	0,0247	3,04	0,0347	3,85	0,0267	3,85	0,0205
4,52	0,0502	4,12	0,0402	4,05	0,0494	4,37	0,0340	4,37	0,0240
5,58	0,0667	5,16	0,0616	5,01	0,0694	4,87	0,0296	4,85	0,0364
6,54	0,0833	6,09	0,0881	6,01		5,87	0,0384	5,89	0,0377

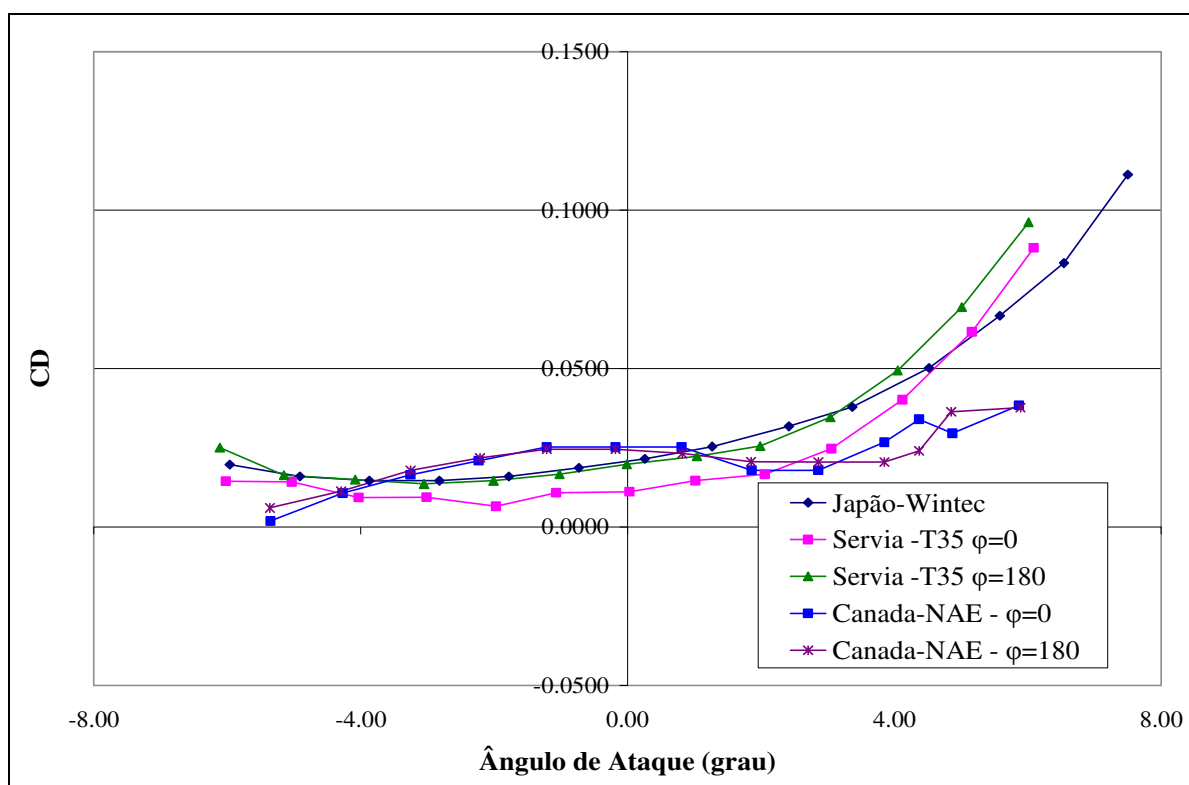


Figura 58 - Coeficientes aerodinâmicos longitudinais do modelo do ONERA- *M-série* em regime subsônico do Japão, Servia e Canadá

Para possibilitar a análise foram obtidas as Equações (17) a (21) para as curvas da Tabela 18 com o método da regressão polinomial do programa Microsoft Excel.

Essas equações geraram os dados da Tabela 19 e representados na Figura 59.

$$CD_{\text{Japão } \varphi=0} = 9\text{E-}06 \alpha^4 + 4\text{E-}05 \alpha^3 + 0,0004 \alpha^2 + 0,0032 \alpha + 0,0207 \quad (17)$$

$$CD_{\text{Servia } \varphi=0} = 1\text{E-}05 \alpha^4 + 0,0001 \alpha^3 + 0,0006 \alpha^2 + 0,0016 \alpha + 0,0105 \quad (18)$$

$$CD_{\text{Servia } \varphi=180} = 2\text{E-}05 \alpha^4 + 9\text{E-}05 \alpha^3 + 0,0005 \alpha^2 + 0,0027 \alpha + 0,0187 \quad (19)$$

$$CD_{\text{Canadá } \varphi=0} = 2\text{E-}06 \alpha^4 + 0,0001 \alpha^3 - 0,0003 \alpha^2 - 0,0005 \alpha + 0,0232 \quad (20)$$

$$CD_{\text{Canadá } \varphi=180} = 1\text{E-}05 \alpha^4 + 0,0001 \alpha^3 - 0,0004 \alpha^2 - 0,0006 \alpha + 0,0235 \quad (21)$$

Tabela 19 - Coeficientes aerodinâmicos do modelo do ONERA- *M-série* em regime subsônico do Japão, Servia e Canadá

Alfa (°)	Japão-Wintec $\varphi=0$ CD	Servia -T35 $\varphi=0$ CD	Servia - T35 $\varphi=180$ CD	Canadá - NAE $\varphi=0$ CD	Canadá - NAE $\varphi=180$ CD	Valor médio CD
-6	0.0189	0.0139	0.0270	0.0120	0.0257	0.0195
-5	0.0153	0.0113	0.0190	0.0170	0.0243	0.0173
-4	0.0140	0.0099	0.0153	0.0201	0.0237	0.0166
-3	0.0143	0.0092	0.0143	0.0219	0.0234	0.0166
-2	0.0157	0.0091	0.0149	0.0226	0.0233	0.0171
-1	0.0179	0.0094	0.0164	0.0229	0.0232	0.0180
0	0.0207	0.0105	0.0187	0.0232	0.0235	0.0193
1	0.0243	0.0128	0.0220	0.0241	0.0246	0.0216
2	0.0292	0.0171	0.0271	0.0262	0.0273	0.0254
3	0.0357	0.0242	0.0354	0.0303	0.0324	0.0316
4	0.0448	0.0355	0.0484	0.0369	0.0413	0.0414
5	0.0573	0.0523	0.0685	0.0470	0.0553	0.0560
6	0.0746	0.0763	0.0983	0.0612	0.0761	0.0773
7	0.0980	0.1094	0.1410	0.0805	0.1056	0.1069

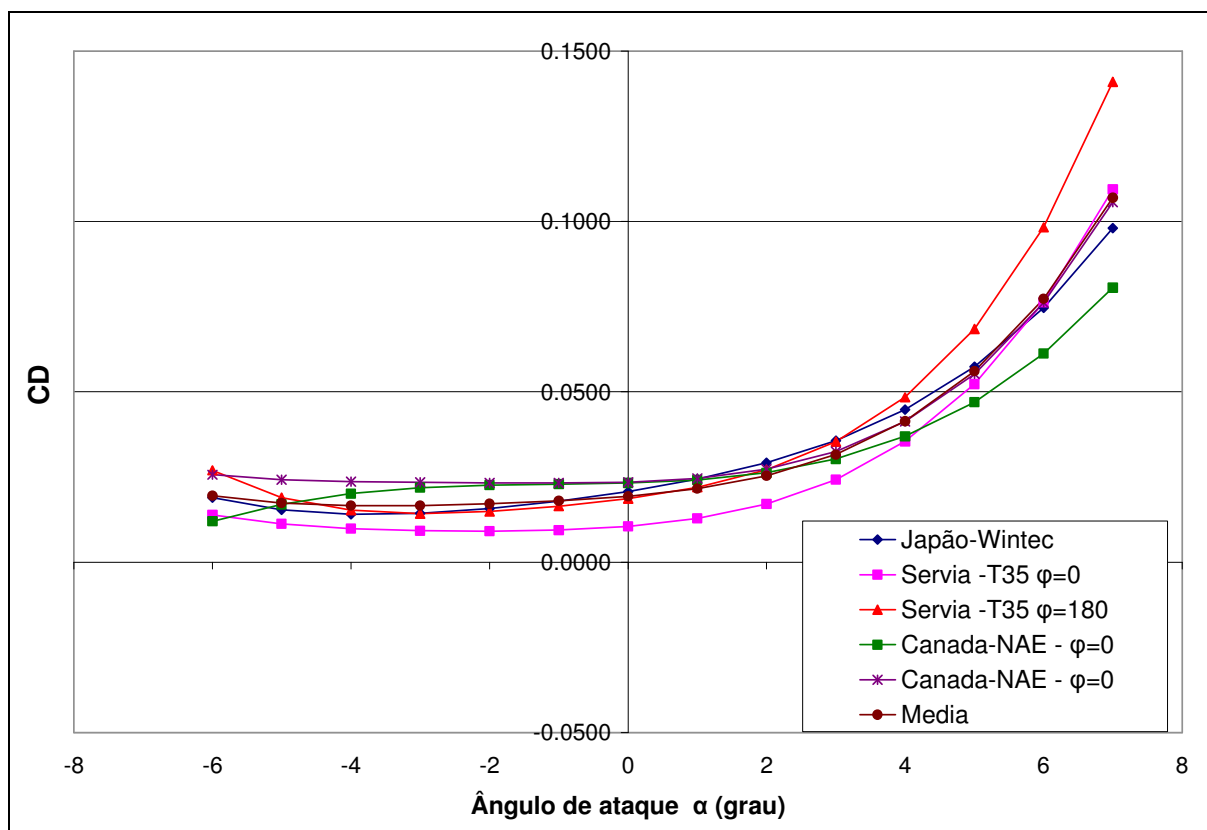


Figura 59 - Coeficientes aerodinâmicos linearizados do modelo do ONERA-*M-série* em regime subsônico do Japão, Servia e Canadá

Os desvios calculados em relação ao valor médio dos CD do Japão, Servia e Canadá estão representados na tabela 20 e na Figura 60.

Tabela 20 - Desvio em relação a média modelo do ONERA- *M-série* em regime subsônico do Japão, Servia e Canadá

Desvio em relação a média				
Japão- Wintec	Servia -T35 $\varphi=0$	Servia -T35 $\varphi=180$	Canadá - NAE - $\varphi=0$	Canadá - NAE - $\varphi=180$
0,0006	0,0056	-0,0075	0,0075	-0,0062
0,0020	0,0061	-0,0016	0,0004	-0,0069
0,0025	0,0067	0,0013	-0,0035	-0,0071
0,0023	0,0074	0,0023	-0,0052	-0,0068
0,0014	0,0081	0,0022	-0,0055	-0,0061
0,0001	0,0086	0,0015	-0,0049	-0,0052
-0,0014	0,0088	0,0006	-0,0039	-0,0042
-0,0028	0,0088	-0,0004	-0,0025	-0,0030
-0,0038	0,0083	-0,0018	-0,0009	-0,0019
-0,0041	0,0074	-0,0038	0,0013	-0,0008
-0,0034	0,0059	-0,0070	0,0044	0,0001
-0,0013	0,0038	-0,0124	0,0091	0,0008
0,0027	0,0010	-0,0210	0,0161	0,0012
0,0089	-0,0025	-0,0341	0,0264	0,0013

O desvio padrão foi calculado para cada túnel com os dados da tabela 20:

$CD_{\text{Japão } \varphi=0}$	desvio de $\pm 0,0035$
$CD_{\text{Servia } \varphi=0}$	desvio de $\pm 0,0033$
$CD_{\text{Servia } \varphi=180}$	desvio de $\pm 0,0105$
$CD_{\text{Canadá } \varphi=0}$	desvio de $\pm 0,0093$
$CD_{\text{Canadá } \varphi=180}$	desvio de $\pm 0,0033$

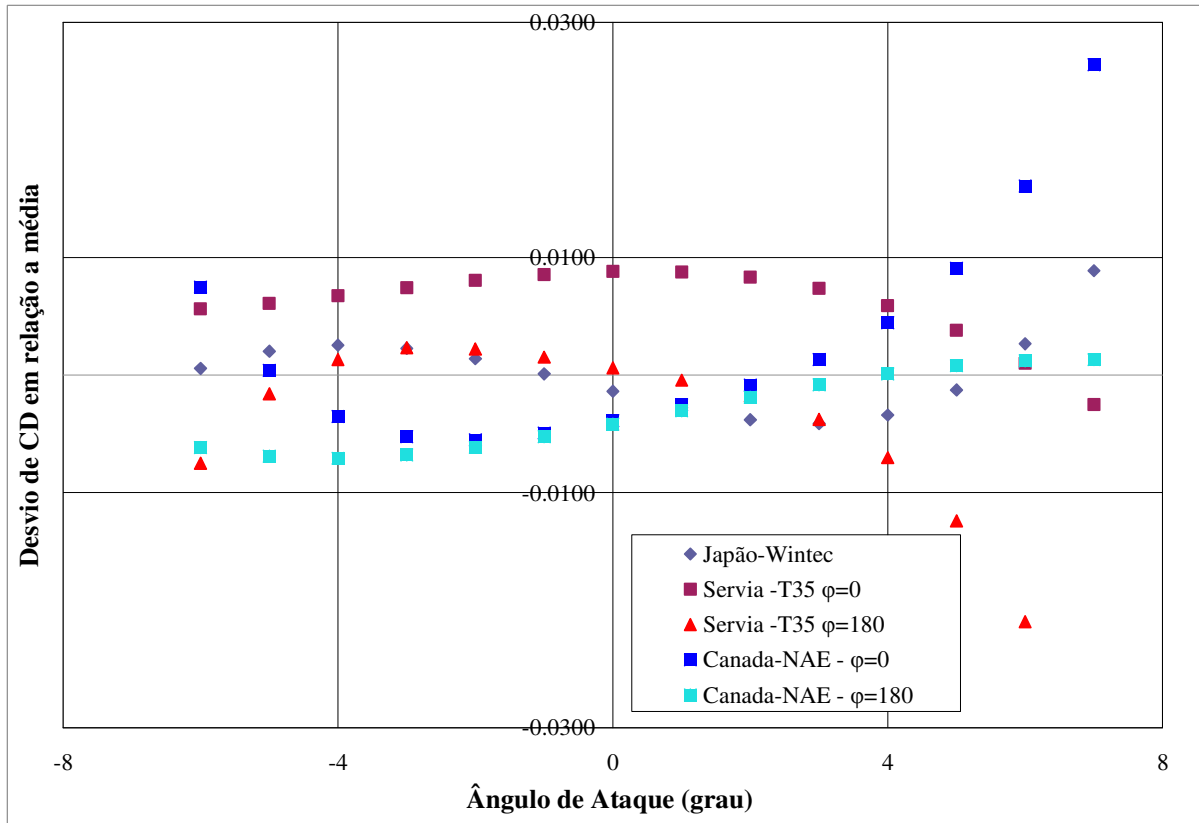


Figura 60 - Desvio de CD do modelo do ONERA- *M-série* em regime subsônico do Japão, Servia e Canadá, adaptado ALA

6 RECOMENDAÇÕES PARA O TÚNEL AERODINÂMICO Nº 2

No decorrer do desenvolvimento deste trabalho foram detectados alguns itens que poderiam acrescentar melhorias ou corrigir eventuais falhas. Estes serão apresentados abaixo, necessitando de estudo mais detalhado:

6.1 Metodologia de correções de túnel

O TA-2 utiliza-se da metodologia convencional de correção de túnel descrita no Pope (*Low Speed Wind Tunnel Testing*, 1999). Outros processos de correções deverão ser estudados e implantados, conforme estudos iniciados e documentados no relatório RENG-ALA-2008. (SOUZA, 2008)

a) Correção por métodos computacionais

O estudo de Castro apresenta o estudo específico do emprego de métodos de painéis para obtenção de fatores de correção. Algumas sugestões de procedimentos de correção empregando o método dos painéis são sugeridos (CASTRO, 1997).

- ✓ melhorar a discretização das paredes do túnel,
- ✓ implementar o cálculo dos coeficientes de momento por intermédio da intensidade dos painéis dipolo das superfícies geradoras de sustentação,
- ✓ aperfeiçoar o modelamento da junção asa-fuselagem,
- ✓ aprimorar o cálculo do arrasto induzido,
- ✓ validar casos de interferência das paredes do túnel com presença de mastros,
- ✓ introduzir cálculos de camada limite na superfície do modelo e nas paredes do túnel,
- ✓ implementar cálculo de descolamentos da camada limite,
- ✓ uso de painéis com densidade variável,
- ✓ uso de painéis curvos.

b) Correção por Assinatura de Pressão

O métodos baseia-se em um processo de medidas de perturbações aerodinâmicas nas paredes do túnel devido ao efeito do bloqueio introduzido por um modelo. Uma vez

adquiridas, as pressões são utilizadas como condições de contorno em um problema numérico que estimará a intensidade da distribuição de singularidade que representam um modelo idealizado. (SOUZA, 2008).

Diversas referências versam sobre a correção por assinatura de pressão, podendo citar-se como referência Mokry *et al.* (2000). Este trabalho apresenta um procedimento para automação das correções usando um programa em C++, que usa dados de medias de pressão nas paredes do túnel. São implementados métodos de uma e de duas variáveis.

Métodos de uma variável requerem menos sensores de pressão, mas um modelo matemático simplificado artigo em questão, baseado no método das singularidades aerodinâmicas. As paredes do túnel podem ser modelados através de painéis dipolo, caracterizando o modelo aerodinâmico da seção de testes.

Métodos de duas variáveis apresentam a vantagem de não serem necessários modelos e singularidades aerodinâmicas . Requer uma quantidade elevadas de sensores de pressão, dos quais obtém-se as duas variáveis, a pressão e o vetor velocidade adjacente à parede.

O investimento inicial é maior, pela quantidade de sensores, porém permite uma melhor automação dos procedimentos de ensaios em túnel com correção, além da vantagem de ser mais adequado para a correção de ensaios em que os modelos são rombudos e o escoamento dominante é viscoso e turbulento.

6.2 Estudo para correção de escoamento

A qualidade do ensaio está relacionado diretamente a qualidade do escoamento disponível, portanto um estudo pode detectar alguns pontos de descolamento do fluxo e desvio, e esta correção tem o objetivo de melhorar o escoamento como um todo:

- a) um dos pontos a ser verificado são as esquinas do túnel.
 - ✓ Estudos e propostas iniciais via computacional do escoamento
 - ✓ Medidas da distribuição do escoamento em alguns pontos para validar os dados computacionais

- b) Medir o nível de rotação do escoamento no túnel
 - ✓ Estudos e propostas de correção nos estatores
 - ✓ Estudos e propostas de correção na área de tranquilização (antes da seção de ensaio) com filtro tipo colméia, tela fina, etc., e de avaliação da correspondente perda de carga.

6.3 Estudo da turbulência do Túnel aerodinâmico nº 2

As medidas da Intensidade de Turbulência pelo método de fio quente, através do equipamento da ALA, apresentam discrepâncias em relação ao método das esferas e ao método de fio quente utilizando o equipamento pertencente ao ITA. Isto sugere a existência de um problema no equipamento ou na calibração do fio quente.

O TA-2 trabalha com o valor de índice de turbulência (IT) aceito historicamente de 0,025% e o valor discrepante medido foi de 0,100%.

A medida deverá ser refeita após a verificação do equipamento, da calibração e da metodologia de cálculos.

6.4 Determinação da incerteza dos coeficientes

Há a necessidade de se associar aos coeficientes obtidos nos ensaios do TA-2 a os valores obtidos através dos cálculo das incertezas. A incerteza das medidas obtidas em um ensaio aerodinâmico é uma complexa combinação de parâmetros constituída da cadeia de medidas, do sistema mecânico de aporte do modelo, da interdependência destes parâmetros e da própria condição dos experimentos.

A implantação das incertezas dos coeficientes poderá ser baseada no trabalho de Reis (2000), “*Expressão da Incerteza da Medição Associada a um Ensaio Aeronáutico em Túnel de Vento Subsônico*”, necessitando, hoje, apenas de apoio de um especialista da área e de um esforço na área computacional.

6.5 Estudo de calibração da balança com efeito dinâmico

Durante os ensaios, a balança tem um comportamento bastante dinâmico, com acoplamento de vários módulos de vibrações, níveis de frequência, etc., e a calibração é executada em condições quase estáticas. A introdução destas variáveis poderá tornar a incerteza da calibração mais real.

Algumas sugestões iniciais, para encaminhamento das soluções são apresentadas a seguir:

- a) Determinar a frequência natural da balança;

- b) Determinar a frequência natural de todos os componentes da balança, isto é, das três forças e dos três momentos;
- c) Fazer uma calibração da balança com introdução de excitadores na frequência determinada no item b);
- d) Fazer uma calibração da balança com introdução de excitadores na frequência diferentes, não sendo múltiplos ou submúltiplos de b);
- e) Fazer um estudo comparativo das calibrações com base na calibração estática.

7 CONCLUSÕES

As calibrações realizadas para a confiabilidade dos ensaios, tratadas no Capítulo 3, deverão ser programadas e conduzidas regularmente no TA-2. Além de possibilitar as correções da calibração do túnel de vento, esses registros de calibração servirão como testes de verificação. Eles também servirão como uma verificação ponta a ponta da instalação inteira do túnel de vento, além de promover um aperfeiçoamento das técnicas de testes. Isto aumentaria a confiança nos dados obtidos porque estes testes fornecem uma medida quantitativa da estabilidade dos dados que são produzidos. Adicionalmente forneceriam meios de detectar mudanças não só no túnel como nos sistemas associados ou nas técnicas de teste.

Na mesma linha da busca da confiabilidade, os ensaios intralaboratoriais do TA-2 têm demonstrado sua qualidade, que se reflete principalmente na excelente reprodutibilidade de curto prazo, porém, a atual reprodutibilidade de longo prazo não foi ainda provada. Há a necessidade de se validar o processo e ter-se o controle sobre as variáveis. Segundo o INMETRO, com o objetivo de confirmar que os métodos são apropriados para o uso pretendido, o laboratório deve validar: métodos não normalizados; métodos desenvolvidos pelo próprio laboratório; métodos normalizados usados fora dos escopos para os quais foram concebidos; além das ampliações e modificações feitas em métodos normalizados.

O método apropriado apresentado é a proposta de desenvolvimento de um modelo padrão aeronáutico que encontra-se bem desenvolvido e estruturado. Os contatos para a primeira campanha interlaboratorial com o ONERA estão encaminhados com assinatura de protocolo de intenção para cooperação governamental, estabelecido como segue:

- a) Identificação do protocolo de intenção de cooperação Governamental.
- b) Assinatura de acordo de cooperação entre o CTA e *Délégation Generale pour l'Armement* (DGA), acordo que abre acesso ao ONERA.
- c) Intercambio de especialista entre o Onera e o CTA na área de ensaios aerodinâmicos

Etapas executadas:

- c1) Visita do ONERA as instalações do CTA-TA-2
- c2) Visita do CTA as instalações do ONERA
- c3) Acesso a desenhos do modelo da ONERA-*serieM*
- c4) Acesso ao tipo de fixação do ONERA F1 (túnel escolhido)

- d) Escolha por construir modelo padrão da serie M
 - d1) Escala do modelo padrão aeronáutico para o TA-2 foi escolhido o dobro M5
 - d2) Testes inicial no TA-2
 - d3) Testes no ONERA onde serão analisados com resultados de ensaios anteriores com o modelo da serie M
 - d4) Teste no TA-2, após a volta
- e) Análise dos resultados da comparação interlaboratorial
- f) Execução do projeto do modelo M5
 - f1) Desenhos concluídos
 - f2) Material do modelo escolhido

Para execução do modelo padrão haverá necessidade da obtenção de financiamento via FAPESP ou FINEP. Para o IAE, devido ao nível envolvido, da ordem de R\$ 2.000.000,00 é considerado inviável. O projeto já foi enviado para FINEP, porém não recebeu aprovação, devendo ser reenviado em 2010.

REFERÊNCIAS

ABNT ISO/IEC 17025 - “*Requisitos gerais para a competência de laboratórios de ensaio e calibração*”, 2005.

(ABNT) NBR 15100:2004 – “*Sistemas da Qualidade - Aeroespacial - Modelo para a garantia da Qualidade em projeto, desenvolvimento, produção, instalação e serviços associados*”, 2004.

ABNT ISO/IEC GUIA 43-1 - “*Ensaio de proficiência por comparações interlaboratoriais - Parte 1: Desenvolvimento e operação de programas de ensaios de proficiência*”, 1999.

(ABNT) NBR 10082 – “*Vibração mecânica de máquinas com velocidades de operação de (600 a 12000) rpm - Bases para especificação e padrões de avaliação*”, 1987

AGARD-AR-35-71 – “*Report of the high Reynolds number Wind tunnel study group of the fluid dynamics panel*”, 1971, p.2 e 6.

ALA, “*arquivos da ALA em CD*”, São José dos Campos, S. P., Brasil, acesso restrito, 2003.

ALA, “*arquivos da ALA em CD*”, São José dos Campos, S. P., Brasil, acesso restrito, 2005.

ALA, “*arquivos da ALA em DVD*”, São José dos Campos, S. P., Brasil, acesso restrito, 2009.

ANDERSON, J. D. Jr., “*Introduction to Flight*”, 3^o ed., McGraw-Hill, N Y, 1984, p. 159.

ANDERSON, J. D. Jr., “*Fundamentals of aerodynamics*”, 2^o ed., McGraw-Hill, N Y, 1991, p. 159.

ANTUNES, C., “*Um parque de diversões para engenheiros*”, **Revista Veja São Paulo**, edição de 22 set 2009.

AVELAR, A. C.; FICO JR.; N. G. C. R.; MELLO, O. A. F.; CHISAKI, M., “*An Experimental Investigation of the Flow Over Shallow Cavities*”. In: **38th AIAA Fluid Dynamics Conference, 2008, Seattle. Proceedings of 38th AIAA Fluid Dynamics Conference**, 2008.

AVELAR, A. C. J.; MAEDA P. T.; REIS M. L. C. C.; MELLO O. A. F. – “*Determination of Turbulence level in the TA-2 Aerodynamic Wind Tunnel*”. In: **COBEM 2003 – 08-52** – São Paulo, SP, 2003.

ASSATO, M.; AVELAR, A. C. J.; “*Procedimentos para operação do Anemômetro de fio-vente tridimensional Dantec Streamline 90N10*”, NT ASA LAFQ 01, ALA, São José dos Campos, S.P., 2005.

BAALS D. D.; CORLISS W. R., “*Wind Tunnels of NASA*”, NASA Book, Cleveland , USA, 2009.

BINION, T. W., “*Tests of the ONERA Calibration models in Three Transonic Wind Tunnels*”, paper N° AED - TR – 76 – 133, 1976.

BLESSMANN, J.; “*Aerodinâmica das Construções*”, 2ª Ed., SAGRA, Porto Alegre, 1990, p.114.

BROMM, A.F. Jr., “*Investigation of, drag and pitching moment of a 60o delta-body combination (AGARD calibration model B) in the Langley 9 inch supersonic tunnel*”, NACA TN 3300, 1954.

CANHOTO, A.; REIS, M. L.C. C.; NETO, P. J. O.; ALVIM, R. S.; CHISAKI, M., “*Relatório da Maquete padrão aeronáutico M5 IAE/ONERA*”, Relatório de Missão, acesso restrito, ALA, São José dos Campos, S.P., 2009.

CATALANO, F. M., “*Vento a favor*”, disponível em: <http://www.universia.com.br/materia.jsp?id=973>, 2002, acesso em: 05 agosto 09.

CASTRO, B. M., “*Interferência das Paredes de um túnel de vento no escoamento sobre modelos tridimensionais utilizando o métodos dos Painéis*”, Tese de mestrado ITA, 1997.

CHISAKI, M.; MORAES, L. F. G., “*Problemas Encontrados na Realização de Ensaios Bidimensionais em Túnel de Vento*”, In: *XVI Congresso Brasileiro de Engenharia Mecânica (COBEM), Anais eletrônicos*, Uberlândia, MG, 2001.

CURRY, T. M.; WILLSIE, H. D., “*Observations regarding the PLA Wind Tunnel force measuring system*”, Relatório 026-08, Divisão de Aerodinâmica, SP, Brasil, 1975.

DEE, R., “*The Man who Discovered Flight: George Cayley and the First Airplane*”, Toronto: McClelland and Stewa, 2007.

DIAS, R. H., “*Importância e interferências da concepção dos subsistemas verticais em edifícios altos na arquitetura*”, *Periódico Arquitectos*, N° 055, dez. 2004.

GIACAGLIA, G. E. O., “*Introdução à engenharia*”, CD-ROM ,cap. 1, p. 940, 2008.

GOECKI, J. P., “*Túneis Aerodinâmicos: Passado, Presente e Futuro*”, Palestra no Centro Técnico Aeroespacial, São José dos Campos - SP, 1996, p. 2, 15.

HELOU, R., “*Note de Calculs - Maquette Étalon M5*”, ONERA , 1970, p 2-6.

JCGM 200:2008 - *Joint Committee for Guides in Metrology - JCGM 200:2008 "International vocabulary of metrology - Basic and general concepts and associated terms, VIM"*, 2008.

LANDMAN, R. N., “*Test program for M1 model*” - Relatório Técnico Embraer (acesso restrito), 1982.

LOREDO-SOUZA, A. M., “*Túnel de vento*”, Disponível em: <http://www.ufrgs.br/lac/tunel.htm>, acesso em: 05 ago. 2009.

MAREGA, M. S. R., “*Laboratório de Aeronaves*”, Disponível em: <http://www.eesc.usp.br/smm/aeronautica/> acesso em: 06 agosto 2009.

MENUT, P. P. M., “Anemometria de fio-quente”, *1ª Escola de Primavera de Transição e Turbulência, Mini-Cursos*, pp. 235-372, Rio de Janeiro, RJ. 1998.

MINECK, R. E.; PENDERGRAFT O. C., “*Test-to-Test repeatability of results from a subsonic wing-body configurations in the National Transonic Facility*” - NASA/TM-2000 – 210079 – Langley Research Center, Hampton, USA, 2000.

MORKY, M., “*Automation of Wall-Interference Procedures using C++ object-Oriented Approach*”. In *38 th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, AIAA*, USA, 2000.

MORAES, L. F. G.; CHISAKI, M.; “*Ensaaios Bidimensionais em Túnel de Vento*”, In: *1º Congresso Nacional de Engenharia Mecânica (CONEM), Anais eletrônicos*, Natal, RN, 2000.

MORAES, L. F. G.; CHISAKI, M., “*Divisão de Aerodinâmica - ALA - Histórico*”, Disponível na biblioteca da ALA, São José dos Campos, S.P., 2006.

MÖLLER, S. V., “*Experimentação em turbulência*”, *2ª Escola de Primavera de Transição e Turbulência*. pp. 65-101, Florianópolis, SC, 2000.

NIT-DICLA-026 /2008 – “*Requisitos sobre a participação dos laboratórios de calibração e ensaio em atividades de ensaio de proficiência*”, 2008.

NOGUEIRA, S. L., “*Calibração de Sistemas de Medidas de Múltiplas Componentes Com Iteração*”, Tese de Mestrado, Disponível biblioteca do ITA, São José dos Campos, SP, 1980.

OCOKOLJIC, G., “*Testing of the Model ONERA M4 in the Subsonic Wind Tunnel T-35*”, *Scientific Technical Review*, Vol. LIV, No 3-4, 2004.

ORAN, W. N.; “*Low Speed Wind Tunnel, Facility Handbook*”, TEXAS A&M UNIVERSITY, 2000.

OWEN, F. K., “*Wind Tunnel Flow Quality: Retrospect and Prospect*”, *AIAA 2000-0288, 38th Aerospace Sciences, Meeting & Exhibit*, 10-13 Jan. 2000, Reno, N.V., 2000.

PANKHURST, R. C.; BRYER, D. W., “*Pressure-Probe methods for determining wind speed and flow direction*”, Her Majesty’s Satationery Office, London, 1971.

PAYNE, F. M., “*Low Speed Wind Tunnel Testing Facility Requirements: A Customer’s Perspective*”, *37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, January 11-14, AIAA Paper 99-0306*, Reno, NV, USA, 1999, p. 2,3.

PHOREMAN, J.; SAEPHAN, S.; VANDER KAM, J. C., “*Determination of Turbulence Level in the UC Davis Aeronautical Wind Tunnel*”, *Internal Report of UC Davis Aeronautical Wind Tunnel*, 2000.

POPE, A.; RAE, Jr. W. H.; HARPER, J. J., "*Low Speed Wind Tunnel Testing*" – John Wiley & Sons, 3rd edition, USA, 1999.

REIS, M. L. C. C., "*Expressão da Incerteza da Medição Associada a um Ensaio Aeronáutico em Túnel de Vento Subsônico*", Tese de Doutorado, Universidade Estadual de Campinas, 2000, p. 103.

REIS, M. L. C. C. , "*fichaGTCmodeloreferencia IAEONERA*", Relatório interno da ALA, São José dos Campos, S.P., acesso restrito, 2008, p. 3.

REIS, M. L. C. C.; BARBOSA, I. M.; MELLO, O. A. F.; SANTOS, A. L "*Validation of an external six component Wind tunnel balance calibration*" AIAA -2300-2004 **24th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference**, Oregon, USA, 2004.

REBUFFET, P., "*Aérodynamique expérimentale 2*", 3^a Ed., Dunod, Paris, 1966, p. 97.

REBUFFET, P., "*Aérodynamique expérimentale 1*", 3^a Ed., Dunod, Paris, 1969, p. 145.

RUMERMAN, J., "*The First Wind Tunnel*", Evolution of Technology, first wind tunnels, NASA, 2009.

SABACK, O. S., "*Ensaio em Túnel TA-2 AIT-MI/EMBRAER*", Relatório Técnico PAR/L - 82/17, ALA, São José dos Campos, S.P., acesso restrito, 1982.

SAE AS 9100B – *Quality Management Systems – Aerospace – Requirement*, 2004.

SADAHAKI, S., "*Relato pessoal*", Arquivo em DVD, CTA – ALA, São José dos Campos, SP, Brasil, Out. 2004.

SADAHAKI, S., CHISAKI, M., "*Calibrações e Ensaios para referência do desempenho da Inovação Tecnológica do Túnel de Vento de 1600 HP do CTA*",. – ALA, São José dos Campos, SP, Brasil, 2008.

SMITH, R., "*Wind tunnel and CFD*" - Disponível em: <http://www.symscape.com/blog/wind-tunnels-and-cfd>, acesso em: 14 out. 2009, 2008.

SOUZA, C. E., "*Métodos de Correção – Resumos, Procedimentos Atuais, Futuras aplicações e Planejamento Inicial*", Relatório de Engenharia N^o Reng.ALA 010/08, ALA, São José dos Campos, S. P., acesso restrito, 2008.

TAUREL, L., "*Modification pour Balance dynamométrica*", Relatório Técnico, Divisão de Aerodinâmica, SP, Brasil, 1969).

TECSIS – Tecnologia e Sistema Avançados, "*Manual do rotor CTA28007*", pag. 6, 2006.

TRUYTS, C. F., "*Manual de Operação da Interface entre HBM e PSI*", CTA – Centro Técnico da Aeronáutica – ALA, São José dos Campos, SP, Brasil, 2002.

TRUYTS, C. F., “*Programas desenvolvidos para o sistema de aquisição de dados HBM*”, CDROM n. 01- CTA – ALA, São José dos Campos, SP, Brasil, 2003.

VALLE, B.; BICHO, G. G. “*ISO/IEC 17025: A Nova Norma para Laboratórios de Ensaio e Calibração*”, *Revista Metrologia Instrumentação* n° 5, abril de 2001.

VON ELLENRIERDER, A. R. “*PROGRAMA DE APOIO DA UNESCO*”, ALA, São José dos Campos, S. P. acesso restrito, 1969.

WATANABE, S.; SUGIURA H.; KUCHIISHI, S.; SHIGEMI, M., “*Standard Models for NAL Wind Tunnel Technology Center (WINTEC)*” - *Journal code Z0948A*, Vol. 32, pg 215-218, 2001.

ZAPAROLI, E. L., “*Ensaio Ford*”, Relatório Técnico PAR/L - 79/08, acesso restrito, 1979.

ANEXO A LEVANTAMENTOS BIBLIOGRÁFICOS SOBRE TÚNEIS DE VENTO

As primeiras medidas relativas à resistência do ar foram efetuadas no século XVI sobre corpos em queda livre. Nos séculos seguintes apareceram o método de manejo e a utilização do vento natural atmosférico (REBUFFET, 1969).

O princípio dos túneis aerodinâmicos foi enunciado por Leonardo da Vinci há mais de 400 anos:

“uma vez que a ação do meio sobre o corpo é a mesma seja o corpo se movendo sobre um meio estacionário, sejam as partículas do meio impingindo com a mesma velocidade no corpo estacionário, consideremos o corpo como se fora estacionário e vejamos com qual força ele seria impelido pelo meio em movimento” (ANDERSON, 1984)

Em termos de instalações laboratoriais, talvez o mais característico na ciência e tecnologia aeronáutica é o Túnel de Vento, ou Túnel Aerodinâmico. Gorecki (1996) o definiu como:

“uma instalação destinada a produzir, de forma regular e em condições bem controladas, uma corrente de ar – ao redor de um modelo de avião, de veículo, de estrutura ou de construção – com objetivo de determinar se experimentalmente as condições de escoamento, e de medir distribuições de esforços e de temperaturas, as trocas térmicas entre a corrente gasosa e o modelo, além de outros elementos relevantes para o projeto.”

O túnel do vento é indispensável para o desenvolvimento das modernas aeronaves. Um Engenheiro aeronáutico, hoje não iria projetar uma avançada aeronave e a fazer voar pela primeira vez sem medir as características aerodinâmicas como arrasto, sustentação e principalmente a estabilidade e controlabilidade em um túnel do vento. Testes em túnel primeiro, testes em voo mais tarde, é a boa ordem das coisas.

A1 PRIMEIROS TÚNEIS

Em meados da década de 1700 os sonhadores projetistas de avião começaram a ver a necessidade de entender como o ar se movimentava sobre a superfície, foi o uso de braço rotativo, pode se citar alguns pioneiros:

Em 1746, Benjamin Rubens descobriu que a forma do objeto afetavam a resistência do ar ou o arrasto, apesar da igualdade de áreas estavam sendo girado e expostas ao ar. Ele percebeu que as teorias disponíveis não descrevem adequadamente a complexa relação entre a resistência, a forma e a orientação do objeto e velocidade do ar. (RUMERMAN, 2009)

George Cavley também utilizou um braço rotativo para medir o arrasto e sustentação de um aerofólio. Um pioneiro na ciência de aerodinâmica, ele estabeleceu princípios científicos do voo para algo mais pesado do que o ar. Ele foi o primeiro a identificar as quatro forças de voo - impulso, sustentação, arrasto e de peso e também descrever a relação que cada um tinha com o outro (DEE, 2007)

Otto Lilienthal, em 1866, mede pela primeira vez a componente de sustentação de um elemento plano preso sobre um dispositivo de medida. (REBUFFET, 1969). Lilienthal foi chamado o primeiro verdadeiro aviador. Embora ele não tenha construído aviões motorizados, os planadores o fizeram famoso no mundo e foi grande entusiasta do voo tripulado. (BAALS; CORLISS, 2009)

Hiram Maxim também utilizou um enorme braço giratório para testes aerodinâmicos, seu braço giratório dispunha de elaborada instrumentação para medir sustentação, arrasto e velocidade relativa do ar. Samuel Langley foi outro pesquisador do braço giratório, construiu um capaz de obter velocidade de 161 km/h (45 m/s) . Mas os seus resultados apresentavam problemas por causa dos ventos e turbulências provocados pelo próprio braço rotativo. Com estas limitações, ele era tão impreciso que os pesquisadores não puderam determinar a verdadeira velocidade relativa entre a maquete e o ar através da qual ela se moveu. (RUMERMAN, 2009)

Então os pesquisadores mudaram o paradigma: o ar passou a ser soprado (ou sugado) sobre um modelo-estacionário, e começou a procura de uma forma confiável de fazer isto. O túnel de vento foi o resultado.

O primeiro Túnel Aerodinâmico de que se tem notícia foi construído na Inglaterra em 1871, por Frank H. Wenham (1824-1908), para a *Aeronautical Society of Great Britain* Este tipo de instalação proporcionou um grande avanço para a tecnologia aeronáutica que dava seus primeiros passos, tendo sido fundamental para o sucesso de alguns pioneiros da aviação. (GORECKI, 1996).

No início dos anos 1880, Horatio Phillips tentou realizar testes semelhantes ao de Wenham no seu próprio túnel, por ejeção de ar comprimido. Alguns anos após, um ventilador é utilizado para produzir o escoamento do ar: O túnel era uma caixa seis pés (1,8 metros) de comprimento e 17 polegadas (0,43 m) de cada lado. (REBUFFET, 1969)

Vários aerodinamistas se sucederam conforme descrição de Pierre Rebuffet:

- ou seja soprando sobre o corpo situado na extremidade do túnel: La Cour (Dinamarca, 1890), Charles Renard (França, 1896), W. e O. Wright (EUA, 1901), Sir Hiran Maxim (Inglaterra, 1909), Rateau (França, 1909).

-ou seja aspirando sobre o corpo: Stanton (Inglaterra, 1903), Riabouschinsky (Rússia, 1905), Eiffel (França, 1909), Prandtl (Alemanha, 1909).

A figura 61 mostra a réplica do vento de túnel dos irmãos Wright no Udvar-Neblina Centro.



Figura 61 - Réplica do túnel de vento dos irmãos Wright

A2 HISTÓRICO DO TÚNEL DO BRASIL

Por uso comum, ou por similaridade ao inglês, os túneis aerodinâmicos normalmente são chamados também de túneis de Vento. Blessmann , 1990 em vários de suas publicações chama atenção para diferenças fundamentais quanto à finalidade específica de cada um, tais como:

“túneis para obter simulações mais fiéis das características do vento natural, para aplicações à construção civil são chamados por túneis de vento. Estes túneis têm uma relação comprimento /altura da câmara de ensaio a partir de oito. Os túneis aerodinâmicos, projetados para estudos aerodinâmicos e afins, geram ventos uniformes de turbulência muito pequena, mas de velocidade mais altas que os túneis de vento, a relação comprimento/altura da câmara de ensaio situa-se em torno de dois”

A2.1 Túneis de Ventos (aerodinâmicos) da Universidade Federal do Rio Grande do Sul

Na década de 1970, o idealismo do Prof. Blessmann o trouxe a São José dos Campos para dar início à especialização em aerodinâmicas das construções. Doutor em Ciências (1973) pelo Instituto Tecnológico de Aeronáutica do Centro Técnico Aeroespacial. Época que conduziu pesquisas e estudos sobre forças devidas ao vento em edificações utilizando o 1º túnel do Brasil de grande porte, o TA-1 do CTA. Suas atividades iniciaram em 1973, sendo pioneiro na América Latina. Seus objetivos identificam-se nas áreas de aplicações industriais, pesquisa e ensino em Engenharia do Vento, além de servir de base para a NBR-6123 "Forças devidas ao vento em edificações".

Colaborou no projeto do túnel aerodinâmico da UFRGS e assistência à sua construção. Projeto para transformá-lo em túnel de vento, com câmara de ensaios longa; assistência às obras de reforma (1963-1977). Autor do projeto: Prof. Dr. Eng. Jacek P. Gorecki, do ITA. (LOREDO-SOUZA, 2009)

Trata-se de um túnel de vento de retorno fechado, projetado especificamente para ensaios estáticos e dinâmicos de modelos de construções civis. Este túnel permite a simulação das principais características de ventos naturais. Tem relação comprimento / altura da câmara principal de ensaios superior a 10, e dimensões 1,30m × 0,90m × 9,32m (largura × altura × comprimento). A velocidade máxima do escoamento de ar nesta câmara, com vento uniforme e suave, sem modelos, é de 42 m/s (150 km/h). As hélices do ventilador são acionadas por um motor elétrico de 100 HP e a velocidade do escoamento é controlada através de aletas radiais metálicas que obstruem a passagem do ar. (BLESSMANN, 1990)

A Figura 62 mostra o Túnel de vento Prof. Joaquim Blessmann e a Figura 63 ilustra alguns efeitos do vento sobre as edificações. (DIAS, 2004)

Os estudos iniciados no CTA e complementados na UFRGS resultou na criação de uma norma específica para a ação de vento a NB 599, hoje a NBR 6123: 1998.



Figura 62 - Túnel de vento Prof. Joaquim Blessmann –Universidade Federal do Rio Grande do Sul
(LOREDO-SOUZA, 2003)



Figura 63 - Modelos do Edifício Brascan Century Plaza, em São Paulo (LOREDO-SOUZA, 2003)

A2.2 Túneis aerodinâmicos da Universidade de São Paulo

A2.2.1 Túnel atmosférico do Instituto de Pesquisas do Estado de São Paulo

A partir de 1998 o grupo de micrometeorologia iniciou a sua participação do projeto de construção de um Túnel de Vento de Camada Limite Atmosférico, (Proc. FAPESP No. 98/15402 – 5) do programa de Equipamentos Multiusuários da FAPESP, coordenado pelo Laboratório de Vazão do Instituto de Pesquisas Tecnológicas do Estado de São Paulo.

Este túnel de vento, inaugurado em 2002, é utilizado para efetuar simulações analógicas das trajetórias de poluentes atmosféricos, para a determinação dos efeitos de cargas sobre estruturas de construção civil. Quando se exige exatidão e confiabilidade ou quando o conhecimento a respeito das cargas de vento não é possível determinar ou não está previstas

nas normas técnicas, por exemplo, como a norma NBR 6123:1998.

O túnel de camada limite atmosférica tem 36 metros de comprimento, com 2 metros de altura, regulável, e uma área de ensaio de 3 m de diâmetro. As Figuras 64 e 65 mostram vista o túnel e túnel sendo utilizado. As medidas de velocidade de vento são feitas com anemômetro de fio quente e tubo de Pitot, utilizando um sistema de posicionamento (robô) com precisão de 1 mm em cada coordenada. (ANTUNES, 2009)



Figura 64 - Vista do túnel de vento do Instituto de Pesquisas Tecnológicas (ANTUNES, 2009)



Figura 65 - Túnel de vento do IPT-USP na configuração de ensaio (ANTUNES, 2009)

A2.2.2 Túnel aerodinâmico da Escola de Engenharia de São Carlos

O Laboratório de Aerodinâmica, da Escola de Engenharia de São Carlos (EESC), da Universidade de São Paulo (USP) está operando seu novo Túnel de Vento totalmente projetado e construído no LAE. O túnel de Vento é do tipo circuito fechado e servirá para o desenvolvimento de pesquisas e ensaios gerais em aerodinâmica experimental. Seu projeto moderno atende a todos os requisitos de uniformidade de escoamento e nível de turbulência para uma grande variedade de testes aerodinâmicos de modelos de aeronaves, autoveículos comerciais, de competição e aerodinâmica industrial. (MAREGA, 2009)

“O Túnel de Vento é um aparelho largamente utilizado na Engenharia para ajudar na concepção de veículos, navios, aeronaves e projetos arquitetônicos. Ele serve para testar a aerodinâmica dos projetos em escalas reduzidas, simulando sua resistência às diversas condições do vento. Para os fabricantes de aviões é extremamente necessário testar os projetos no Túnel de Vento antes mesmo de construir um protótipo. O teste identifica se a aeronave é operacional ou não, evitando a construção de um modelo que não sairia do chão”. (CATALANO, 2002)

O Túnel de Vento da EESC-USP possui circuito fechado e conta com uma câmara de 2 m² com 1,24 m de altura, por 1,70 m de largura e 5 m de comprimento. Os ventiladores, equipados com motores de 112 kW(150 HP), podem gerar correntes de ar de até 55,4m/s (200 Km/h). O sistema aceita maquetes com escala até 1:5. A Figura 66 mostra as aletas refletoras à montante da seção de ensaio. É o segundo deste tipo no Brasil; o outro está em São José dos Campos, São Paulo, no CTA (Centro Tecnológico Aeronáutico).



Figura 66 - Túnel de vento do Escola de Engenharia de São Carlos (CATALANO, 2002)

A2.3 Túneis aerodinâmicos do Centro Técnico Aeroespacial

A2.3.1 Túneis aerodinâmicos do Instituto de Aeronáutica e Espaço

As origens da atual Divisão de Aerodinâmica remontam a década de 1930, quando foi construído o Túnel Aerodinâmico nº 1 (TA-1) na Escola Técnica do Exército (ETE), então localizada no Campo dos Afonsos (RJ).

Em 1950, com a implantação do ITA, o TA-1 foi transportado para São José dos Campos e compôs o seu Laboratório de Aerodinâmica (LA).

Em 1953, com a criação do Instituto de Pesquisa e Desenvolvimento (IPD), o LA se transformou na Divisão de Aerodinâmica (PLA) do IPD. O TA-1 tornou possível o desenvolvimento de vários projetos, destacando-se o avião "Bandeirante", projetado no IPD e que deu origem à EMBRAER.

O Túnel Aerodinâmico nº 2 (TA-2) foi construído entre 1950 e 1958. Entretanto, até 1978 foram executados apenas ensaios aeroelásticos, com balanças internas, e ensaios para visualização de escoamentos. Em 1978, os sensores analógicos da balança principal foram substituídos por sensores eletrônicos e foi desenvolvida a metodologia de calibração da balança externa.

Em 1979, foi implantado o primeiro sistema automático de aquisição de dados. Com a operacionalização da balança principal e do sistema automático de aquisição de dados, ambos implantados por engenheiros e técnicos da própria Divisão de Aerodinâmica, iniciou-se o período de utilização plena do TA-2.

Hoje, o TA-2 é o principal túnel brasileiro, tendo participado no desenvolvimento das modernas aeronaves da EMBRAER (EMB-121 Xingu, EMB-120 Brasília, EMB-312 Tucano, CBA-123 Vector, AMX, EMB-145, ERJ 170, ERJ-190, Phenom 100, Phenom 300, etc.), de foguetes (VLS), de mísseis (AVIBRAS, Órbita, ENGESA), de artefatos bélicos (bombas e projéteis), de veículos terrestres (Ford, GM, Volkswagen, Marcopolo, Caio, Itapemirim, etc.), de plataformas “*off-shore*” da PETROBRAS e de navios e submarinos da Marinha do Brasil. Em 1970, foi implantado o Túnel Aerodinâmico nº 3, de fabricação alemã, projetado especialmente para calibrar anemômetros. O TA-3 tem sido utilizado na calibração de anemômetros e em ensaios de visualização. De 1973 até o final da década de 80, o TA-3 foi utilizado para as aulas de aerodinâmica experimental do ITA, anteriormente ministradas no TA-1.

Em 1978 a PLA foi transformada em Subdivisão (PAR-L) da Divisão de Aeronáutica do IPD.

Em 1990, a PAR-L se transformou na Subdivisão de Aerodinâmica (ASA-L) da Divisão de Sistemas Aeronáuticos do novo Instituto de Aeronáutica e Espaço. Desde então, a ASA-L ficou também responsável por cálculos aerodinâmicos (coeficientes e cargas aerodinâmicas, desempenho, mecânica do voo).

Em 1996, com seus equipamentos envelhecidos, sem condições para operar com segurança e tendo sido constatada a inviabilidade de sua recuperação, o TA-1 foi desmontado, dando lugar à implantação do Túnel Transônico Piloto (TTP). Também em 1996, iniciou-se um projeto de modernização do TA-2, visando dotá-lo de sistemas de aquisição de dados e sensoriamento atualizados e mais eficientes.

Em 26 de janeiro de 2007 foi aprovado o novo regimento interno do IAE (RICA 21-93), que estabeleceu que a até então ASA-L passasse a ser a ALA, Divisão de Aerodinâmica do IAE. (CHISAKI; MORAES, 2006)

A Figura 67 mostra uma vista aérea do complexo de túnel de vento do IAE/ALA e a Figura 68 mostra o sistema propulsivo de 1600 HP com os sistema de estatores para minimizar a rotação do escoamento. A Figura 69 mostra exemplo de ensaios no TA-2, o ensaio do avião ERJ-170 da Embraer e de um automóvel da Ford.



Figura 67 - Vista do complexo de túneis de vento Instituto de Aeronáutica e Espaço (ALA 2009)



Figura 68 - Sistema de propulsão do Túnel nº 2 da Divisão de Aerodinâmica (ALA 2009)



Figura 69 - Ensaio típicos do Túnel nº 2 da Divisão de Aerodinâmica (ALA 2009)

A2.3.2 Túneis aerodinâmicos do Instituto Tecnológico de Aeronáutica

O túnel de vento de pesquisa do ITA é do tipo circuito aberto, constituído pelos elementos mostrados na Figura 70.

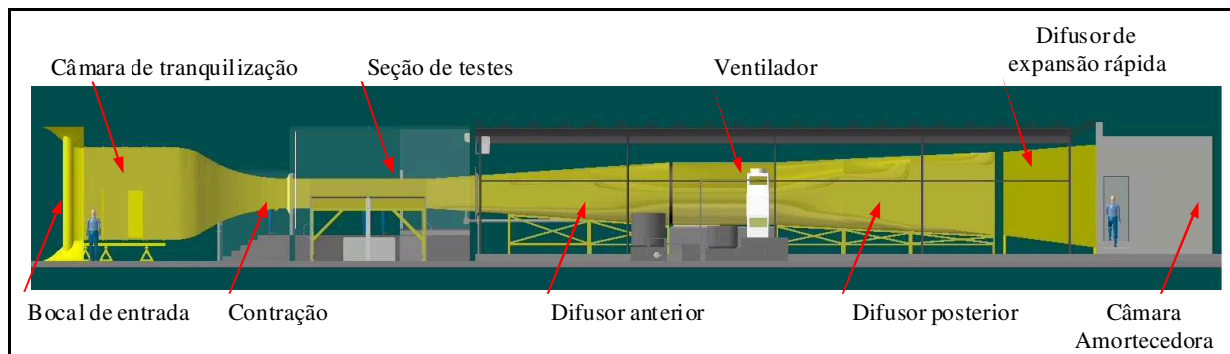


Figura 70 - Elementos constitutivos do Túnel de Pesquisa do Instituto Tecnológico de Aeronáutica (Projeto FAPESP 00 / 13769-0)

Principais Características do Túnel de Vento:

Dimensões Gerais:

- Comprimento total = 40 m
- Largura máxima = 4 m
- Altura máxima = 4,6 m

Dimensões da Seção de Testes:

- Comprimento = 4 m
- Altura = 1 m
- Largura média = 1,28 m

Escoamento na Seção de Testes:

- Velocidade máxima = 80 m/s (280 km/h)
- Número de Mach = 0,23
- Número de Reynolds = $3,2 \times 10^6$ / metro
- Nível de turbulência = 0,05%

Ventilador:

- Potência = 200 HP
- Rotação = 890 RPM
- Controle de velocidade - contínuo

A Figura 71 ilustra o bocal de entrada sendo ajustado com telas e colméias (três camadas) e a seção de ensaio de 1,28m x 1 m do Túnel de Vento do ITA.



Figura 71 - Bocal de entrada e seção de ensaio do Túnel de Vento do Instituto Tecnológico de Aeronáutica (Projeto FAPESP 00 / 13769-0)

A2.4 Alguns túneis aerodinâmicos do Brasil

Apesar dos progressos computacionais as necessidades de túneis cada vez maiores, mais possantes continuam sendo uma necessidade no Brasil e pelo mundo afora.

Os recursos de túneis no Brasil ainda são muito fracos, consideravelmente inferiores, mesmo comparados aos países como Índia ou Austrália que contam com vários túneis transônicos e supersônicos de padrão industrial. (GORECKI, 1996)

A situação fica pior se considerarmos que das centenas de Universidades e Escolas de Engenharia, no Brasil, apenas dispomos de algumas dezenas de túneis, e três ou quatro capaz de ter padrão industrial. A tabela 21 lista alguns destes túneis.

Tabela 21 - Alguns túneis aerodinâmicos ou de vento do Brasil

Instituição	Tipo	Seção de teste [m]	V max [m/s] ou Mach (M)	Potência
IAE-ALA	fechado	Diam. 0,60	33	13 hp
ITA	aberto	0,46 x 0,46	33	30 hp
ITA	aberto	0,46 x 0,46	33	30 hp
ITA	aberto	0,10 x 0,40	2,50 M	-
UFMG	fechado	1,20 x 1,20	120	500 hp
UFMG	aberto	0,45 x 0,45	45	11 kW
UFRGS	fechado	1,3 x 0,9	50	100 hp
UNESP	aberto	0,2 x 0,2	28	3 kW
UNITAU	aberto	0,46 x 0,46	55	7,5 hp

A evolução da tecnologia dos túneis de vento ou aerodinâmicos ao longo destas últimas décadas, vem sendo direcionado pelos critérios de semelhança física, de qualidade do escoamento, de desempenho e economia de energia, de implantação de tecnologia de instrumentação para visualização como PIV (AVELAR *et al.*, 2008), para Anemometria de alta precisão como LDA, e principalmente na área de medidas, aquisição, redução e apresentação de dados.

Hoje a eficácia operacional com qualidade e confiabilidade dos resultados versus rapidez, produtividade e baixo custo dos ensaios é a meta a ser atingido.

Como cada vez mais a função do túnel será de validar os resultados computacionais, e ter a função de refinar os projetos, com os avanços obtidos neste período do advento do CFD, talvez em resposta a esta concorrência, com inovações tais como (SMITH, 2008):

- *Pressure Sensitive Paint* (PSP): que é um jato de pressão para os contornos coloridos produzidos pela visualização CFD
- *Particle Image Velocimetry* (PIV): que permite que os túneis de vento para a produção de não-intrusiva visualização campo de velocidade, imitando os de CFD
- Estereolitografia: Técnicas de fabricação rápida, como a estereolitografia (usando a geometria CAD mesma que alimenta CFD), tornando a construção do modelo de túnel de vento mais rápido e mais barato - tornando-a mais competitiva com a geração do modelo CFD