

ESTE EXEMPLAR CORRESPONDE A REDAÇÃO FINAL DA  
TESE DEFENDIDA POR *Maria Luísa Collucci*  
*da Costa Reis* E APROVADA PELA  
COMISSÃO JULGADORA EM *26 de outubro de 2000*  
*O. Novaski*  
ORIENTADOR

**UNIVERSIDADE ESTADUAL DE CAMPINAS**  
**FACULDADE DE ENGENHARIA MECÂNICA**

# **Expressão da Incerteza de Medição Associada a um Ensaio Aeronáutico em Túnel de Vento Subsônico**

**Autora: Maria Luísa Collucci da Costa Reis**  
**Orientador: Olívio Novaski**

82/2000

**UNICAMP**  
**BIBLIOTECA CENTRAL**  
**SECÇÃO CIRCULANTE**

**UNIVERSIDADE ESTADUAL DE CAMPINAS  
FACULDADE DE ENGENHARIA MECÂNICA  
DEPARTAMENTO DE FABRICAÇÃO**

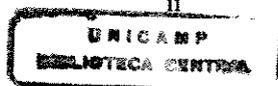
# **Expressão da Incerteza de Medição Associada a um Ensaio Aeronáutico em Túnel de Vento Subsônico**

**Autora: Maria Luísa Collucci da Costa Reis  
Orientador: Olívio Novaski**

**Curso: Engenharia Mecânica  
Área de Concentração: Fabricação**

Tese de doutorado apresentada à comissão de Pós Graduação da Faculdade de Engenharia Mecânica, como requisito para obtenção do título de Doutor em Engenharia Mecânica

Campinas, 2000  
S.P. – Brasil



UNIDADE	DC		
N.º CHAMADA:	TI UNICAMP		
	R277e		
V.	Ex.		
TOMBO BC/	44471		
PROC.	16-392101		
C	<input type="checkbox"/>	D	<input checked="" type="checkbox"/>
PRECº	R\$ 11,00		
DATA	16/05/01		
N.º CPD			

CM-00155212-9

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

R277e Reis, Maria Luísa Collucci da Costa  
Expressão da incerteza de medição associada a um  
ensaio aeronáutico em túnel de vento subsônico / Maria  
Luísa Collucci da Costa Reis.--Campinas, SP: [s.n.], 2000.

Orientador: Olívio Novaski.  
Tese (doutorado) - Universidade Estadual de  
Campinas, Faculdade de Engenharia Mecânica

1. Medição. 2. Túneis aerodinâmicos - Balanças. 3.  
Calibração. 4. Teoria dos erros. I. Novaski, Olívio. II.  
Universidade Estadual de Campinas. Faculdade de  
Engenharia Mecânica. III. Título.

**UNIVERSIDADE ESTADUAL DE CAMPINAS**  
**FACULDADE DE ENGENHARIA MECÂNICA**  
**DEPARTAMENTO DE FABRICAÇÃO**

**TESE DE DOUTORADO**

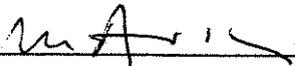
**Expressão da Incerteza de Medição Associada a  
Um Ensaio Aeronáutico  
em Túnel de Vento Subsônico**

Autora: **Maria Luísa Collucci da Costa Reis**  
Orientador: **Olívio Novaski**



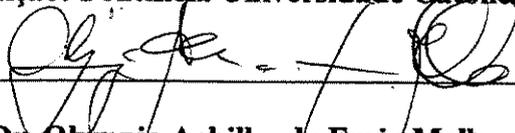
---

**Prof. Dr. Olívio Novaski, Presidente**  
**Instituição: Universidade Estadual de Campinas**



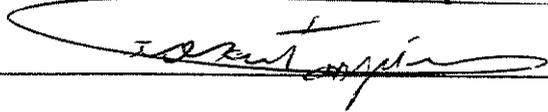
---

**Prof. Dr. Maurício Nogueira Frota**  
**Instituição: Pontifícia Universidade Católica do Rio de Janeiro**



---

**Prof. Dr. Olympio Achilles de Faria Mello**  
**Instituição: Centro Técnico Aeroespacial**



---

**Prof. Dr. Auteliano Antunes dos Santos Jr.**  
**Instituição: Universidade Estadual de Campinas**



---

**Prof. Dr. Antonio Batocchio**  
**Instituição: Universidade Estadual de Campinas**

## **Dedicatória**

Aos meus pais, marido e filhas.

## **Agradecimentos**

Especialmente, agradeço a todas as pessoas do Comando da Aeronáutica que fizeram parte do processo de aprovação desta missão de ensino.

Agradeço o meu orientador Olívio Novaski, os meus colegas do Centro Técnico Aeroespacial, mais notadamente os da Divisão de Confiabilidade Metrológica e os profissionais do Laboratório Aerodinâmico ASA – L.

A todos os que me disseram não, a todos os que me disseram sim, e principalmente, àqueles que concordaram comigo, meu muito obrigada.

## **Resumo**

REIS, Maria Luísa Collucci da Costa Reis, *Expressão da Incerteza de Medição Associada a um Ensaio Aeronáutico em Túnel de Vento Subsônico*, Campinas, Faculdade de Engenharia Mecânica, Universidade Estadual de Campinas, 2000. 103 p. Dissertação (Doutorado)

Descreve-se um método para expressar a incerteza de medições associadas à realização de um ensaio aeronáutico no Túnel de Vento Subsônico TA-2, do Laboratório de Ensaios Aerodinâmicos - ASA - L, do Instituto de Aeronáutica e Espaço - IAE, do Centro Técnico Aeroespacial - CTA. O formalismo empregado é o recomendado por organizações metroológicas internacionais. É apresentado o procedimento de calibração da balança multicomponente que consiste em empregar o método de regressão multivariada. Os componentes da incerteza padrão, resultantes do ajuste de curva da calibração, são posteriormente empregados para estimar as incertezas das forças e dos momentos atuantes no modelo que está sendo submetido ao ensaio aerodinâmico. É feita uma comparação entre o método aqui proposto e o utilizado atualmente no TA-2. São também apresentadas as metodologias de medição dos parâmetros do escoamento tais como pressão e temperatura estáticas, dinâmicas e totais, massa específica, velocidade, número de Reynolds e de Mach. As fontes de erro que contribuem para a incerteza da medição são identificadas, e as correções nas cargas aerodinâmicas devido à variação da pressão dinâmica, à posição do modelo e à tara e interferência são aplicadas. São apresentadas as

relações funcionais das grandezas medidas, juntamente com as expressões de incerteza combinada, seguindo padronização adotada pela comunidade metroológica internacional. O intuito deste trabalho é contribuir para o desenvolvimento da ciência e das técnicas de medição aplicáveis a ensaios em túnel de vento subsônico. O estudo desenvolvido neste trabalho ajuda o profissional do laboratório a identificar os erros que comprometem os níveis de incerteza exigidos pelo experimento, e serve como um guia de quais procedimentos de medição devem ser adotados para atingir os resultados desejados.

Palavras Chave:

- Ensaio em Túnel de Vento, Incerteza da Medição, Calibração de Balança Multicomponente.

## **Abstract**

REIS, Maria Luísa Collucci da Costa Reis, *Expressão da Incerteza da Medição Associada a um Ensaio Aeronáutico em Túnel de Vento Subsônico*, Campinas, Faculdade de Engenharia Mecânica, Universidade Estadual de Campinas, 2000. 103 p. Dissertação (doutorado)

This thesis describes a method to express the uncertainty of measurements associated with carrying out an aeronautical test in the Subsonic Wind Tunnel TA-2, of the Aerodynamic Testing Laboratory ASA-L, at the Institute of Aeronautics and Space - IAE, at the Aerospace Technical Center - CTA. The methodology employed is that recommended by the international metrological organizations. The calibration procedure of the multi-component balance which employs multivariate regression is presented here. The standard uncertainty components resulting from the curve fit are later used to estimate the uncertainty in forces and moments acting on the model which is being tested. A comparison is made between the method proposed here and that used in TA-2. This document also presents the measurement methodology of the flow parameters such as static, dynamic and total pressure and temperature, density, velocity, Reynolds and Mach numbers. The error sources which contribute to the uncertainty of the measurements are stated. The corrections in the aerodynamic loads due to the variation of the dynamic pressure, to the position of the model, and to the tare and interference are applied. The functional relationships of the measured quantities are presented, together with the combined

expression of the uncertainty, in accordance with the standards adopted by the international metrological community. The object of this study is to contribute to the development of the science and the techniques of measurement which are applicable to subsonic wind tunnel tests. The study carried out in this thesis helps the laboratory staff to identify the errors which compromise the uncertainty level required by the experiment. It serves as a guide as to which measurement procedures should be adopted to achieve the required results.

*Key Words*

- Wind Tunnel Tests, Uncertainty in Measurements, Calibration of Multi-Component Balance.

## Índice

Lista de Figuras	xiv
Lista de Tabelas	xvi
Nomenclatura	xviii
Capítulo 1: Introdução	1
1.1. A Evolução da Metrologia	1
1.2. A Metrologia no Comando da Aeronáutica	3
1.3. A Confiabilidade Metrológica nos Laboratórios de Calibração e Ensaio	4
1.4. O Consenso Mundial na Padronização do Cálculo da Incerteza	5
1.5. Objetivos do Trabalho	7
1.6. Organização do Trabalho	9
Capítulo 2: Revisão da Literatura	11
Capítulo 3: Modelagem Teórica	20

3.1. Condições Laboratoriais de Ensaio	21
3.2. Números de Reynolds e de Mach	22
3.3. Grandezas Medidas	25
3.3.1. Campo de Escoamento	25
3.3.2. Modelo	39
3.3.3. Balança	40
3.3.4. Sistema de Aquisição e de Redução de Dados	41
3.4. Coeficientes Aerodinâmicos	49
Capítulo 4: Metodologia de Ensaio	50
4.1. O Túnel de Vento TA-2	50
4.1.1. tipo	50
4.1.2. seção de ensaio	50
4.1.3. contração	50
4.1.4. velocidade da seção de ensaio	50
4.1.5. hélice	50
4.1.6. fator de turbulência média	51
4.1.7. motor	51
4.1.8. construção	51
4.2. A Balança Externa	52
4.3. O Sistema de Aquisição e Redução de Dados	53
4.3.1. Sistema Aquisição de Dados	53
4.3.2. Sistema de Redução de Dados	53
4.4. Os Componentes de Carga	54
4.5. O Sistema de Calibração da Balança	55
4.5.1. O Carregamento	55
4.5.2. A Curva de Calibração	58
4.5.3. O Ajuste de Curva	58
4.5.4. Solução do Sistema de Equações	59

4.5.5. A Estimativa das Variâncias e Covariâncias dos Parâmetros Ajustáveis	60
4.6. Ajuste para uma Linha Reta	61
Capítulo 5: Propagação de Incerteza	63
5.1. Lei de Propagação da Incerteza	63
5.2. Incerteza da Medição dos Parâmetros do Escoamento	65
5.2.1. Incerteza nas Pressões Estática, Dinâmica e Total	65
5.2.2. Incerteza no Número de Mach	65
5.2.3. Incerteza na Temperatura	66
5.2.4. Incerteza na Massa Específica	67
5.2.5. Incerteza na Velocidade	67
5.2.6. Incerteza no Número de Reynolds	68
5.3. Incerteza na Calibração da Balança	69
5.4. Incerteza nas Correções	70
5.4.1. Incerteza para a Correção da Pressão Dinâmica	70
5.4.2. Valor de Zero Inicial	70
5.4.3. Variação de Atitude do Modelo (ZAB)	71
5.4.4. Efeito da Pressão Estática ( $Z_q$ )	71
5.4.5. Incerteza na Determinação da Tara e da Interferência	72
5.4.6. Incerteza na Posição do Modelo	73
5.5. Incerteza nos Coeficientes Aerodinâmicos	73
5.5.1. Coeficiente de Força	73
5.5.2. Coeficientes de Momento	73
Capítulo 6: Resultados e Discussões	75
6.1. Pressões Estática, Dinâmica e Total	75

6.2. Número de Mach	80
6.3. Temperatura	80
6.4. Massa Específica	81
6.5. Correção da Pressão Dinâmica	83
6.6. Velocidade	85
6.7. Viscosidade	87
6.8. Número de Reynolds	87
6.9. Calibração da Balança	88
6.10. Tara e Interferência	90
6.11. Coeficientes de Força e de Momento	92
6.12. Posição do Modelo	93
6.13. Incertezas em Porcentagem	93
Capítulo 7: Conclusões	95
Referências Bibliográficas	98

## **Lista de Figuras**

3.1 Sistema de medição	21
3.2 Esquema da ponta de prova de Tubo de Pitot	33
3.3 Tomada de pressão	34
3.4 Correção da pressão dinâmica	42
3.5 Influência da variação da pressão estática	43
3.6 Avaliação da tara e da interferência	46
4.1 Desenho esquemático do túnel de vento TA-2	51
4.2 Desenho esquemático da balança Taller & Cooper	52
4.3 Sistema de aquisição e redução de dados	54
4.4 Forças e momentos aerodinâmicos	55
4.5 Cruz de calibração	56
4.6 Desenho esquemático da cruz de calibração	56

6.1 Curva de calibração para pressão dinâmica de referência	78
6.2 Correspondência entre pressão dinâmica de referência e pressão dinâmica no modelo	85

## **Lista de Tabelas**

6.1 Calibração do transdutor de pressão estática	76
6.2 Calibração do sensor de pressão dinâmica	77
6.3 Incerteza da pressão dinâmica de referência	79
6.4 Cálculo de massa específica da mistura ar + vapor	82
6.5 Incerteza na massa específica	83
6.6 Relação entre pressão dinâmica de referência e pressão dinâmica na posição do modelo	84
6.7 Velocidade e incerteza por Bernoulli	86
6.8 Velocidade e incerteza por Mach	86
6.9 Número de Reynolds e incerteza	88
6.10 Exemplos de leitura nas células de carga	88
6.11 Resultados do ajuste de curva e incerteza da calibração da balança	89

6.12 Variâncias dos coeficientes do ajuste para o arrasto	89
6.13 Leituras nas células de carga para a avaliação da tara e da interferência	91
6.14 Força de arrasto e momento de arfagem nos pré-ensaios	91
6.15 Força de arrasto e momento de arfagem corrigidos para tara e interferência	91
6.16 Coeficiente de arrasto e incerteza	92
6.17 Coeficiente de arfagem e incerteza	92
6.18 Grandezas medidas e incertezas em porcentagem	93

## Nomenclatura

As unidades dos resultados apresentados neste documento são unidades pertencentes ao Sistema Internacional, embora sejam utilizadas durante o texto, em casos especiais, unidades não integrantes do SI, conseqüência de cultura anterior. As grandezas físicas utilizadas e suas respectivas unidades são:

- ângulo ( $^{\circ}$ ): grau ;
- tempo (s): segundo;
- área ( $m^2$ ): metro quadrado;
- volume ( $m^3$ ): metro cúbico;
- comprimento (m): metro;
- massa (kg): quilograma;
- massa específica ( $kg/m^3$ ): quilograma por metro cúbico;
- massa molar (kg/mol): quilograma por mol;
- constante molar dos gases ( $J/(mol.K)$ ): joule por mol kelvin;
- quantidade de matéria (mol): mol;
- velocidade (m/s): metro por segundo;
- força (N): newton;
- momento de uma força (N.m): newton metro;
- viscosidade ( $N.s/m^2$ ): newton segundo por metro quadrado;
- pressão, tensão de cisalhamento, módulo de elasticidade (Pa): pascal ou newton por metro quadrado;

- temperatura (K): kelvin;
- tensão elétrica (V): volt;

Grandezas adimensionais: número de Reynolds, número de Mach, coeficiente de força, coeficiente de momento, razão entre calores específicos, umidade relativa, fração molar, coeficiente de fugacidade, fator de compressibilidade.

## Capítulo 1

### Introdução

#### 1.1. A Evolução da Metrologia

Historicamente, certas características dos instrumentos de medição, como a tradição da marca do fabricante e comparação interlaboratorial, eram consideradas, por expressiva parte da comunidade técnico-científica, como fatores suficientes para se assegurar a credibilidade das medições. Essa confiança no instrumento evoluiu para a sua calibração periódica e rastreabilidade, que cada vez mais são percebidas como fatores decisivos para se declarar a incerteza da medição. E mais, a incerteza de medição especificada pelo fabricante só possui valor metrológico se declarada por um laboratório credenciado. O desenvolvimento metrológico, entretanto, requer hoje em dia, além de informações sobre o instrumento isoladamente, o levantamento de informações referentes ao processo de medição como um todo e sobre o laboratório que executou o serviço.

A necessidade de se construir padrões para realizar unidades de medida e uniformizar atividades comerciais está ligada ao começo da cultura humana. Os mais antigos padrões conhecidos datam da segunda metade do IV milênio a.C. (Felix, 1995). O problema da uniformização dos pesos e medidas, nos diversos campos de atividades econômicas e nas várias regiões geográficas da Europa, passou a ser ainda mais importante com a expansão do comércio internacional no século XVI. No Brasil, a adoção do sistema métrico decimal ocorreu em 1813, mas por questões culturais, sua consolidação efetiva ocorreu somente em 1872 (Dias, 1998).

Dando suporte às atividades de metrologia, existe uma complexa cadeia internacional de organizações que garantem a comparação dos resultados de medição. Tratados intergovernamentais como a “Convenção do Metro”, fornecem as bases formais para acordos referentes à questões metrológicas. O *Bureau International des Poids et Mesures – BIPM*, tem como principal tarefa assegurar a unificação mundial das medidas físicas, e mais recentemente das medidas químicas, mantendo e disseminando as unidades do Sistema Internacional de Unidades - SI. Através da *Conferência Geral de Pesos e Medidas – CGPM*, e do *Comité*

*Internacional de Pesos e Medidas – CIPM*, os estados membros da *Convenção* discutem e promovem as medidas necessárias para assegurar a propagação e o aperfeiçoamento do SI. *Comitês Consultivos*, compostos por especialistas de diversas áreas da ciência, dão suporte ao *CIPM* quanto à definição, à realização e à medição de grandezas físicas e químicas. Anexos a esse complexo, estão os laboratórios nacionais, responsáveis pela custódia e manutenção dos padrões nacionais de medição e pelo gerenciamento das atividades de calibração, ensaio, certificação, credenciamento e metrologia legal do país (Quinn, 1995).

O SI (BIPM, 1998 e BIPM, 2000), promulgado em 1961, é o único sistema coerente de unidades de medida adotado pela *Conferência Geral de Pesos e Medidas*. Atualmente, é constituído por sete unidades de base: *metro, quilograma, segundo, ampère, kelvin, mol e candela*, representando as grandezas: comprimento, massa, tempo, corrente elétrica, temperatura termodinâmica, quantidade de matéria e intensidade luminosa, respectivamente.

Acordos entre organizações de metrologia para desenvolvimento de áreas de livre comércio entre nações estabelecem sistemas de medição regionais. Nas Américas, o Sistema Interamericano de Metrologia – SIM, estrutura-se envolvendo cinco sub-regiões: *NORAMET, CARIMET, CAMET, ANDIMET, e SURAMET*, compostas pelos Institutos Nacionais de Metrologia dos 34 países pertencentes à *Organização dos Estados Americanos - OEA*. Seu objetivo é assegurar uniformidade das medições através do estabelecimento de equivalência entre padrões de medição e de certificados de calibração emitidos pelos laboratórios nacionais dos países membros, treinamento de recursos humanos e distribuição de documentos técnico-científicos. Ampliando os benefícios de reconhecimento mútuo nas atividades metrológicas, o SIM mantém cooperação com os principais organismos regionais e internacionais de metrologia, dentre os quais a *European co-operation Accreditation – EA*, a *Organização Internacional de Metrologia Legal – OIML* e o *BIPM*.

A Alemanha teve seu Instituto Nacional de Metrologia, o *Physikalisch-Technische Reichsanstalt – PTB*, fundado em 1887. Nos Estados Unidos, foi fundado em 1901, o *National Bureau of Standards – NBS*, hoje chamado *National Institute of Standards and Technology - NIST*. No nosso país, a implantação de um instituto de metrologia por iniciativa governamental data de 1933, com a criação do *Instituto de Tecnologia*, mais tarde chamado *Instituto Nacional de*

*Tecnologia – INT*. Em 1961, as atividades metrológicas do *INT* foram transferidas para um órgão recém-criado, o *Instituto Nacional de Pesos e Medidas – INPM*. A partir de 1973, surgiu uma organização responsável pela metrologia, pela normalização e pela certificação da qualidade – o *Instituto Nacional de Metrologia, Normalização e Qualidade Industrial - INMETRO* (Dias, 1998).

## 1.2. A Metrologia no Comando da Aeronáutica

No âmbito do então *Ministério da Aeronáutica*, no período de 1975 a 1988, foram conduzidos estudos preliminares para a implantação de um sistema que fosse o responsável pelas atividades metrológicas de interesse da *Força Aérea Brasileira*. A Portaria Ministerial nº 858/GM3, de 07 de dezembro de 1988, cria o *Sistema de Metrologia Aeroespacial - SISMETRA*. No período de 1989 a 1991, foi elaborada a Norma de Sistema NSMA 9-1; aprovada pela Portaria nº 494/GM3, de 27 de agosto de 1991, esta norma regulamenta o funcionamento do Sistema. O *SISMETRA* é composto pelo Órgão Central, o *Centro Técnico Aeroespacial - CTA*, e pelos Laboratórios Elos, representados pelos Laboratórios Centrais de Calibração – LCC, que são os laboratórios detentores das referências metrológicas de mais alta exatidão disponíveis no Sistema, os Laboratórios Regionais de Calibração – LRC e os Laboratórios Setoriais de Calibração – LSC, que são os laboratórios secundários.

É meta para os próximos três anos buscar o credenciamento, junto ao *INMETRO*, dos serviços dos laboratórios elos do *SISMETRA*, assim vinculando esses laboratórios à *Rede de Calibração – RBC* e à *Rede Brasileira de Laboratórios de Ensaio – RBLE*. As grandezas para as quais se buscam o credenciamento são: *temperatura, pressão, massa, eletricidade, tempo e frequência, rádio-frequência, óptica, química e ensaio de combustíveis*, em faixas e escopo de credenciamento bem definidos. A área dimensional tem seu credenciamento desde o ano de 1977 e realiza medições de comprimento, de *forma* e de *superfície*.

O *CTA* promove, desde 1995, o *Seminário de Metrologia Aeroespacial – SEMETRA*. É um evento bienal que reúne profissionais que atuam em confiabilidade metrológica, em calibração e ensaios de interesse aeronáutico, pesquisadores atuantes em metodologia da medição e empresas fabricantes e fornecedoras de produtos e serviços na área metrológica, no âmbito do setor

aeroespacial. O terceiro evento – *III SEMETRA*, ocorrido no período de 12 a 15 de julho de 1999, nas dependências do *Centro Técnico Aeroespacial*, em São José dos Campos, São Paulo, contou com a presença de 170 participantes, entre profissionais civis e militares da Aeronáutica, ligados a atividades metrológicas laboratoriais e de ensino, e participantes de organizações externas à Aeronáutica. A realização do *SEMETRA* fundamenta o reconhecimento da comunidade aeroespacial quanto à importância da metrologia para promover a segurança, a qualidade e a competitividade dos serviços prestados no setor.

### 1.3. A Confiabilidade Metrológica nos Laboratórios de Calibração e Ensaios

Para que informações fornecidas por esses laboratórios sejam reconhecidamente confiáveis, faz-se necessário atender às exigências referenciadas na norma ABNT ISO/IEC Guia 25, 1993: *Requisitos Gerais para a Capacitação de Laboratórios de Calibração e Ensaios*, em fase de substituição pela norma ISO/IEC 17025. As exigências da confiabilidade metrológica de processos de medição e ensaio abrangem, dentro outros, os seguintes aspectos:

- controle de documentação e registro;
- elaboração de normas e procedimentos;
- implantação de Programas de Comparação Intra e Interlaboratoriais;
- análise estatística de dados e cálculo de incerteza das medições;
- calibração e rastreabilidade dos equipamentos;
- condições ambientais adequadas; e
- treinamento e qualificação de pessoal.

Além disto, os supervisores e gerentes devem estar atentos em adequar a organização aos avanços tecnológicos e às mudanças do mercado, e em atender seus clientes internos e externos nos menores prazos e custos (Valle, 1999).

O credenciamento denota o reconhecimento formal de que o laboratório consegue comprovar que implantou e mantém um sistema da qualidade, evidenciando sua capacitação técnica em atividades de metrologia.

#### 1.4. O Consenso Mundial na Padronização do Cálculo da Incerteza de Medição

O desenvolvimento de medições bem estabelecidas compreende etapas como planejamento consistente, análise teórica do experimento, metodologia adequada, procedimento bem elaborado, controle de meio ambiente, levantamento das fontes de erro, cálculo de incerteza e aplicação da metodologia com regularidade. O resultado de uma medição só é completo se vier acompanhado do valor da incerteza (INMETRO, 1995).

Reconhecendo a necessidade de se padronizar as etapas de obtenção da incerteza em medições em nível internacional, importantes organizações metrológicas e de normalização mundiais elaboraram o *Guide to the Expression of Uncertainty in Measurement*, publicado em 1993. Este documento, conhecido como “*ISO/GUM*” (o *Guia*, no Brasil), foi desenvolvido por especialistas das seguintes entidades: *Bureau International des Poids et Mesures - BIPM*, *International Electrotechnical Commission - IEC*, *International Federation of Clinical Chemistry - IFCC*, *International Organization for Standardization - ISO*, *International Union of Pure and Applied Chemistry - IUPAC*, *International Union of Pure and Applied Physics - IUPAP*, e *International Organization of Legal Metrology – OIML*. Anteriormente ao *Guia*, outros documentos foram feitos com a mesma finalidade, onde podem ser citados o DIN 1319 – “*Basic Concepts in metrology*”, de Agosto de 1983 e o Documento nº 19 de 1990, “*Guidelines for the Expression of the Uncertainty of Measurement in Calibrations*”, da *Western European Calibration Cooperation – WECC*. Em maio de 1995, o órgão certificador do Reino Unido “*National Measurement Accreditation Service*”- *NAMAS*, divulgou a norma *NIS 3003*, consistente com “o *Guia*”, que fornece um resumo da teoria para expressão da incerteza e apresenta exemplos práticos de aplicação.

Com o propósito de harmonizar a avaliação, o registro e o estabelecimento da incerteza da medição nos laboratórios credenciados no âmbito da *European co-operation for Accreditation – EA*, o documento *Expression of Uncertainty of Measurement in Calibration (EA-4/02)*, de dezembro de 1999, fornece os princípios e os passos do procedimento para cálculo da incerteza de medição e consiste de uma revisão do WECC-19-1990. Dois suplementos apresentam exemplos de aplicação para o método especificado no EA-4/02. Mais uma vez, as regras são definidas com base no “*Guia*”.

A publicação do *International Vocabulary of Basic and General Terms in Metrology - VIM* em 1984 e sua reedição em 1993, veio estabelecer a padronização do vocabulário internacional de metrologia, hoje mundialmente aceito.

No Brasil, a adaptação da comunidade metrológica a essa padronização e estrutura internacional está ocorrendo de acordo com a cultura anterior que a população, os laboratórios e instituições científicas e acadêmicas possuíam. A preocupação está em realizar um trabalho de conscientização e disseminação do seguinte conceito: “a metrologia, ciência da medição, incorporando a pesquisa e o desenvolvimento e a rastreabilidade internacional, promove a confiabilidade dos resultados de medição e também contribui para a qualidade e competitividade de produtos e serviços, remove barreiras em transações comerciais e dá suporte à saúde e à proteção ambiental”. O *Instituto Nacional de Metrologia, Normalização e Qualidade Industrial - INMETRO*, tem organizado atividades diversas para atingir este objetivo, dentre as quais podem ser citadas a formação de recursos humanos através da criação do Programa RH-Metrologia, de Escolas Avançadas, Workshops e Congressos para estimular a pesquisa metrológica em várias áreas da ciência. Faz parte deste programa, o desenvolvimento e aperfeiçoamento de serviços de metrologia e sistemas de medição, formação de cursos acadêmicos de metrologia em universidades, estímulo a dissertações de mestrado e doutorado, consolidação de grupos de pesquisa em metrologia, publicações de livros técnicos e literatura especializada.

Pode-se notar esta movimentação também na comunidade aeroespacial. Na área de ensaios em túnel de vento, organismos ligados a atividades aeroespaciais têm se preocupado com a padronização de procedimentos, de metodologias e de cálculo da incerteza de medição de grandezas encontradas em ensaios aerodinâmicos. Em 1994, o *Advisory Group for Aerospace Research & Development* publicou o documento AGARD – AR – 304, *Quality Assessment for Wind Tunnel Testing*. A organização *American Institute of Aeronautics and Astronautics - AIAA*, formou um grupo de trabalho para tratar de incertezas em ensaios em laboratórios de aerodinâmica experimental e elaborou a norma AIAA S-071-1995, *Assessment of Wind Tunnel Data Uncertainty* (AIAA, 1995). Uma metodologia para determinação das incertezas em medição de balança foi desenvolvida por Tripp *et al.* (1994). Um exemplo de cálculo da incerteza de parâmetros medidos em instrumentos isolados do ensaio é apresentado em Mease, 1992, que descreve a calibração de instrumentos de medição de velocidade do ar no túnel de vento do NIST.

## 1.5. Objetivos do Trabalho

Ensaio em túnel de vento são fundamentais para o desenvolvimento e o aperfeiçoamento de projetos aerodinâmicos. Informações fornecidas no túnel auxiliam no cálculo de cargas aerodinâmicas provocadas pelo vento e dão suporte à tomada de decisão no que diz respeito à melhoria e à otimização do projeto. Uma grande variedade de túneis de diferentes formas, dimensões e potência, existe ao redor do mundo, com o propósito de realizar vários tipos diferentes de medições aerodinâmicas: cargas, pressões, trajetografia, visualizações etc., em diferentes tipos de modelos ensaiados e em grande faixa de velocidade do escoamento.

Os dados gerados nos ensaios fundamentam-se nas grandezas de base do SI, permitindo a medição das seguintes grandezas físicas:

- cargas atuantes no modelo: forças e momentos aerodinâmicos; e
- temperatura, pressão, densidade e velocidade do escoamento.

Em geral, como resultado do ensaio, são fornecidos aos usuários gráficos de coeficientes de força e de momento, contra ângulo de ataque e ângulo de guinada .

A declaração da incerteza da medição é mandatória para a implantação da confiabilidade metrológica nos serviços de calibração e de ensaios de um laboratório. Face a isto, foi proposto ao Instituto de Fomento e Coordenação Industrial - IFI, Divisão de Confiabilidade Metrológica - FCM, um tema a ser desenvolvido no Túnel de Vento do Instituto de Aeronáutica e Espaço - IAE, do Centro Técnico Aeroespacial - CTA, o qual consiste em “Cálculo de Incerteza da Medição em Ensaio em Túnel de Vento Subsônico” e que é o tema desenvolvido neste trabalho. A metodologia empregada segue o formalismo padronizado e adotado pela comunidade metrológica mundial (BIPM, 1995); o vocabulário utilizado está de acordo com o VIM - *Vocabulário Internacional de Termos Fundamentais e Gerais de Metrologia* (INMETRO, 1995).

Até a publicação da primeira edição do *ISO/GUM*, em 1993, a comunidade internacional ainda não havia chegado a um consenso quanto à metodologia de se expressar a incerteza associada às medições em geral.

Na área de ensaios aerodinâmicos, a qualidade dos dados em túnel de vento ainda é, em geral, expressa ou em termos de porcentagem de fundo de escala ou através da repetitividade de um certo número de observações.

Situado numa região de polo industrial e científico em franco desenvolvimento, onde os serviços de ensaios aerodinâmicos na área aeronáutica, astronáutica, automobilística e civil são amplamente necessários para o desenvolvimento e o aperfeiçoamento de produtos competitivos internacionalmente, o Laboratório Aerodinâmico ASA-L, que possui o maior túnel de vento subsônico da América Latina, não poderia deixar de fazer parte desta nova, padronizada e aperfeiçoada cultura metrológica. A contribuição do ASA-L para a comercialização de produtos nacionais para outras nações ou mesmo a nível interno, pode depender de sua adequação à esta nova sistemática de avaliação de incerteza em seus ensaios.

A padronização do cálculo da incerteza é apenas um dos objetivos da implantação da confiabilidade metrológica no túnel de vento TA-2 do Centro Técnico Aeroespacial. A busca da rastreabilidade dos padrões de referência utilizados, a elaboração de procedimentos de ensaios e metodologias de medições adequadas são aspectos a serem considerados integralmente para a busca da qualidade dos serviços oferecidos. Considerando ainda que não basta ter o melhor equipamento do mercado e uma equipe de profissionais qualificada, ou seja, é também necessário que os resultados de um laboratório sejam comparados com os de outros, não há como efetuar esta intercomparação sem a padronização de procedimentos de avaliação de incertezas.

O ponto a ser enfatizado é que uma consideração inadequada de erro experimental, associada à análise de um ensaio no solo, pode comprometer o desenvolvimento de uma estrutura, seja ela nova ou modificada. Particularizando para uma aeronave, uma previsão errônea do desempenho de vôo tem impacto na segurança. Durante ensaios no túnel de vento, o modelo é submetido a esforços extremos, e os dados gerados no ensaio são extrapolados para o quanto a estrutura em escala completa pode suportar em uma situação de vôo real.

O estado-da-arte em ensaios realizados em túnel de vento encontra-se documentado em acordos sobre padronização de calibração de instrumentos e equipamentos, de metodologias de medição e de ensaios, de avaliação da qualidade do escoamento e de incertezas em medições.

Mais notadamente para a balança, busca-se padronizar a metodologia de calibração nos vários laboratórios aerodinâmicos e o desenvolvimento da relação funcional que indique as influências das massas, dos carregamentos, das células de carga, do sistema de aquisição de dados e das vibrações ocasionadas pela presença do vento.

Esta é a contribuição do presente trabalho: avaliar e contribuir para o melhor entendimento das fontes de erro inerentes ao experimento aerodinâmico e calcular de maneira sistematizada as incertezas nas medições, levando em conta o ensaio como um todo, no sentido de fornecer a relação funcional das grandezas de interesse e a respectiva propagação de incerteza através dos parâmetros medidos. Como contribuição inédita, explicita-se o desenvolvimento do cálculo de incerteza de medição associada à calibração da balança aerodinâmica multicomponente (documentado em Reis *et al.*, 1998), processo há muito esperado pela comunidade aerodinamicista internacional. Como base do desenvolvimento, foram utilizados os preceitos e recomendações do *ISO Guia*.

Ensaio em túnel de vento em regime subsônico de baixo número de Mach são, em geral, tratados como incompressíveis, não viscosos, sendo o gás considerado ideal. O estudo desse problema suscita os seguintes questionamentos: quais são as conseqüências decorrentes destas simplificações? De quanto são afetados os valores dos parâmetros medidos? Qual o impacto destas considerações na análise de incerteza?

## 1.6. Organização do Trabalho

Este documento é apresentado em sete capítulos. No Capítulo 1 está descrita a razão pela qual este trabalho foi proposto: a sobrevivência num mercado globalizado obriga-nos à adaptação num contexto de sintonia com as tendências do consenso mundial. O Capítulo 2 apresenta o levantamento bibliográfico desenvolvido para caracterizar a preocupação dos laboratórios aerodinâmicos em conduzir estudos de reconhecimento e aperfeiçoamento de processos e sua preocupação em formar grupos de trabalho para compartilhar, padronizar e disseminar informações, a fim de promover a pesquisa e o desenvolvimento, o bem estar da população em questões de segurança, e possibilitar a formação de áreas econômicas de livre comércio entre nações. O centro do desenvolvimento deste trabalho está contido nos Capítulos 3 e 4. Este

primeiro permite a visualização da cadeia de medições que constitui o ensaio; nele estão descritas as condições de ensaio e são apresentados os parâmetros a serem medidos com o propósito de fornecer como resultado os coeficientes aerodinâmicos. As grandezas em questão englobam o campo de escoamento, o modelo, a balança e o sistema de aquisição e de redução de dados. São consideradas as pressões e as temperaturas estáticas, totais e dinâmicas, a velocidade, a massa específica do gás, os números adimensionais de Reynolds e de Mach, o que acarreta em cálculos de viscosidade e velocidade do som no ar, os coeficientes de força e de momento aerodinâmicos e a atitude do modelo. São apontadas as fontes de erro que contribuem para a incerteza da medição nas cargas aerodinâmicas, que são a variação da pressão dinâmica, o efeito da pressão estática, a posição do modelo, o valor de zero inicial, a variação de atitude do modelo e a tara e interferência. O gás é considerado real. Como o procedimento de calibração da balança é bastante complexo, um capítulo especial é devotado à descrição do sistema e ao modelamento matemático das cargas aerodinâmicas medidas pela balança. Isto é feito no Capítulo 4. O desenvolvimento da propagação de incerteza está contido no Capítulo 5. As expressões são apresentadas sequencialmente, de acordo com as grandezas de entrada para uma dada relação funcional. Os resultados da aplicação da metodologia aqui proposta para um ensaio específico são apresentados e discutidos no Capítulo 6. As conclusões, os benefícios alcançados em nível de entendimento do ensaio com a condução desta pesquisa, as sugestões e as recomendações para trabalhos futuros, estão descritos no Capítulo 7.

## Capítulo 2

### Levantamento bibliográfico

Ensaio em túnel de vento fornece informações que contribuem na previsão de desempenho de aeronaves, automóveis e submarinos, e da estabilidade de várias estruturas utilizadas na construção civil tais como edifícios, pontes, viadutos e plataformas de petróleo. A qualidade dos dados depende do projeto, da execução, da identificação das fontes de erro e da análise da incerteza dos ensaios.

São várias as fontes de erro presentes em ensaios em túnel de vento. A lista dos erros até agora identificados não é definitiva e é discutida em AIAA (1995), Kammeyer (1998) e Wilcox *et al.* (1998). Um levantamento das fontes de erro e as expressões para as incertezas dos parâmetros medidos no TA-2 podem ser encontrados em Reis *et al.* (1998).

Os momentos e forças que atuam no modelo ensaiado são medidos a partir de uma balança, cuja calibração contribui em grande parte para a incerteza nos resultados de medição em túnel de vento (Belter, 1998).

A estimativa adequada e a declaração da incerteza da medição permitem a comparação dos resultados do ensaio e contribuem para a confiabilidade metrológica do Laboratório Aerodinâmico.

O trabalho de Coleman e Steele, 1998, é uma referência sobre cálculo de incerteza amplamente citada nos artigos apresentados em conferências do American Institute of Aeronautics and Astronautics. Uma diferença entre esta publicação e o Guia, é o tratamento dos componentes para formar a incerteza combinada. Este último não classifica os componentes de incerteza como aleatórias e sistemáticas e sim caracteriza as metodologias com as quais foram avaliadas. Também, o Guia enfatiza o conceito de resultado de medição e sua incerteza estimada, ao invés de “valor verdadeiro” e “erro”. Além disto, poucos autores do AIAA adaptaram o vocabulário de seus artigos ao VIM. Em geral, os autores não perdem o objetivo mais avançado da avaliação da incerteza da medição: “as fontes de erro presentes no ensaio, na calibração ou na

medição impedem que os requisitos de incerteza solicitados e/ou necessários para uma determinada aplicação sejam alcançados?”

Em Wilcox e Lockwood, 1998, são discutidas as fontes de erro em calibrações de balança interna e os erros são identificados como mecânicos, elétricos, térmicos e computacionais. Os erros mecânicos apontados associam-se à calibração das massas, calibração das células de carga e dos instrumentos de peso morto, variação na distância entre o centro da balança e o bloco do modelo, disposição e alinhamento das massas. Os erros elétricos incluem calibração das células de carga, estabilidade da instrumentação eletrônica e das fontes de alimentação. É enfatizado o difícil controle da temperatura e a também difícil caracterização de como a temperatura influencia na medição. É mencionado que o modelamento matemático que relaciona saídas elétricas às cargas aplicadas é objeto de intensos estudos e que os ajustes de segunda ordem têm sido questionados. Outra questão levantada pelos autores é a transferência da balança interna do laboratório de calibração para o ambiente de ensaios, o que adiciona erros. Este último fator, obviamente não se aplica a balanças externas.

Desde junho de 1994, um grupo de trabalho denominado *Internal Balance Technology*, se reúne duas vezes ao ano com o intuito de dividir informação e atingir acordos sobre padronização. O grupo conta com a participação do Arnold Engineering Development Center – AEDC, Boeing (Seattle), Boeing (St. Louis), Calspan Corporation, Intitute for Aerospace Research, Lockheed Martin, Micro Craft Technology, NASA (Ames), NASA (Langley), NASA (Lewis), NASA (Marshall) e Northrop Grumman.

O primeiro passo da cooperação objetiva remover barreiras existentes para iniciar comunicação e promover o compartilhamento de informação e experiência. Cada participante foi convidado a fazer uma apresentação sobre o estado da tecnologia de balança de sua facilidade. Os objetivos propostos preconizavam:

- criar um fórum para compartilhar informação e experiência;
- desenvolver padrões, incluindo matriz de calibração;
- desenvolver guias para determinar o tipo de balança e calibração necessários para encontrar os requisitos de ensaio;

- desenvolver uma metodologia padrão de incerteza de calibração;
- desenvolver ajustes padrão de tara – calibração e ensaio;
- investigar novas metodologias para projeto e fabricação, fixação e calibração;
- desenvolver metodologia padrão para o ajuste de efeitos térmicos; e
- publicar os resultados.

Paralelamente, fazem parte do trabalho a definição do sistema de eixos, e a padronização da terminologia, da metodologia do carregamento e da matriz de calibração.

Cahill, da Arnold Air Force Base, utiliza em seu artigo (Cahill, 1994) o documento AGARD AR-304, 1994, que é uma versão anterior e similar ao AIAA S-071, 1995, para exemplificar problemas durante implementação de cálculo de incerteza em facilidades aerodinâmicas. É enfatizada a importância da análise de correlação entre variáveis de entrada para a estimativa da incerteza da pressão dinâmica e do coeficiente de arrasto, para condições de ensaio específicas. São comparados resultados onde se aplicam expressões para a variância padrão combinada para variáveis não correlacionadas a relações funcionais que possuem variáveis de entrada dependentes. Para a pressão dinâmica, foi estimada a incerteza com  $q = f(p, M)$ , onde a  $p$  é a pressão estática e  $M$  o número de Mach, e com  $q = f(p, p_0, M)$ , onde  $p_0$  é a pressão total. A lei de propagação de incerteza foi aplicada erroneamente, de acordo com o autor, na primeira relação porque  $p$  e  $M$  são parâmetros que estão relacionados isentropicamente. Análise semelhante é feita para o coeficiente de arrasto.

Kammeyer, 1998, da Boeing Company de St. Louis, enfatiza a importância de emitir documentação detalhada sobre a análise de incerteza e que não é necessário avaliar todas as fontes de erro identificáveis em um experimento. Análises mais rigorosas devem ser empreendidas às contribuições mais significantes para a incerteza. Considera medições de pressão e de força de arrasto em escoamentos supersônico e transônico, e apesar de referenciar o AIAA S-071, 1995, desenvolve as expressões para incerteza sem fazer a distinção entre erros de precisão e sistemáticos (veja, entretanto, Kammeyer, 2000). No caso supersônico, calcula o coeficiente de pressão  $C_p = f(p, p_s, q)$ , onde  $p$  é a pressão medida,  $p_s$  a pressão estática de escoamento não perturbado e  $q$  é a pressão dinâmica, e uma vez que  $p_s$  e  $q$  estão correlacionados através da pressão total e do número de Mach, ao estimar a incerteza, aplica a relação funcional

$C_p = f(p, p_0, \gamma, M)$ , onde  $p_0$  é a pressão total,  $\gamma$  é razão entre calores específicos e  $M$  é o número de Mach. A componente dominante da incerteza é devido ao termo referente ao número de Mach, tomado como um valor médio sobre uma determinada região. Conseqüentemente, a indicação é procurar meios de reduzir as variações de Mach. Para o coeficiente de arrasto medido a partir de uma balança interna, o sistema de redução de dados da facilidade em questão envolve aproximadamente 50 variáveis de entrada. Apesar das maiores incertezas serem as da força normal da balança e a do ângulo de ataque, a contribuição dominante é a do número de Mach, devido ao coeficiente de sensibilidade.

Springer, 1999, segue a estruturação de Kammeyer, 1998, para analisar a incerteza no túnel de vento trisônico de 14 polegadas do NASA Marshall Space Flight Center, no regime subsônico e transônico. São realizadas corridas para vários números de Mach, numa faixa de 0,3 a 1,96. São apresentadas as incertezas para Mach, para as pressões estática e dinâmica. O método de análise é o método da separação em componentes sistemáticos e de precisão dos parâmetros medidos. O caso hipersônico não é avaliado e a incerteza da balança é calculada através de método simplificado, a soma do quadrados dos desvios entre cargas aplicadas e indicadas.

Uma evolução da implementação de análise de incerteza no Boeing Aerodynamics Laboratory, Seattle, pode ser acompanhada em Belter, 1996, Belter 1998 e Belter, 2000. O primeiro artigo descreve a aceitação, o entendimento e a integração dos documentos AGARD, 1993 e AIAA, 1995, por parte do pessoal da Boeing e dos usuários. Anteriormente a estas publicações, poucas avaliações de incerteza do laboratório foram documentadas. Cursos foram ministrados pelos autores da referência Coleman e Steele, 1998. Mudança de atitude quanto a procurar entender e definir os requisitos de exatidão de instrumentação e de ensaio tem sido um objetivo abordado conjuntamente entre a equipe e os usuários. A avaliação de desempenho de instrumentação tem sido padronizada através de etapas descritas em documentação interna e o uso de dados históricos com este propósito se tornou mais comum. Calibrações de instrumentos através de ajustes de curva por mínimos quadrados têm sido caracterizadas quanto à incerteza, ao intervalo de previsão e ao intervalo de confiança. Por parte dos dirigentes, a aceitação de análise de incerteza veio com os benefícios associados em relação quanto a tomada de decisão de melhorias nos equipamentos de medição; através dela, expõe-se as áreas onde a instrumentação está aquém das necessidades gerais dos usuários.

As análises têm portanto, sido feitas com os seguintes propósitos:

- estimativas de pré-ensaio, que ajudam o aerodinamicista a planejar o número de corridas necessárias e instrumentação adequada para atingir os requisitos solicitados;
- comparação dos dados de uma determinada configuração, e verificação se os dados estão dentro de uma certa faixa de repetitividade;
- estimativas de incertezas de correções de tara e de interferência; e
- determinação do erro de atitude da aeronave.

Caracterização da facilidade e rastreabilidade completam o ciclo de melhoria da qualidade dos dados do laboratório.

O segundo artigo (Belter 1998), compara a repetitividade dos dados de ensaio em túnel de vento com estimativas de pré-ensaio.

Os dados são caracterizados por intermédio do que o autor denomina valor médio dos dados, que é a curva de regressão, e pelas medidas de dispersão dadas pelo desvio padrão da regressão, e pelos intervalos de previsão e de confiança. A análise de repetitividade é feita em termos de período curto, médio e longo, para descrever variabilidade dos dados quando o período é relativamente curto com mínimas mudanças experimentais, quando uma dada configuração é ensaiada de novo e pelo menos uma outra configuração é testada entre os dois ensaios, e quando são feitas várias inclusões para a mesma configuração de modelo, respectivamente.

Um parâmetro de principal atenção no laboratório transônico quanto à repetitividade é o coeficiente de arrasto, para balanças externa e interna. Para a maioria dos ensaios, este coeficiente sofre várias correções incluindo angularidade de escoamento do túnel, empuxo, tara e interferência do sistema de montagem e interferência de parede. Segundo o artigo, experiências prévias mostram que a maior influência na incerteza deste coeficiente vem da balança. Uma breve descrição dos quatro diferentes métodos de estimação da repetitividade da balança: resíduos de calibração da balança, zeros finais da balança, curvas de balança generalizadas e matriz de interação de repetitividade da balança, é apresentada. Repetitividades da pressão

dinâmica e do ângulo de ataque também são mostradas, mas a ênfase está na repetitividade da balança. Valores de incerteza nos parâmetros pressão estática e total, e a incerteza em suas correções são apresentados. Conclui através dos resultados que estimativas de coeficiente de arrasto feitas a partir de pré-ensaios são aplicáveis quando as incertezas da balança são avaliadas segundo o método de análise de matriz de calibração, que consiste de um conjunto de dados coletados de várias calibrações.

Avaliação do desempenho de instrumentação em termos de período longo é tratada em Belter 2000.

Tripp e Tcheng, 1994, do NASA Langley Research Center, Virgínia, descrevem um método para determinar as incertezas das forças e momentos medidos por balanças multi-componentes. O método emprega uma regressão multicomponente multivariada global, que permite a estimação da incerteza das seis sensibilidades da balança (incertezas nos coeficientes do ajuste de curva que representam as interações de primeira ordem no modelo) e dos 156 coeficientes de interação de segunda ordem. O número de carregamentos da calibração é igual a 729. Os coeficientes da regressão são estimados globalmente, ou seja, através de uma etapa única de regressão, todos os 168 coeficientes são calculados. Este procedimento resulta em menores incertezas nos coeficientes. Neste estudo, a incerteza total nas cargas é dominada pela incerteza da facilidade, sendo a incerteza dos coeficientes pequena devido ao grande número de carregamentos e à técnica global de regressão. Este método é empregado para avaliar uma balança de seis componentes da Israel Aircraft Industries (IAI) e os resultados da calibração são apresentados e discutidos em Tcheng e Tripp, 1999.

Mease *et al.*, 1992, descrevem o processo de calibração de velocidade de escoamento na Process Measurements Division do NIST. Discutem as relações matemáticas para a velocidade e comparam as incertezas das medidas realizadas com Tubo de Pitot e com anemômetro de Laser Doppler (LDA). Usam uma equação por eles denominada como “Compressible Bernoulli Equation” para o cálculo da velocidade do escoamento, medindo a pressão diferencial produzida entre as tomadas de pressão total e estática do tubo de Pitot. O gás é considerado real, e advertem que ar seco é raramente encontrado em túneis de vento, sendo portanto necessária a correção para a massa molecular da água na equação da massa específica. Uma técnica para medição de baixas

velocidades empregando um conjunto LDA + tubo de Pitot é apresentada, juntamente com a respectiva análise de erro.

Amer *et al.*, 1999, apresentam os resultados de calibração e análise de incerteza de um sistema de medição de pressão – sistema Ruska, utilizado no NASA Langley Center, Virgínia. Este trabalho faz parte de um programa de melhoria de ensaio de túnel de vento, implantado devido à demanda de serviços requisitados envolvendo o desenvolvimento de aeronaves sofisticadas. Foram avaliadas as possíveis fontes de erro da calibração tais como: efeitos de zero inicial, temperatura, pressão atmosférica, umidade e vibração da facilidade. O instrumento foi calibrado no NIST & Wyle Laboratories, sob condições ambientais controladas, e posteriormente uma calibração *in loco* foi efetuada, variando-se a temperatura de operação. Polinômio de segunda-ordem é ajustado aos dados da calibração *in loco* e os intervalo de confiança e de previsão são mostrados. A calibração é repetida por um período de várias semanas para análise de estabilidade e deriva. Aproximadamente 100 calibrações do Ruska foram realizadas. Cada uma consistiu de quatro observações em cada ponto da faixa, com a temperatura do instrumento a 30, 36 e 38 ° C, com temperatura ambiente mantida em 10, 24 e 35 ° C . Uma planilha de cálculo é fornecida, apresentando o desvio padrão da regressão de 44 das 100 calibrações. Um estudo foi conduzido para analisar a variação do desvio padrão da regressão, dos erros sistemáticos e dos erros aleatórios.

Tcheng *et al.*, 1995, modelam os efeitos dinâmicos dos movimentos de guinada e de arfagem , devidos às vibrações durante ensaios em túnel de vento. O instrumento de medição, do tipo inercial, é instalado no modelo e gera um sinal de saída que é proporcional à atitude do modelo. O sinal do movimento de guinada é filtrado para remover as componentes devido à vibração, e a contribuição da amplitude do erro no zero é eliminada determinando a amplitude do espectro de potência na frequência igual ao dobro da frequência de oscilação no plano de guinada. As correções no sinal de determinação do ângulo de ataque são derivadas da mesma maneira. Um gráfico mostra uma família de curvas de erro no zero para várias amplitudes e raios de movimento angular em uma determinada faixa de frequência. Um método teórico, não verificado experimentalmente, é proposto para eliminar as magnitudes dos erros no zero, e consiste em analisar a saída de um pacote composto por três sensores inerciais.

Burner, 1997 (NASA Langley Research Center), apresenta um sistema implantado em túneis de vento da NASA para aquisição de dados de deformação do modelo. Um sistema automatizado de filmagem em vídeo determina as coordenadas de alvos fixados na asa, para detectar mudanças na geometria sob cargas aerodinâmicas, para os movimentos de twist (torsão de acordo com AGARD, 1980) e flexão da asa. Os dados de deformação estrutural adquiridos com este sistema podem ser utilizados para comparar dados de previsão computacional com resultados experimentais. São apresentados gráficos de deformação versus coeficiente de sustentação e versus ângulo de ataque, para vários números de Mach. O artigo considera as características e o posicionamento dos alvos e da câmara registradora de dados, o procedimento de calibração para determinar os parâmetros da câmara necessários para a conversão pixel-coordenadas de imagem, e a busca das melhorias para o aprimoramento da técnica em termos da câmara de vídeo, da metodologia de aquisição de dados e do hardware. Em Burner *et al.*, 2000, três técnicas para estudo de deformação de modelo em túnel de vento: câmara-vídeo, interferometria e câmara-vídeo-alvos emissores de infravermelho, são comparadas em termos de características operacionais, resolução, incerteza e limitação amostral.

Em Albuquerque, Novo México, uma equipe do Centro Técnico Aeroespacial - CTA, esteve presente na 20<sup>th</sup> AIAA Advanced Measurement and Ground Testing Technology Conference, Novo México, apresentando a metodologia de estimação de incerteza até então praticada pelo pessoal do túnel de vento subsônico do Laboratório Aerodinâmico ASA – L (Mello, 1998).

Mesmo para os países desenvolvidos, é difícil para as facilidades governamentais manterem serviços abrangendo toda a faixa necessária de uma determinada grandeza, de acordo com a demanda da comunidade científica, comercial e industrial.

Uma solução comumente empregada é o credenciamento de laboratórios secundários. Novamente, é árdua a tarefa de tornar esses laboratórios metrologicamente confiáveis. Primeiramente, a facilidade é avaliada em relação à suas instalações, procedimentos e rastreabilidade, e a incerteza declarada é cuidadosamente analisada. Contínuo controle é realizado através de auditorias periódicas.

Hoje, através de novos projetos que lançam mão de tecnologia da informação, são pesquisadas novas formas de se melhorar e ampliar os serviços de metrologia. É o caso do “Tele – Calibration of Gas Flow Meters”, projeto desenvolvido pelo NIST desde maio de 1998. Empregando a tele – presença, facilidades primárias de escoamento de gás localizadas em laboratórios secundários de metrologia, são anexadas via Internet, fornecendo uma estrutura para calibração e rastreabilidade remota. Futuras gerações de Internet, a Next – Generation – Internet e Internet II, garantirão um meio de transmissão de informações mais rápido e dedicado. Participam do estudo pesquisadores do NIST e da indústria americana, desenvolvendo instrumentação, controle e arquitetura de tele – presença. Outro possível emprego da tele – presença seria nos Programas Internacionais de Comparação de Padrões, para os quais o NIST vem buscando a colaboração de Institutos Nacionais de Metrologia de outros países.

Este levantamento bibliográfico espelha a movimentação que está ocorrendo em termos de formação de grupos de trabalho e de estudos sobre incertezas em diversas facilidades de entidades governamentais, comerciais, científicas e militares. Pesquisas que empregam tecnologia de informação têm sido desenvolvidas para ampliar as faixas e as capacidades de calibração de um laboratório.

## Capítulo 3

### **Modelagem Teórica**

O estudo conduzido com este trabalho tem como objetivo geral contribuir para a garantia da confiabilidade metrológica dos ensaios realizados no Túnel de Vento Subsônico número 2, chamado TA-2, do Laboratório Aerodinâmico ASA-L.

Existe uma metodologia de ensaio adotada pelos profissionais do TA-2, com procedimentos e processos específicos. A cadeia de medição é formada por um conjunto de instrumentação que fornece informações sobre as propriedades do escoamento e sobre as cargas que o objeto sob teste experimenta, devido à presença do gás em movimento (Figura 3.1). A instrumentação é calibrada em condições climáticas laboratoriais controladas, em situações de pré-ensaio ou de ensaio. Os parâmetros são medidos diretamente ou calculados a partir de equações modeladas de acordo com o que o aerodinamicista considera adequado para o tipo de regime de escoamento.

A declaração de um parâmetro que quantificasse o “erro” dos resultados fornecidos aos usuários sempre foi uma preocupação dos profissionais do TA-2. Sua estimativa, ao longo do tempo, evoluiu de uma quantificação através de porcentagem de fundo de escala dos instrumentos para cálculos a partir de dados de calibração. Entretanto, nenhuma metodologia até hoje proposta levou em conta a cadeia de medição como um todo e a propagação de incertezas através das variáveis medidas, nem se preocupou com a padronização da estimativa de incertezas. Estas considerações são objetivos específicos do trabalho apresentado neste estudo.

O problema consiste então em avaliar o experimento aerodinâmico do ponto de vista metrológico, identificando fontes de erro e estimando incertezas de acordo com as recomendações expressas na referência BIPM, 1995. Mais especificamente, pretende-se analisar as contribuições dos elementos do sistema de medição para as incertezas nos resultados do ensaio e avaliar a modelagem matemática empregada atualmente, propondo modificações quando o nível de incerteza estiver sendo comprometido.

Análise de incerteza contribui para o planejamento do ensaio pois caracteriza quais são as fontes de erro dominantes e ajuda o experimentalista a decidir que instrumentação deve ser usada para atingir um determinado nível de exatidão exigido.

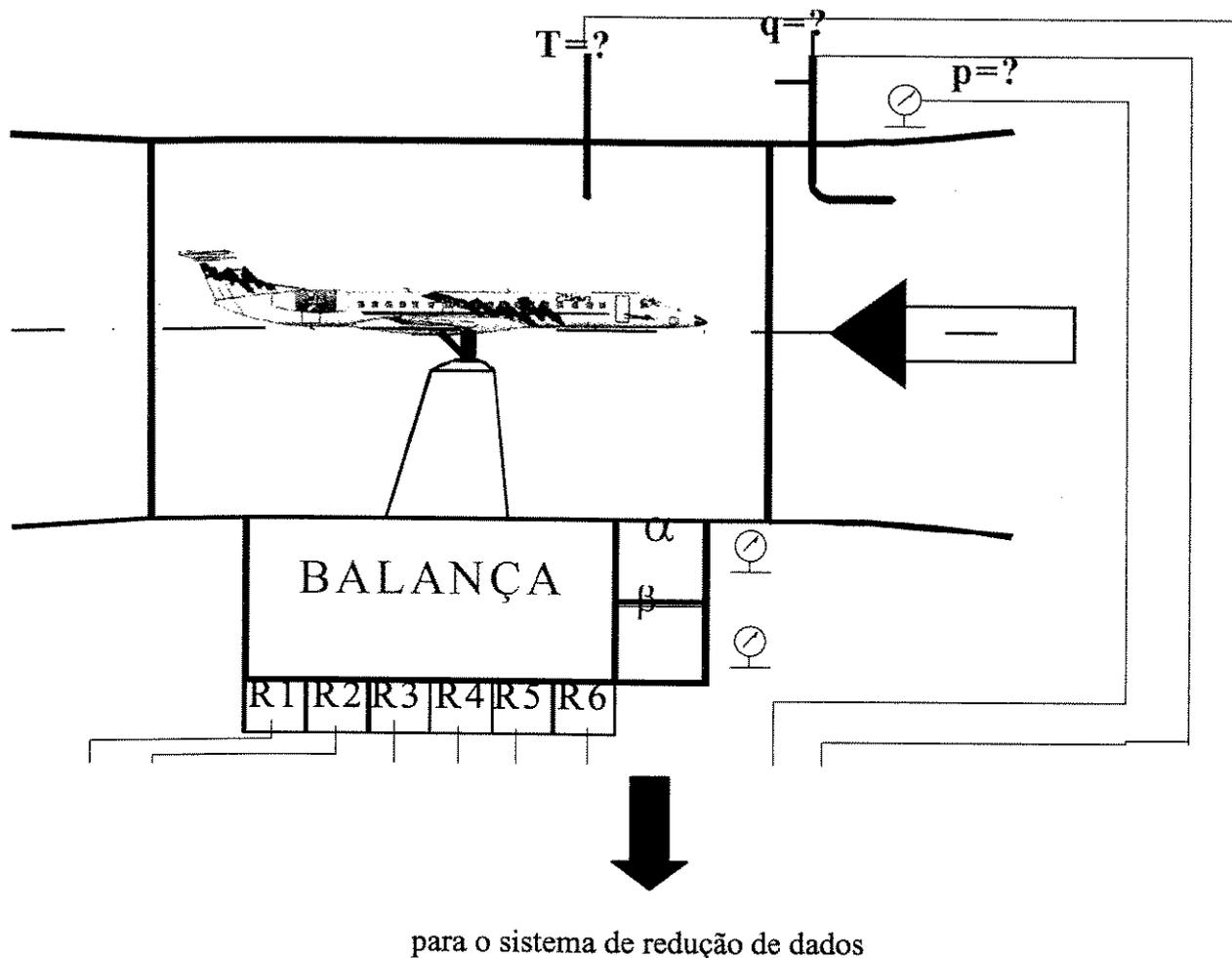


Figura 3.1: Sistema de medição.

### 3.1. Condições Laboratoriais de Ensaio

Escoamentos aerodinâmicos são tipicamente classificados em função do quociente entre a velocidade do escoamento e a velocidade do som no meio, denominado número de Mach ( $M$ ).

Escoamentos nos quais a velocidade não excede a velocidade do som em nenhum ponto são denominados escoamentos subsônicos. A presença de obstáculos (como corpos aerodinâmicos)

altera a velocidade local do escoamento em relação à velocidade longe destes obstáculos - “escoamento não perturbado”. Denomina-se o número de Mach nestas condições por  $M_\infty$ . Para a maioria dos escoamentos aerodinâmicos, observa-se escoamento subsônico para  $M_\infty < 0,8$ .

O TA-2 do CTA, é um túnel projetado para a realização de ensaios aerodinâmicos no regime subsônico, atingindo no máximo  $M_\infty = 0,4$ . Portanto, o problema tratado especificamente neste trabalho consiste em obter as incertezas associadas às medições em condições deste regime de escoamento são satisfeitas.

Nenhum experimento de medição, de calibração ou de medição, em especial, foi realizado para fornecer dados para este trabalho. Ao invés disto, foram utilizados resultados adquiridos anteriormente e documentados no banco de dados do Laboratório ASA – L.

### 3.2. Números de Reynolds e de Mach

Quando um corpo se move num meio fluido, líquido ou gasoso, surgem forças que são devido à viscosidade do fluido, sua inércia, sua elasticidade e gravidade (Barlow *et al.*, 1999).

Fluido é uma substância que se deforma continuamente quando submetida a uma tensão de cisalhamento (ou seja, tangencial), não importando quão pequena possa ser o valor da tensão (Streeter, 1961).

Para o caso em que o fluido é o ar, a força inercial induzida é proporcional à massa de ar afetada e à aceleração dada à esta massa. Da dinâmica dos fluidos (Barlow *et al.*, 1999), sabe-se que enquanto uma grande quantidade de ar é afetada por um corpo se movendo (e cada partícula de ar uma intensidade diferente), pode-se dizer que a força inercial é o resultado de se dar uma aceleração constante a algum volume de ar “efetivo”. Se este volume efetivo de ar é  $kl^3$ , sendo  $l$  um comprimento característico do corpo e  $k$  a constante para uma forma particular de corpo, tem-se:

$$\text{Força inercial} \approx \frac{\rho l^3 V}{t}$$

sendo:

$\rho$  : massa específica do ar;

$V$  : velocidade do corpo; e

$t$  : tempo.

Substituindo  $t$  por  $l/V$ , temos:

$$\text{Força inercial} \approx \frac{\rho l^3 V}{l/V} \approx \rho l^2 V^2 \quad (\text{Equação 3.1})$$

Tensão de cisalhamento é definida como força por unidade de área atuando tangencialmente sobre uma superfície, devido a fricção (Anderson, 1984).

A tensão de cisalhamento  $\tau$ , que tem dimensão de pressão, é proporcional à derivada espacial da velocidade, portanto:

$$\tau = \mu \frac{V}{l}$$

Nesta expressão,  $\mu$  é o coeficiente de viscosidade. Viscosidade é a propriedade pela qual um fluido oferece resistência ao cisalhamento.

A força de viscosidade pode ser expressa a partir da tensão de cisalhamento:

$$\text{Força de viscosidade} \approx \tau l^2 \approx \mu V l \quad (\text{Equação 3.2})$$

Por definição, o módulo de elasticidade  $E$  de um gás é a tensão necessária para desenvolver uma mudança unitária de volume. Tem-se então:

$$\text{Força elástica} \approx E l^2$$

A velocidade do som no ar  $a$  está relacionada à sua elasticidade de acordo com:

$$E = \rho a^2$$

de modo que pode-se escrever:

$$\text{Força elástica} \approx \rho a^2 l^2 \quad (\text{Equação 3.3})$$

Para que o escoamento ao redor de um modelo seja semelhante ao escoamento ao redor do corpo em escala real, é necessário, além da semelhança geométrica, que as relações entre as forças contribuintes sejam as mesmas. Neste caso, as taxas de força importantes são:

$Re$ : número de Reynolds = força inercial / força de viscosidade; e

$M$ : número de Mach = força inercial / força elástica.

O que resulta em:

$$Re = \frac{\rho V l}{\mu} \quad (\text{Equação 3.4})$$

e

$$M = \frac{V}{a} \quad (\text{Equação 3.5})$$

Um modelo que possui os mesmos números de Reynolds e de Mach que um similar em escala real, sofrerá reações semelhantes do ar, de modo que as forças e momentos em forma adimensional serão os mesmos.

A expressão utilizada para calcular a viscosidade  $\mu$  na equação (3.4) é a fórmula de Sutherland (White, 1979):

$$\frac{\mu}{\mu_0} = \frac{(T/T_0)^{3/2}(T_0 + S)}{T + S}$$

sendo:

$\mu_0$  uma viscosidade conhecida à temperatura absoluta conhecida  $T_0$  (em geral 273 K); e  
 $S \cong 110 \text{ K}$

A viscosidade  $\mu_0$  a 273 K é, segundo White, 1979 igual a  $1,71 \times 10^{-5} \text{ (Ns)/m}^2$ . Assim:

$$\mu = \frac{6,378E-03}{T+110} (T/273)^{3/2} \quad \text{(Equação 3.6)}$$

### 3.3. Grandezas Medidas

Neste trabalho, são analisados os ensaios que objetivam medir esforços (forças e momentos) atuantes sobre um modelo em túnel de vento.

Os cálculos realizados para se obter os resultados das medições são originados a partir da medição de grandezas oriundas basicamente de quatro sistemas:

- campo de escoamento;
- modelo;
- balança; e
- sistema de aquisição e de redução de dados.

#### 3.3.1. Campo de Escoamento.

Neste trabalho serão analisados escoamentos do ar, aqui considerado como um gás real.

As grandezas físicas fundamentais no escoamento são:

- temperatura  $T$ ;
- pressão  $p$ ;
- massa específica  $\rho$ ; e
- velocidade  $V$ .

O conhecimento de  $p$ ,  $T$ ,  $\rho$ , e  $V$  em cada ponto do escoamento define completamente o campo (Anderson, 1984). Observe-se que  $p$ ,  $\rho$  e  $T$  estão relacionados pela equação de estado.

Tem-se um escoamento permanente quando as condições em qualquer ponto do fluido não variam com o tempo. Nos ensaios aerodinâmicos entretanto, o escoamento de baixa velocidade "permanente" é em geral considerado quando suas distribuições de temperatura, pressão, pressão dinâmica, e "turbulência", são conhecidas. Ou seja, embora o escoamento possa ser turbulento e portanto não estritamente invariante com o tempo, os valores médios no tempo dos parâmetros do escoamento são invariantes (Barlow *et al.*, 1999).

#### i) Medição da Temperatura

Na tecnologia de ensaios aerodinâmicos, a temperatura num escoamento é geralmente chamada "temperatura estática" (Barlow *et al.*, 1999). As moléculas de um gás são dotadas de movimento desordenado e ocasionalmente colidem-se umas com as outras. A temperatura de um gás está relacionada com a energia cinética média de translação das moléculas (Anderson, 1984).

Na prática, a medição da temperatura estática em fluidos em movimento apresenta fontes de erro causados pela transferência de calor através de irradiação e condução entre o medidor e o ambiente, e o problema do medidor estar estacionário em relação ao escoamento (Doebelin, 1990). Transferência de calor pode haver das seguintes maneiras:

- condução: resulta do transporte de energia pelo movimento molecular nos gases e líquidos e pela combinação de vibrações da rede e transporte de elétron nos sólidos;

- convecção: a transferência de calor ocorre devido ao movimento de um fluido passando numa superfície aquecida. Quanto maior o movimento, maior é a transferência de calor. A transferência de calor por convecção é em geral assumida proporcional à área da superfície em contato com o fluido e à diferença de temperatura entre a superfície e o fluido;

- radiação: a transferência de calor é o resultado da radiação eletromagnética emitida pela superfície devido à temperatura da superfície. Esta difere de outras formas de radiação eletromagnética tais como rádio, televisão, raios X e raios gama que não estão relacionadas com temperatura.

Podem ser citados como exemplos de erro a condução de calor devido a gradientes de temperatura pelo fato do medidor estar fixado numa parede que apresenta uma temperatura diferente da do fluido escoando, e a troca de calor entre o corpo do medidor e o fluido por convecção.

Além destas perturbações, existe o mecanismo de efeitos térmicos na camada limite adjacente à superfície na qual está fixado o sensor de temperatura, devido ao escoamento viscoso. Nesta região, estabelece-se um gradiente de velocidade e uma geração de calor por fricção devido ao deslizamento entre as camadas do ar. Para um gás perfeito, o efeito de aquecimento por fricção se iguala ao efeito de condução térmica, e os dois efeitos de perturbação se cancelam (Hilton, 1952).

A temperatura estática seria medida por um termômetro se movendo com o fluido, ou seja, ambos sensor e gás em movimento idêntico (Mooney, 1953). Entretanto, em situações práticas tais como os ensaios aerodinâmicos aqui abordados, um termômetro está localizado na parede da seção de ensaio, e o gás está em movimento em relação ao medidor. Neste caso, o sensor irá indicar não apenas a temperatura do gás devido ao movimento aleatório das moléculas, mas irá indicar também a temperatura correspondente à energia cinética direta do movimento (muitos autores utilizam a palavra “direta” para distinguir entre movimento aleatório das moléculas do gás e o fato do fluido estar em movimento - Benedict, 1977 e Hilton, 1952). Esta indicação adicional de temperatura é obtida pela estagnação do gás devido à presença do sensor. Quando o gás é retardado de sua velocidade não perturbada  $V_\infty$  até a velocidade zero, a energia cinética direta é convertida para um efeito térmico (Benedict, 1977). Então, podem ser distinguidas três temperaturas quando se considera medição de temperatura em ensaios em túnel de vento:

- temperatura estática  $T$ : temperatura real do gás devido ao movimento aleatório das moléculas;
- temperatura dinâmica  $T_v$ , equivalente ao fato do escoamento apresentar uma velocidade direta; e
- temperatura total  $T_t$ , formada pela temperatura estática mais a temperatura dinâmica do gás, e corresponde à temperatura de estagnação quando um gás ideal é trazido ao repouso isentropicamente.

A relação entre as temperaturas é obtida a partir da equação da energia para um sistema fechado e expressa essencialmente a 1ª Lei da Termodinâmica para um gás ideal que está em movimento direto em relação aos limites do sistema (Anderson, 1991). Seja a 1ª Lei expressa por:

$$\delta q + \delta w = de \quad \text{(Equação 3.7)}$$

sendo:

$\delta q$ : quantidade de calor trocado entre o sistema e o meio;

$\delta w$ : trabalho realizado sobre ou pelo sistema; e

$de$ : variação da energia interna do gás.

Uma forma alternativa da Equação 3.7 é (Anderson, 1984):

$$\delta q = dh - vdp \quad \text{(Equação 3.8)}$$

sendo:

$v$ : volume específico  $v=1/\rho$  e  $\rho$  é a massa específica do gás;

$h$ : entalpia; e

$p$ : pressão.

Para processo adiabático  $\delta q=0$  e a Equação 3.8 é expressa como:

$$dh - vdp = 0 \quad \text{(Equação 3.9)}$$

Pela equação de momento para escoamento não viscoso e permanente (Anderson, 1984):

$$dp = -\rho VdV \quad \text{(Equação 3.10)}$$

sendo:

$V$ : velocidade do fluido.

Substituindo a Equação 3.10 na Equação 3.9 e lembrando que  $v=1/\rho$ :

$$dh + VdV = 0 \quad (\text{Equação 3.11})$$

Integrando a Equação 3.11 entre dois pontos:

$$h_2 - h_1 + \left( \frac{V_2^2}{2} - \frac{V_1^2}{2} \right) = 0 \quad (\text{Equação 3.12})$$

Utilizando a relação:

$$h = c_p T \quad (\text{Equação 3.13})$$

sendo:

$c_p$ : calor específico a pressão constante;

$T$ : Temperatura.

A Equação 3.12 torna-se:

$$c_p T_2 + \frac{1}{2} V_2^2 = c_p T_1 + \frac{1}{2} V_1^2 \quad (\text{Equação 3.14})$$

que é a equação de energia para escoamento adiabático e não viscoso.

Se o subscrito 2 na Equação 3.14 refere-se às condições isentrópicas de estagnação de um gás ideal, nota-se que a temperatura num gás estagnado ( $T_2 = T_i$ ), é sempre maior que a temperatura num gás em movimento ( $T_1 = T$ ) por uma quantidade equivalente à energia cinética direta do gás, que resulta em (Benedict, 1977):

$$T_i = T + \frac{V^2}{2c_p} = T + T_v \quad (\text{Equação 3.15})$$

Para a temperatura expressa pela Equação 3.15 ser válida, seria indicada por um termômetro adiabático (não há troca de calor com o meio) com a estagnação do gás ocorrendo isentropicamente (processo adiabático e reversível), ou seja, não havendo troca de calor e nem perdas por fricção ou por algum outro efeito dissipativo.

A Equação 3.15 pode ser apresentada como:

$$T_t = \left[ 1 + \left( \frac{\gamma - 1}{2} \right) M^2 \right] T \quad (\text{Equação 3.16})$$

sendo:

$\gamma = c_p/c_v$  taxa entre os calores específicos a pressão constante e a volume constante;

$M$ : número de Mach =  $V/a$  para  $a^2 = \gamma RT = (\gamma - 1)c_p T$

Para o ar, a Equação 3.16 se torna:

$$T_t/T = 1 + 0,2 M^2 \quad (\text{Equação 3.17})$$

Se  $M < 0,22$ ,  $T_t$  está dentro de 1 por cento de  $T$  (Doebelin, 1999).

A temperatura no TA-2 é medida através de um termômetro de bulbo preso à parede da seção de ensaio.

O sensor de temperatura utilizado no TA-2 consiste num conjunto com haste de 7,5" e suporte de fixação, provido com sensor de platina de valor 100  $\Omega$  a 0° C, 0,00385  $\Omega/\Omega/\text{grau}$  e transmissor de precisão 0,1% FS (fundo de escala); alimentação 7,5 a 35 VDC; sinal de saída 1 a 5 VDC para a faixa de 0 a 50° C; fabricante TEMPTRAM, modelo AS5250TT246N75A2N2.

O número de Mach  $M$  da Equação 3.16 é descrito pela seguinte expressão:

$$\frac{P_t}{P} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

que implica em:

$$M^2 = \frac{2}{\gamma - 1} \left[ \left(\frac{P_t}{P}\right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right] \quad (\text{Equação 3.18})$$

para o ar:

$$M = \left\{ 5 \left[ \left(\frac{P_t}{P}\right)^{0,28} - 1 \right] \right\}^{1/2} \quad (\text{Equação 3.19})$$

$\gamma$  é considerado igual a 1,4 para o ar, baseado em experiências ou mecânica estatística. Relações como  $c_p - c_v = R$  são conseqüências da equação dos gases perfeitos. Se fosse avaliado para gases reais, esta diferença seria:

$$c_p - c_v = R \frac{\left( Z + T \frac{\partial Z}{\partial T} \right)^2}{Z - p \frac{\partial Z}{\partial p}}$$

sendo  $Z$  o fator de compressibilidade do gás. Esta correção não foi considerada neste trabalho.

É necessário determinar a temperatura estática do gás escoando num ensaio de túnel de vento, já que é uma grandeza de entrada para o cálculo da massa específica do gás a partir da equação de estado, que por sua vez será necessária para calcular a velocidade da seção de teste através da equação de Bernoulli ou através do número de Mach. O cálculo da viscosidade do escoamento também emprega o valor da temperatura (Equação 3.6).

## ii) Medição da pressão

Segundo INMETRO (1988), a definição da grandeza pressão é: "pressão exercida por uma força de 1 newton uniformemente distribuída sobre uma superfície plana de 1 metro quadrado de área, perpendicular à direção da força". Anderson (1984) define pressão como sendo a força normal por unidade de área exercida sobre uma superfície devido à taxa no tempo de mudança de momento das moléculas de um gás devido ao impacto sobre esta superfície. A pressão  $p$  de um gás num certo ponto é definida como:

$$p = \lim_{dA \rightarrow 0} \left( \frac{dF}{dA} \right) \quad (\text{Equação 3.20})$$

sendo  $p$  uma propriedade pontual e pode ter diferentes valores de um ponto para outro em um gás.

Semelhantemente ao caso de medição de temperatura, para o caso de fluidos em movimento, três conceitos de pressão se aplicam (Benedict, 1977), devido ao fato de as moléculas num escoamento de gás possuírem um movimento aleatório superposto a um movimento direto devido à velocidade do escoamento. A terminologia aplicada é:

- pressão estática  $p$ : é a pressão real do gás, estando ele em movimento ou em repouso. Pressão estática num dado ponto é a pressão que seria medida por um sensor se movimentando junto com o escoamento; decorre do movimento aleatório das moléculas transferindo seus momentos para as superfícies;

- pressão dinâmica  $q$ : é a pressão equivalente à energia cinética direta do escoamento; e

- pressão total  $p_t$ : soma das pressões estática e dinâmica. Pressão total num dado ponto do escoamento é a pressão que existiria se o escoamento fosse freado isentropicamente (sem perdas e sem transferência de calor) à velocidade zero. Para o caso do gás que não está em movimento, a pressão total e a pressão estática são sinônimos (Anderson, 1984).

O instrumento que mede a pressão total num ponto do escoamento é o tubo de Pitot. Uma combinação de medição de pressão estática e pressão total pode ser obtida no mesmo instrumento, como mostrado na Figura 3.2, que é denominado tubo de Pitot estático.

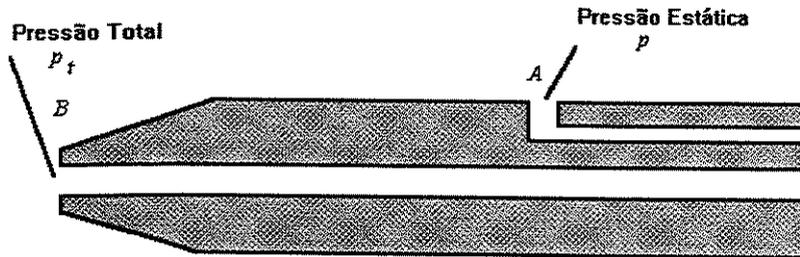


Figura 3.2: Desenho esquemático da ponta de prova do Tubo de Pitot.

No túnel de vento, a pressão estática  $p$  na seção de ensaio pode também ser medida através de pequenos orifícios abertos na parede da seção de ensaio e ao redor dela, perpendiculares e rentes aos limites do escoamento. A parede da seção é paralela à direção do escoamento. As tomadas de pressão (pequenos orifícios) estão localizadas dentro da camada limite, que é uma região de transição da velocidade do escoamento (desde  $V = 0$  junto à parede, até a velocidade não perturbada  $V_\infty$ ). A variação de pressão estática no interior da camada limite é desprezível. Deve-se tomar cuidado para que as tomadas não sejam colocadas numa região de influência do modelo, onde as tomadas sofreriam perturbações provocadas pelo modelo ensaiado. Para medição de pressão estática no TA-2 desta maneira, utiliza-se um barômetro absoluto fabricado por PAROSCIENTIFIC, INC, modelo 216B -101, faixa de pressão 11,5 a 16 psia, faixa de temperatura de  $-54$  a  $55$  ° C, localizado na câmara de ensaio. Como a câmara de ensaio é estanque e se comunica com a seção de ensaio através de pequenas frestas, sua pressão corresponde aproximadamente à pressão estática do escoamento.

Neste trabalho, será analisado o primeiro caso, ou seja, medição de pressão com tubo de Pitot acoplado a um sensor diferencial. A Figura 3.3 mostra o esquema utilizado. Esta montagem é colocada na parede superior da seção de ensaio. A pressão dinâmica medida com este dispositivo é denominada  $q_{ref}$ , no Laboratório Aerodinâmico ASA – L.

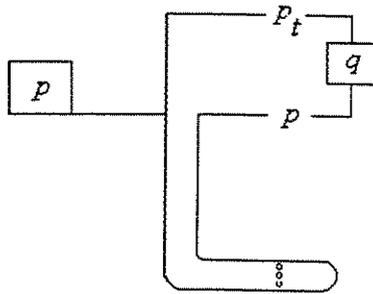


Figura 3.3: Tomada de pressão.

O Tubo de Pitot é fabricado por Airflow Developments Limited. Para medir a pressão dinâmica  $q$ , é usado um elemento sensor de pressão diferencial da marca STATHAM, faixa 2,5 psi, número de série 16900, modelo PM6TC. A pressão estática  $p$ , tomada do lado esquerdo da Figura 3.2, é conectada um sensor de pressão absoluta da marca PAROSCIENTIFIC, faixa 11,5 a 16,0 psia, resolução 0,1 psia, modelo 216b-101, número de série 67001. A pressão total  $p_t$  é calculada pela soma de  $q$  e  $p$ .

### iii) Medição da massa específica

A massa específica do gás  $\rho$  no ensaio é calculada através da equação da massa específica do ar e das considerações sobre condições ambientais (Giacomo , 1982).

A equação de estado de um gás real, quando se considera o volume  $v$  do gás à pressão  $p$  e à temperatura  $T$ , contendo uma quantidade de substância  $n$ , é:

$$pv = nZRT \quad (\text{Equação 3.21})$$

sendo:

$Z$ : fator de compressibilidade do gás;

$R = 8,314510 (1 \pm 8,4 \times 10^{-6}) \text{ Jmol}^{-1} \text{ K}^{-1}$  é a constante molar dos gases (Davis, 1992); e

$n$ : quantidade de matéria.

A quantidade de matéria, cuja unidade é o *mol*, é uma grandeza de base do Sistema Internacional cuja definição é: quantidade de matéria de um sistema que contém tantas entidades elementares quantos são os átomos contidos em 0,012 quilograma de carbono 12. (INMETRO, 1989).

Para um gás ideal,  $Z = 1$ , e o desvio de  $Z$  da unidade é uma medida do desvio da relação real a partir da equação de estado do gás ideal. A equação de estado do gás ideal é uma boa aproximação para descrever o comportamento de gases com baixa densidade. O fator de compressibilidade  $Z$ , responde às seguintes questões: em que faixa de densidade, a equação de estado do gás ideal é válida, para uma dada exatidão? Quanto um gás real a uma dada pressão e temperatura desvia do comportamento de gás ideal? (Wyllen, 1986).

Se  $m$  é a massa e  $M_{ar}$  a massa molar do gás, a sua densidade será:

$$\rho = m/v = nM_{ar}/v = pM_{ar}(ZRT)^{-1} \quad \text{(Equação 3.22)}$$

Ar seco é raramente encontrado em túnel de vento, portanto, é necessário considerar a umidade (Mease, 1992). Seja considerada a seguinte mistura: ar e vapor d'água. A massa molar  $M_{ar}$  para a mistura, que consiste de uma fração molar  $x_v$  de vapor d'água, de massa molar  $M_v$ , e uma fração molar  $(1 - x_v)$  de ar seco, de massa molar  $M_a$  é (Giacomo, 1982):

$$M_{ar} = M_a \left[ 1 - x_v \left( 1 - \frac{M_v}{M_a} \right) \right] \quad \text{(Equação 3.23)}$$

Tem-se então:

$$\rho = \frac{pM_a [1 - x_v (1 - M_v / M_a)]}{ZRT} \quad \text{(Equação 3.24)}$$

com:

$M_a = 28,9635 \times 10^{-03} \text{ kg mol}^{-1}$  (massa molar do ar seco); e

$M_v = 18,015 \times 10^{-03} \text{ kg mol}^{-1}$  (massa molar da água)

Inserindo-se na Equação 3.24 os valores de  $R$ ,  $M_a$  e  $M_v$  indicados acima, a expressão da densidade torna-se (Giacomo, 1982):

$$\rho = 3,48349 \times 10^{-3} \text{ kg.K.J}^{-1} \times (p/ZT)(1-0,3780x_v) \quad (\text{Equação 3.25})$$

De acordo com Gläser, 1997, a fração molar da água,  $x_v$ , é obtida por intermédio do cálculo da umidade relativa do ar  $h_v$ , definida como a razão entre a fração molar  $x_v$  do vapor d'água na mistura ar, pela fração molar  $x_{sv}$  do vapor d'água na mistura ar saturada ( $h_v = x_v/x_{sv}$ ), à temperatura ambiente  $t$  (em °C,  $t = T - 273,15$  K):

$$x_v = h_v f_w(p, t) p_{sv}(t) p^{-1} \quad (\text{Equação 3.26a})$$

ou através da temperatura do ponto de orvalho  $t_d$  (o ponto de orvalho da mistura gás mais vapor é a temperatura na qual o vapor se condensa ou se solidifica quando é resfriado a pressão constante):

$$x_v = f_w(p, t_d) p_{sv}(t_d) p^{-1} \quad (\text{Equação 3.26b})$$

nesta expressão:

$f_w$ : coeficiente de fugacidade do vapor d'água no ar;

$p_{sv}$ : pressão de saturação do vapor; e

$p$ : pressão estática.

com  $f_w$  fornecido pela expressão empírica:

$$f_w = \alpha_1 + \alpha_2 p + \alpha_3 t^2 \quad (\text{Equação 3.27})$$

com:

$$\alpha_1 = 1,00062;$$

$$\alpha_2 = 3,14 \times 10^{-8} \text{ Pa}^{-1}; \text{ e}$$

$$\alpha_3 = 5,6 \times 10^{-7} \text{ K}^{-2}; \text{ e a pressão } p \text{ é expressa em pascal e a temperatura } t \text{ em graus Celsius.}$$

A pressão de saturação do vapor d'água  $p_{sv}$  é expressa em função da temperatura termodinâmica  $T$ , em kelvin, usando a seguinte relação aproximada (Giacomo, 1982):

$$p_{sv} = 1 \text{ Pa} \times \exp (AT^2 + BT + C + DT^{-1}) \quad (\text{Equação 3.28})$$

com:

$$A = 1,2378847 \times 10^{-5} \text{ K}^{-2};$$

$$B = -1,9121316 \times 10^{-2} \text{ K}^{-1};$$

$$C = 33,93711047; \text{ e}$$

$$D = -6,3431645 \times 10^3 \text{ K}.$$

O termo temperatura de saturação designa a temperatura na qual a vaporização ocorre para uma dada substância a uma dada pressão, e esta pressão é chamada pressão de saturação. Se a substância existe como vapor na temperatura de saturação, é chamada vapor saturado.

O fator  $Z$  de compressibilidade da mistura ar pode ser expresso por:

$$Z = 1 - pT^{-1} [a_0 + a_1t + a_2t^2 + (b_0 + b_1t)x_v + (c_0 + c_1t)x_v^2] + p^2T^{-2}(d + ex_v^2) \quad (\text{Equação 3.29})$$

com:

$$a_0 = 1,58123 \times 10^{-6} \text{ KPa}^{-1};$$

$$a_1 = -2,9331 \times 10^{-8} \text{ Pa}^{-1};$$

$$a_2 = 1,1043 \times 10^{-10} \text{ K}^{-1}\text{Pa}^{-1};$$

$$b_0 = 5,707 \times 10^{-6} \text{ KPa}^{-1};$$

$$b_1 = -2,051 \times 10^{-8} \text{ Pa}^{-1};$$

$$c_0 = 1,9898 \times 10^{-4} \text{ KPa}^{-1};$$

$$c_1 = -2,376 \times 10^{-6} \text{ Pa}^{-1};$$

$$d = 1,83 \times 10^{-11} \text{ K}^2\text{Pa}^{-1}; \text{ e}$$

$$e = -0,765 \times 10^{-8} \text{ K}^2\text{Pa}^{-2}.$$

Os valores do fator  $f_w$ , da pressão de saturação de vapor  $p_{sv}$  e do fator de compressibilidade  $Z$  são tabelados (Giacomo, 1982) e (Wyllen, 1986), sendo as equações (3.27), (3.28) e (3.29) aproximações.

#### iv) Medição da velocidade

A velocidade do escoamento no TA-2 é calculada através da medição da diferença entre a pressão total  $p_t$  e a pressão estática  $p$ , fornecida por um transdutor do tipo strain gage, acoplado ao tubo de Pitot estático, localizado na parede superior da seção de ensaio. Se o tubo de Pitot mostrado na Figura 3.1 encontra-se paralelo ao escoamento que possui uma velocidade  $V$ , no ponto  $A$ , a pressão é  $p$ . No ponto  $B$ , a pressão é  $p_t$  e a velocidade é zero. Considerando-se o escoamento incompressível, não-viscoso e permanente, pode-se aplicar a equação de Bernoulli aos pontos  $A$  e  $B$ :

$$p + \frac{1}{2} \rho V^2 = p_t \quad (\text{Equação 3.30})$$

sendo:

$p$  : pressão estática;

$p_t$  : pressão total; e

$V$ : velocidade do escoamento.

O termo  $\frac{1}{2} \rho V^2$  na Equação 3.30 é chamado pressão dinâmica  $q$ , logo:

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2 = p_t - p$$

De onde é possível calcular a velocidade do escoamento:

$$V = \sqrt{\frac{2(p_t - p)}{\rho}} = \sqrt{\frac{2q}{\rho}} \quad (\text{Equação 3.31})$$

A velocidade pode também ser encontrada a partir da Equação do número de Mach:

$$V = Ma \quad \text{(Equação 3.32)}$$

Com a velocidade do som no ar  $a$  dada por:

$$a = \sqrt{\gamma RT}$$

### 3.3.2. Modelo

A construção de modelos para ensaios em túnel de vento depende das características do ensaio e da forma do objeto real que se quer representar. Fidelidade e estabilidade dimensional, requisitos específicos de rugosidade e adequação de custos são normalmente solicitados. O acabamento da superfície do modelo chega, às vezes, a ser espelhada para que a rugosidade do modelo seja equivalente à real. Em geral, considera-se que o modelo seja rígido, muito embora seu correspondente em escala real não o seja, e que tenha resistência estrutural para suportar as cargas aerodinâmicas a ele impostas durante o ensaio. Espera-se que não ocorram fenômenos aeroelásticos de grandes proporções durante a medição.

É necessário que o modelo seja exatamente igual ao objeto real, guardadas as devidas proporções de escala. A dimensão do modelo deve ser tal que, quando instalado na seção de ensaios, distâncias específicas sejam mantidas entre o modelo e as paredes do túnel. Modelos aeronáuticos são cerca de 10 vezes menores que os reais.

O avião real, que o modelo representa, voa livre, sem a existência de obstáculos ao seu redor. No túnel de vento, é necessário considerar a interferência aerodinâmica causada pelas paredes ao redor da seção de ensaio sobre o modelo.

As paredes da seção de ensaio provocam três tipos de interferências que devem ser corrigidas:

- gradiente de pressão estática;

- efeito de bloqueio aerodinâmico; e
- desvios das linhas de corrente.

O Laboratório de Ensaio Aerodinâmicos ASA – L segue o procedimento descrito em Barlow et al., 1999, para calcular estas correções. Nenhuma metodologia de avaliação de incerteza da correção é empregada, até o presente momento no TA-2, e também está fora do escopo deste trabalho.

O modelo que falha em atender a exatidão na dimensão e na rugosidade da superfície especificadas, implica em contribuições de incerteza nos coeficientes aerodinâmicos e no número de Reynolds.

O modelo contribui com três fontes de erro. A primeira delas é a incerteza na medida do comprimento de referência, a segunda é no cálculo da área de referência e, finalmente, a terceira é a medida da distância entre o ponto de referência da balança, que mede as cargas aerodinâmicas, e o centro aerodinâmico do modelo, definido pelo cliente. Esta última não será considerada neste trabalho.

### 3.3.3. Balança

Existem dois tipos fundamentais de balança para medir forças e momentos no modelo: balanças externas, que transportam as cargas para fora da seção de ensaio antes que elas sejam medidas, e balanças internas, que são instaladas dentro do modelo e enviam os dados através de sinais elétricos para fora do modelo.

Uma balança de túnel de vento é um aparato complicado e seu projeto e construção dependem da diversidade de modelos a serem ensaiados e da faixa de carga que será encontrada no ensaio, que por sua vez depende das dimensões da seção de ensaio e da velocidade do túnel.

Uma balança de túnel de vento deve separar as seis componentes de força e de momento e ter grande capacidade de resolução; Barlow *et al.*, 1999, exemplifica que um requisito típico de

leitura de um valor mínimo de carga seria 0,0012% do fundo de escala, para túnel de vento subsônico.

Ambos os tipos de balança têm suas vantagens. O custo da interna é menor e portanto várias balanças podem ser projetadas e construídas para satisfazer as faixas requisitadas, e podem ser transportadas de um túnel para outro. Uma balança externa é um aparato grande, mais elaborado em termos de projeto e com elevado custo de construção. Suas vantagens são grande capacidade de resolução e longos intervalos de calibração, ou seja, sua calibração é válida por um longo período de tempo. Entretanto, elas são fixas a um determinado túnel e as possibilidades de faixa de atitude do modelo são mais restritas.

#### 3.3.4. Sistema de Aquisição e de Redução de Dados

Neste item são estudadas todas as medições, correções e incertezas relacionadas com os sinais referentes à:

- pressão dinâmica;
- efeito da pressão estática;
- posição do modelo;
- valor de zero inicial;
- variação da atitude do modelo; e
- tara e interferência aerodinâmica.

##### i) Correção da pressão dinâmica

A pressão dinâmica de referência  $q_{ref}$  durante o ensaio é medida a partir de um tubo de Pitot, fabricado pela Airflow Developments Limited, cujo elemento sensor é um transdutor de pressão diferencial, da Gould Stathan, modelo PM6TC. Esta medição não é realizada na posição do modelo, o que leva à necessidade de uma correção.

Para calcular esta correção, um tubo de Pitot padrão é colocado na posição onde ficará o modelo durante o ensaio. A pressão dinâmica medida por este Pitot padrão se denomina  $q_s$  (Figura 3.4).

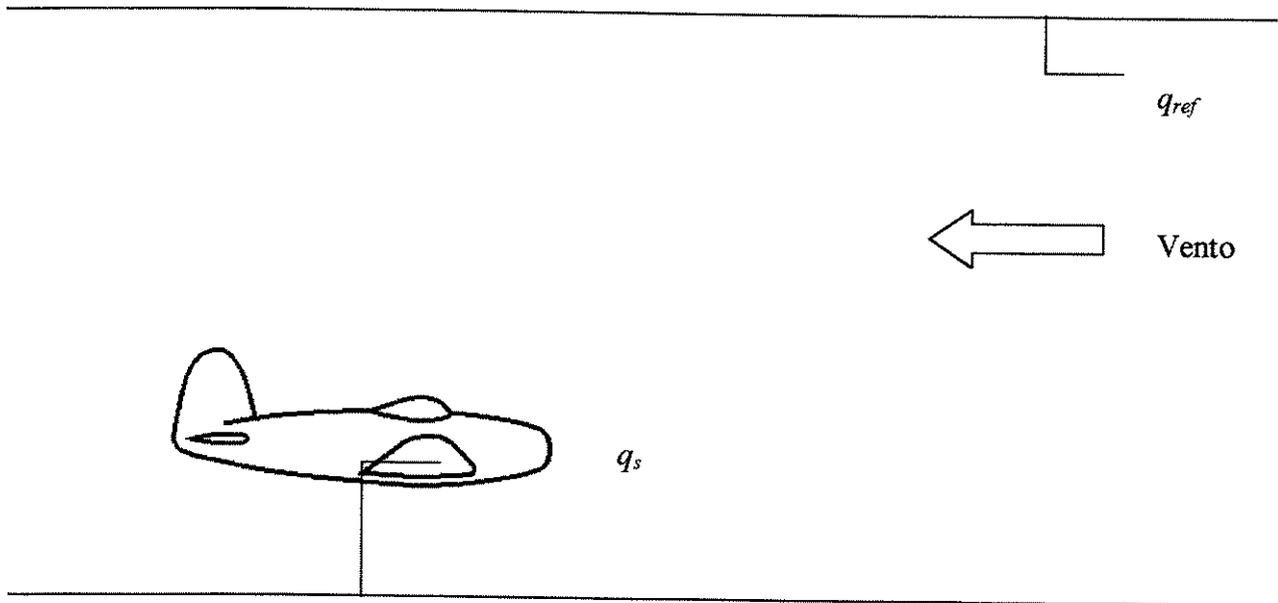


Figura 3.4: Correção da pressão dinâmica.

Com o sistema em funcionamento, se efetuam as medições  $q_{ref}$  e  $q_s$ , simultaneamente, para valores de pressão dinâmica ascendentes e descendentes.

## ii) Correção do efeito da pressão estática da câmara de ensaio

Esta correção é denominada  $Z_q$  no Laboratório Aerodinâmico ASA – L.

A balança e suas respectivas células de carga estão na câmara de ensaio, onde a pressão estática  $p_2$  sofre uma redução em seu valor, em relação à pressão estática  $p_1$ . Este efeito é explicado a seguir (Figura 3.5).

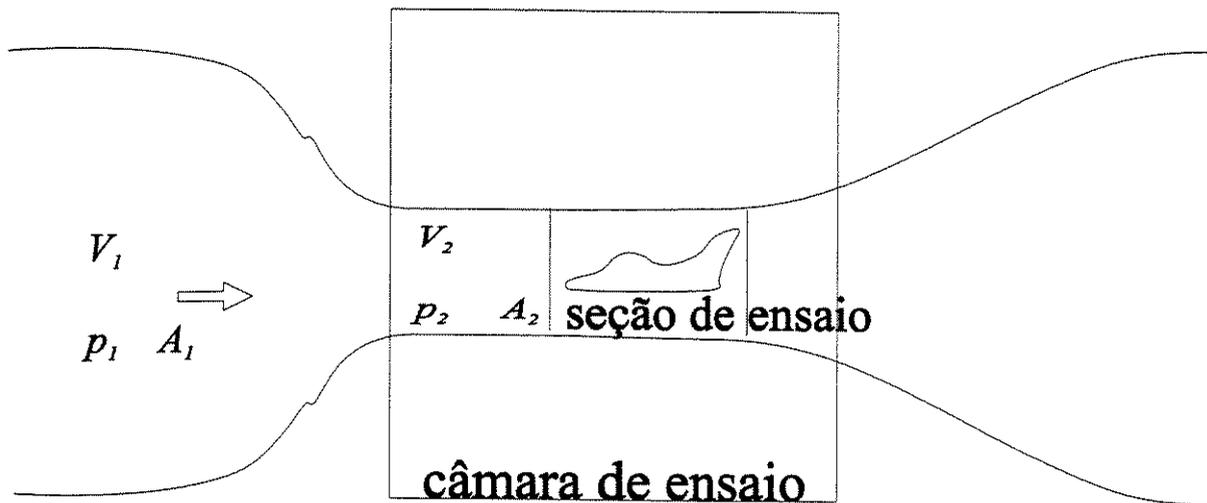


Figura 3.5: Influência da variação da pressão estática na câmara de ensaio, sobre as células de carga.

De acordo com a equação da continuidade, para fluido incompressível:

$$A_1 V_1 = A_2 V_2 \quad (\text{Equação 3.33})$$

A redução da área de 1 para 2 implica  $V_1 < V_2$ . Pela equação de Bernoulli:

$$\frac{1}{2} \rho V_1^2 + p_1 = \frac{1}{2} \rho V_2^2 + p_2 = p_t = cte$$

onde  $p_t$  é a pressão total.

Substituindo para a pressão dinâmica:

$$q_1 + p_1 = q_2 + p_2 = p_t = cte$$

Como a pressão dinâmica  $q_1$  é menor que  $q_2$ , para a pressão total permanecer constante,  $p_2$  tem que ser menor do que  $p_1$ .

A redução da pressão estática  $p_2$  na seção de ensaio altera a medição da carga  $F_i$  pela balança.

Curvas “carga versus pressão dinâmica”, ajustadas por mínimos quadrados, relacionam a carga medida com a variação da pressão dinâmica. A incerteza desta correção corresponde à incerteza do ajuste e da pressão dinâmica.

### iii) Posição do Modelo

Em geral, são fornecidas ao usuário as curvas de coeficientes aerodinâmicos em função da atitude do modelo, ou seja, os resultados são apresentados em forma de curvas  $C_{F_i}$  versus  $\alpha$  e  $C_{F_i}$  versus  $\beta$ . Portanto, as incertezas na medição da posição do modelo devem ser consideradas.

A balança possui indicadores analógicos dos ângulos  $\alpha$  e  $\beta$ . Anteriormente aos ensaios, os valores de  $\alpha$  do modelo indicados pela balança são comparados com os indicados por um medidor padrão. Trata-se de um inclinômetro fabricado por SOPOLEM, modelo 3028, de resolução igual a 1'. Esta comparação é efetuada sem a presença do vento.

O ângulo indicado pela balança é relacionado ao ângulo indicado pelo inclinômetro através de uma regressão linear.

A incerteza combinada do ângulo de ataque  $\alpha$ ,  $u_\alpha$ , é composta pelo desvio padrão da regressão e pela incerteza de calibração do inclinômetro.

Como não são realizadas comparações entre os ângulos de guinada  $\beta$ , indicados pela balança e um instrumento padrão, a incerteza  $u_\beta$  é considerada como a incerteza da leitura nos mostradores analógicos da balança. É assumido que  $\beta$  é descrito por uma distribuição de probabilidade retangular, com limites iguais à metade da resolução do instrumento indicador. Neste caso, a incerteza padrão é o valor correspondente à metade da resolução dividido pela raiz quadrada de 3 (BIPM, 1995).

iv) Valor de zero inicial ( $\alpha$  e  $\beta$  iguais a zero)

Sem a presença de vento, os sensores de carga estão praticamente a zero, porém, permanece um valor residual que varia no decorrer de vários ensaios, mesmo permanecendo constante a configuração do modelo.

Anteriormente ao ensaio, o zero inicial é tomado várias vezes, mantendo-se a mesma configuração (mesma montagem) e variando-se as atitudes  $\alpha$  e  $\beta$  nas direções positivas e negativas, alternadamente. Durante o ensaio, os valores indicados pelas células de carga são subtraídos dos zeros iniciais, considerando-se suas respectivas incertezas.

v) Variação de atitude do modelo ( $\alpha$  e  $\beta$  diferentes de zero)

Quando se variam os ângulos  $\alpha$  e  $\beta$ , a posição do centro de gravidade do modelo em relação à balança também varia. Por este motivo, as cargas geradas pelo peso do modelo em cada um dos seis sensores da balança, para  $\alpha$  e  $\beta$  diferentes de zero e sem a presença do vento, são diferentes. As funções que correlacionam a variação do sinal de cada célula de carga em relação aos ângulos  $\alpha$  ou  $\beta$  são denominadas ZAB. Para cada componente de carga, são traçadas as curvas de variação do sinal de cada célula versus  $\alpha$  (Zalfa) ou versus  $\beta$  (Zbeta). Regressão linear do primeiro, do segundo grau ou do terceiro grau é aplicada aos dados, informando os desvios padrão  $ZA_i$  (para  $\alpha$ ) e  $ZB_i$  (para  $\beta$ ) e as incertezas dos coeficientes da regressão.

Para o ensaio realizado com a presença do vento, as forças e os momentos medidos para cada atitude do modelo são corrigidos, subtraindo-se os valores calculados através da regressão sem a presença do vento ( $Zalfa_i$  para  $\alpha$  e  $Zbeta_i$  para  $\beta$ ).

vi) Correção para a tara e a interferência aerodinâmica

A tara e a interferência de um ensaio aerodinâmico são devidas à presença do suporte, que é a estrutura que conecta o modelo à balança. Os suportes afetam o escoamento do ar em torno do

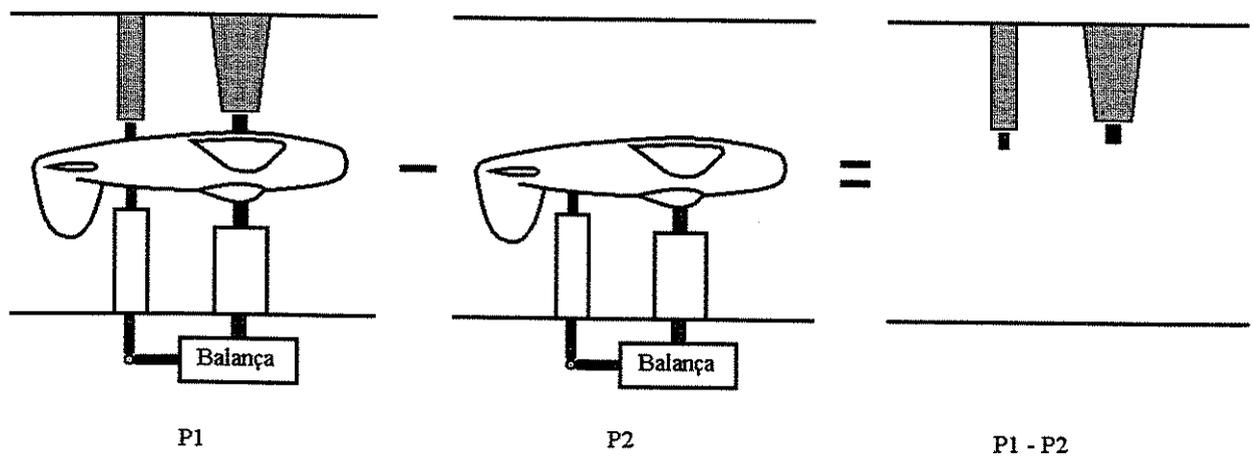
modelo e apresentam cargas aerodinâmicas. A saída da balança é portanto afetada por três efeitos:

- forças aerodinâmicas sobre o suporte (tara);
- interferência devida à presença do suporte sobre o padrão do escoamento do ar em torno do modelo; e
- interferência do modelo sobre o padrão de escoamento do ar em torno do suporte.

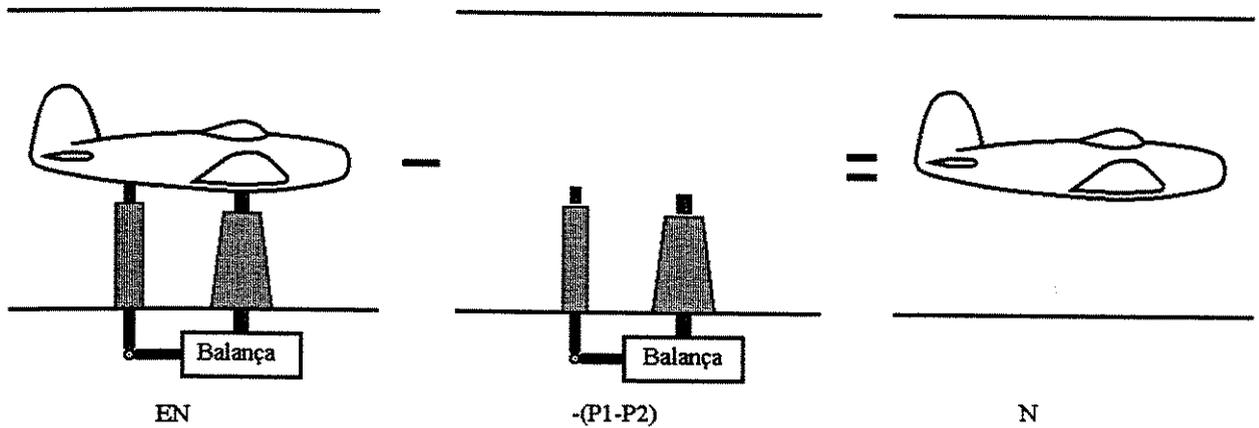
O efeito de tara não pode ser eliminado simplesmente excluindo o modelo e medindo o valor das cargas aerodinâmicas sobre o suporte, devido ao efeito da interferência.

Apenas uma pequena parte do suporte é exposta ao escoamento. Uma carenagem, que funciona como um escudo, não ligada à balança, isola o restante da estrutura.

Para avaliar a tara e a interferência do suporte, são realizados dois pré-ensaios e um ensaio normal, com o modelo ambos normal e invertido (Figura 3.6). Uma réplica falsa, de formato idêntico à composição suporte+carenagem convencional é instalada no chão da seção de ensaio; na Figura 3.6, as estruturas verdadeira – V, e falsa – F, são representadas pelas cores escura e clara, respectivamente.



a)



b)

Figura 3.6: Avaliação da tara e da interferência. a) primeiro (P1) e segundo (P2) pré-ensaios. b) ensaio normal (EN) menos o resultado (multiplicado por  $-1$ ) dos dois pré-ensaios.

No primeiro pré-ensaio (P1), o suporte e a carenagem reais, destacados com uma cor mais escura, que serão utilizados no ensaio normal, são instalados de cabeça para baixo na parede superior do túnel. No segundo pré-ensaio (P2), o conjunto suporte+carenagem real é retirado da parede superior. A diferença destes dois pré-ensaios ( $P1 - P2$ ) fornece as cargas aerodinâmicas que atuam no suporte real de cabeça para baixo, bem como a interferência aerodinâmica devido à presença do suporte+carenagem de cabeça para baixo sobre o modelo na posição invertida (Figura 3.6a).

Os valores de carga obtidos no ensaio normal (EN, Figura 3.6b) são subtraídos do resultado dos pré-ensaios anteriores ( $P1 - P2$ ), onde as cargas transversais ao escoamento são multiplicadas por  $(-1)$ .

Desta forma, os efeitos de tara e interferência são encontrados em três corridas, P1, P2 e EN. Representando este procedimento de maneira simbólica para a carga de arrasto,  $F_l$ , tem-se:

- primeiro pré-ensaio (P1):

$$F_l (P1) = F_l \text{ invertido} + T_F + I_F + T_V + I_V \quad (\text{Equação 3.34})$$

com:

$F_I$  invertido : arrasto no modelo invertido (deve ser igual ao arrasto do modelo normal).

$T_F$ : a tara de arrasto do ar livre do suporte falso (inferior).

$$I_F = I_{M/F} + I_{F/M} + I_{FC}$$

$I_{M/F}$ : é a interferência do modelo sobre o suporte falso.

$I_{F/M}$ : é a interferência do suporte falso sobre o modelo.

$I_{FC}$ : é a interferência da falsa carenagem (escudo) que isola o suporte falso.

$T_V$ : a tara de arrasto do suporte verdadeiro (superior).

$$I_V = I_{M/V} + I_{V/M} + I_{VC}$$

$I_{M/V}$ : é a interferência do modelo sobre o suporte verdadeiro.

$I_{V/M}$ : é a interferência do suporte verdadeiro sobre o modelo.

$I_{VC}$ : é a interferência da carenagem (escudo) que isola o suporte verdadeiro.

- segundo pré-ensaio (P2):

$$F_I (P2) = F_I \text{ invertido} + T_F + I_F \quad (\text{Equação 3.35})$$

- ensaio normal (EN):

$$F_I (EN) = F_I (N) + T_V + I_V \quad (\text{Equação 3.36})$$

$F_I (N)$ : o arrasto no modelo na posição normal.

A diferença entre as Equações 3.34 e 3.35 fornece a o valor de carga do pré ensaio ( $F_{I(P)}$ ), cujo resultado é a contribuição da tara e da interferência do suporte real:

$$F_I (P) = F_I (P1) - F_I (P2) = T_V + I_V \quad (\text{Equação 3.37})$$

O valor encontrado na Equação 3.37 é substituído na Equação 3.36, resultando em:

$$F_{I(N)} = F_{I(EN)} - F_{I(P)} \quad (\text{Equação 3.38})$$

Desta maneira, tem-se o valor do arrasto na posição normal, isento da influência da tara e da interferência.

Para os valores de carga perpendiculares ao escoamento, tais como força de sustentação e força lateral, e momento de arfagem e momento de guinada, deve-se multiplicar o resultado dos dois pré-ensaios,  $F_{i(P)}$ , por (-1).

### 3.5. Coeficientes Aerodinâmicos

Aqui se incluem todas as etapas de cálculo e correções relacionadas com as cargas aerodinâmicas e suas respectivas incertezas. São considerados os ensaios em túnel de vento que fornecem coeficientes aerodinâmicos como resultado final.

Os coeficientes aerodinâmicos de força ( $C_F$ ) e de momento ( $C_m$ ), são grandezas adimensionais definidas como (Anderson, 1984):

$$C_F = \frac{F}{qA} \quad (\text{Equação 3.39})$$

e

$$C_m = \frac{m}{qAl} \quad (\text{Equação 3.40})$$

$F$  representa forças de sustentação ( $L$ ), arrasto ( $D$ ) e lateral ( $Y$ ), que atuam no corpo;  $m$  representa os momentos de rolamento *rol*, de arfagem *arf* e de guinada *gui*. A área de referência  $A$  e o comprimento de referência  $l$ , são escolhidos a partir da forma geométrica do corpo.

## Capítulo 4

### Metodologia de Ensaio

#### 4.1. O túnel de vento TA-2

A Figura 4.1 apresenta o desenho esquemático do túnel subsônico número 2 - TA-2, do CTA, cujas características são:

##### 4.1.1. tipo:

-contínuo fechado.

##### 4.1.2. seção de ensaio:

- área: 6,30 m<sup>2</sup>;
- dimensões: 3,000 m x 2,10 m;
- comprimento: 3,28 m;
- forma geométrica: retangular.

##### 4.1.3. contração: 14,3/1.

##### 4.1.4. velocidade da seção de ensaio:

- máxima sem bloqueio: 500 km/h (139 m/s);
- mínima: 5 km/h (1,4 m/s).

##### 4.1.5. hélice:

- número de pás: 8 (oito);
- diâmetro da hélice: 8,40 m;
- construção das pás: madeira (Freijó revestido de pau marfim);

- peso médio de cada pá: 330 kg;
- peso total da hélice: 4250 kg.

4.1.6. fator de turbulência média: 1,02.

4.1.7. motor:

- tipo: AC, trifásico de indução com anéis;
- tensão de trabalho: 4160 V;
- Corrente máxima: 400 A;
- Potência máxima: 1600 cv;
- Rotação máxima: 400 rpm.

4.1.8. construção: estrutura e parede de concreto armado e seção de ensaio em chapa de aço.

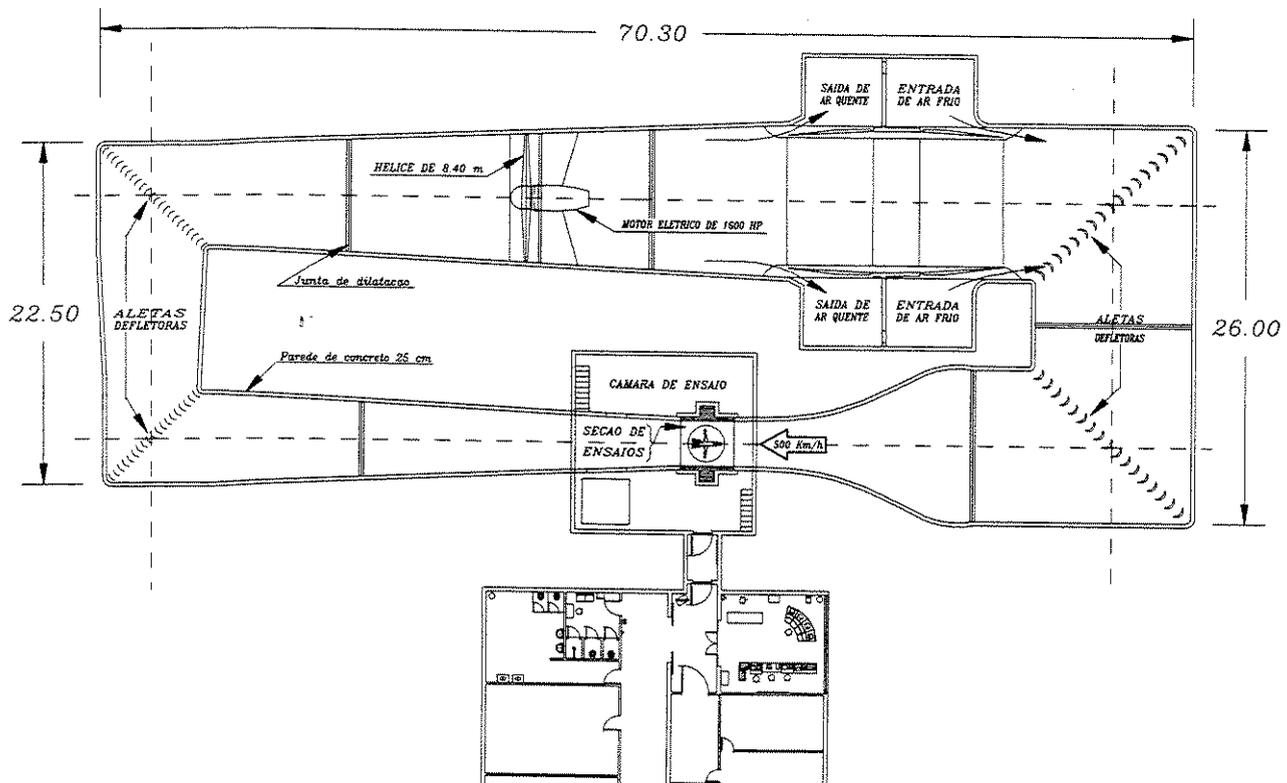


Figura 4.1: Desenho esquemático do túnel de vento TA-2.

## 4.2. A Balança Externa

A balança externa (Figura 4.2) é fabricada por Taller & Cooper em 1948, de seis componentes ( 3 forças e 3 momentos independentes); sua finalidade é medir as resultantes de forças e momentos aerodinâmicos atuantes sobre o modelo. A balança é do tipo prismática para forças, e piramidal para os momentos.

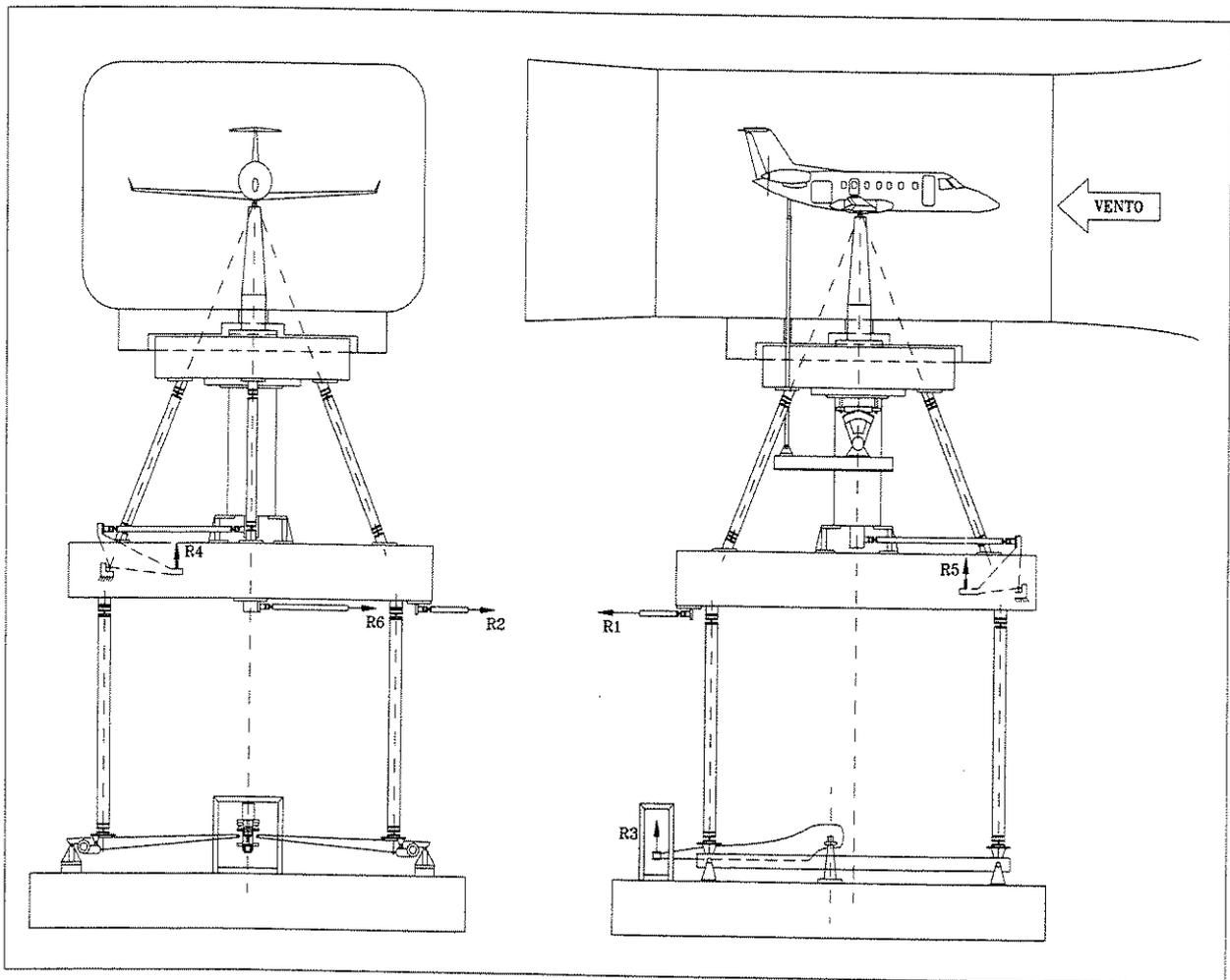


Figura 4.2: Desenho esquemático da balança Taller&Cooper, para a medição das cargas aerodinâmicas no modelo.

### 4.3. O Sistema de Aquisição e Redução de Dados.

A Figura 4.3 mostra os componentes do sistema de aquisição e redução de dados do TA-2.

#### 4.3.1. Sistema de Aquisição de Dados

- marca: Hewlett Packard;
- número de canais de leituras analógicas: 60 (sessenta);
- número de canais de leituras digitais; 16 (dezesesseis);
- número de atenuadores: 16 (dezesesseis);
- voltímetro (6,5 dígitos): HP – 3456A;
- scanner: HP – 3497A;
- computador (2 Mb): HP – 9000/300;
- impressora matricial: HP – 2932A;
- unidade de arquivo (8 inch): HP – 9895A.

#### 4.3.2. Sistema de Redução de Dados

- computador: HP 9000/300;
- memória RAM: 2 Mb;
- unidade de entrada:  
interface HP-IB;  
Driver HP – 9895 A;
  
- unidades de saída:  
impressora HP – 2932A;  
sistema PC;  
programa em LabView para a transferência dos dados do sistema HP para o PC;
  
- unidade de arquivo: HP – 9895A.

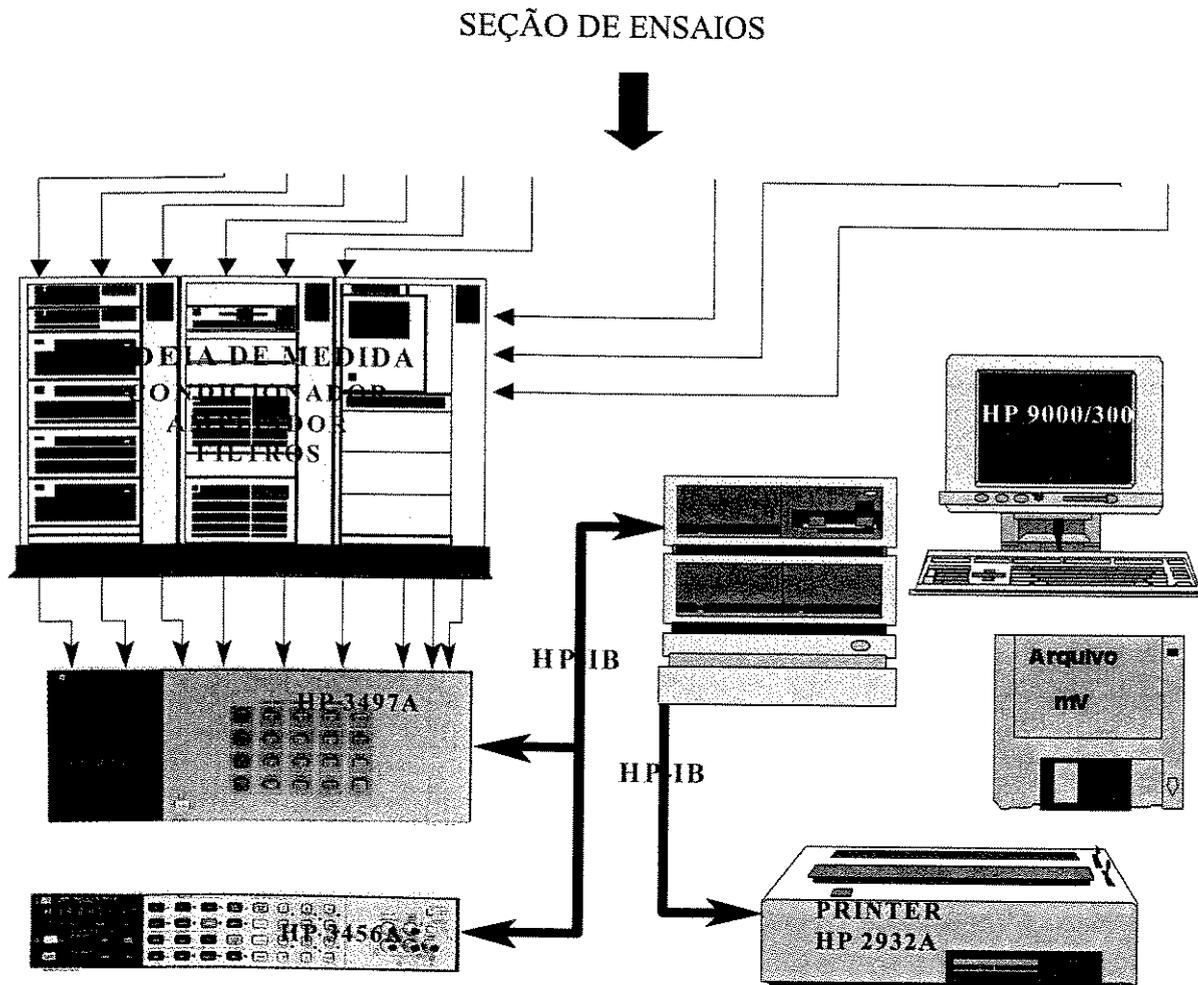


Figura 4.3: Sistema de aquisição e redução de dados.

#### 4.4. Os Componentes de Carga.

Os componentes de carga no modelo recebem denominações próprias, como mostrado na Figura 4.4. É utilizado um sistema cartesiano de 3 eixos, onde as resultantes de força e momento são identificadas pelos componentes nestes eixos. No TA-2, o ângulo de ataque  $\alpha$  pode variar na faixa de  $\pm 30^\circ$  e o ângulo de guinada  $\beta$  de  $\pm 45^\circ$ . Os símbolos representam:  $D$  (drag) força de arrasto,  $Y$  (side force) força lateral,  $L$  (lift) força de sustentação,  $rol$  (rolling moment) momento de rolamento,  $arf$  (pitching moment) momento de arfagem,  $gui$  (yawing moment) momento de guinada,  $CA$  centro aerodinâmico (Barlow, 1999).

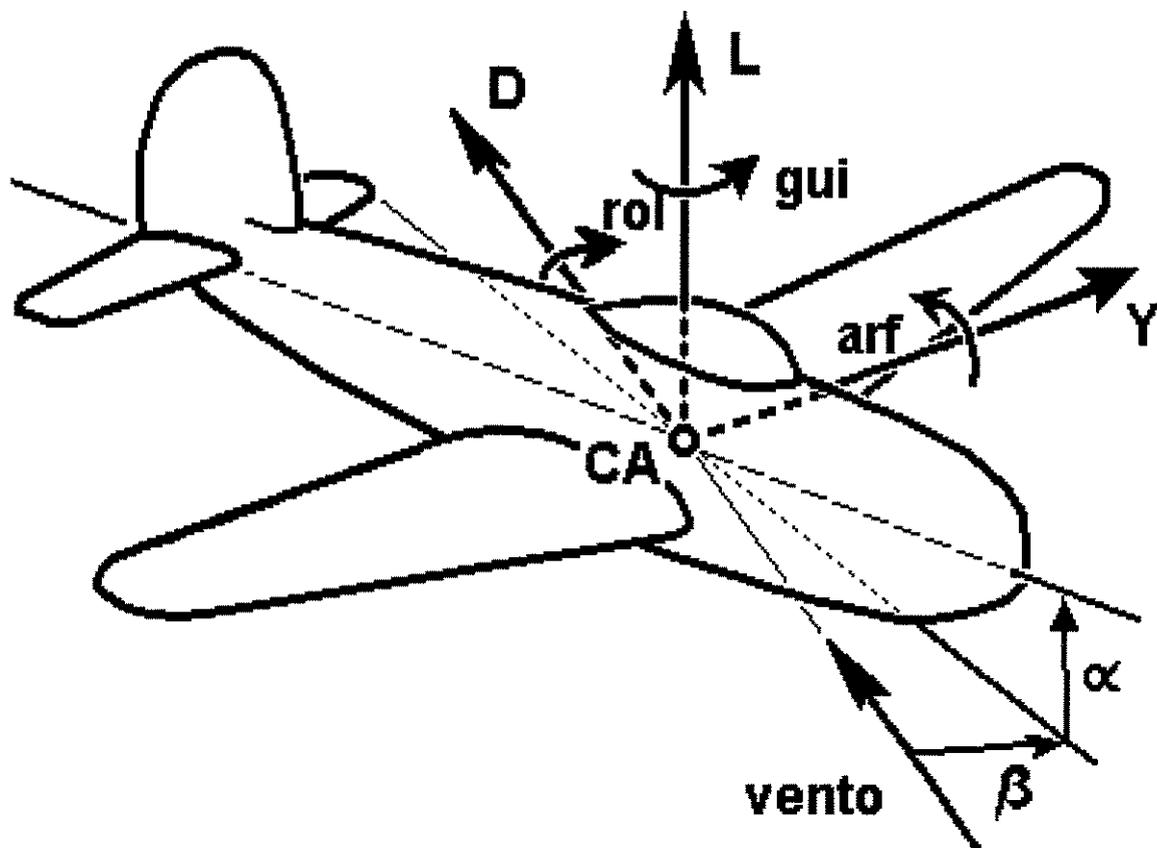


Figura 4.4: Forças e momentos aerodinâmicos resultantes da presença do objeto no meio fluido.

#### 4.5. O Sistema de Calibração da Balança

##### 4.5.1. O Carregamento

A balança externa de seis componentes mede as cargas  $F_i$  ( $i = 1, \dots, 6$ ) atuantes no modelo a ser ensaiado;  $F_1$ ,  $F_2$  e  $F_3$  são forças, e  $F_4$ ,  $F_5$  e  $F_6$  são momentos de uma força.

Efetua-se a calibração da balança através da aplicação de massas a um sistema de cabos e roldanas cuja estrutura é mostrada nas Figura 4.5 e 4.6 (cruz de calibração). É utilizado um conjunto de 100 (cem) massas.

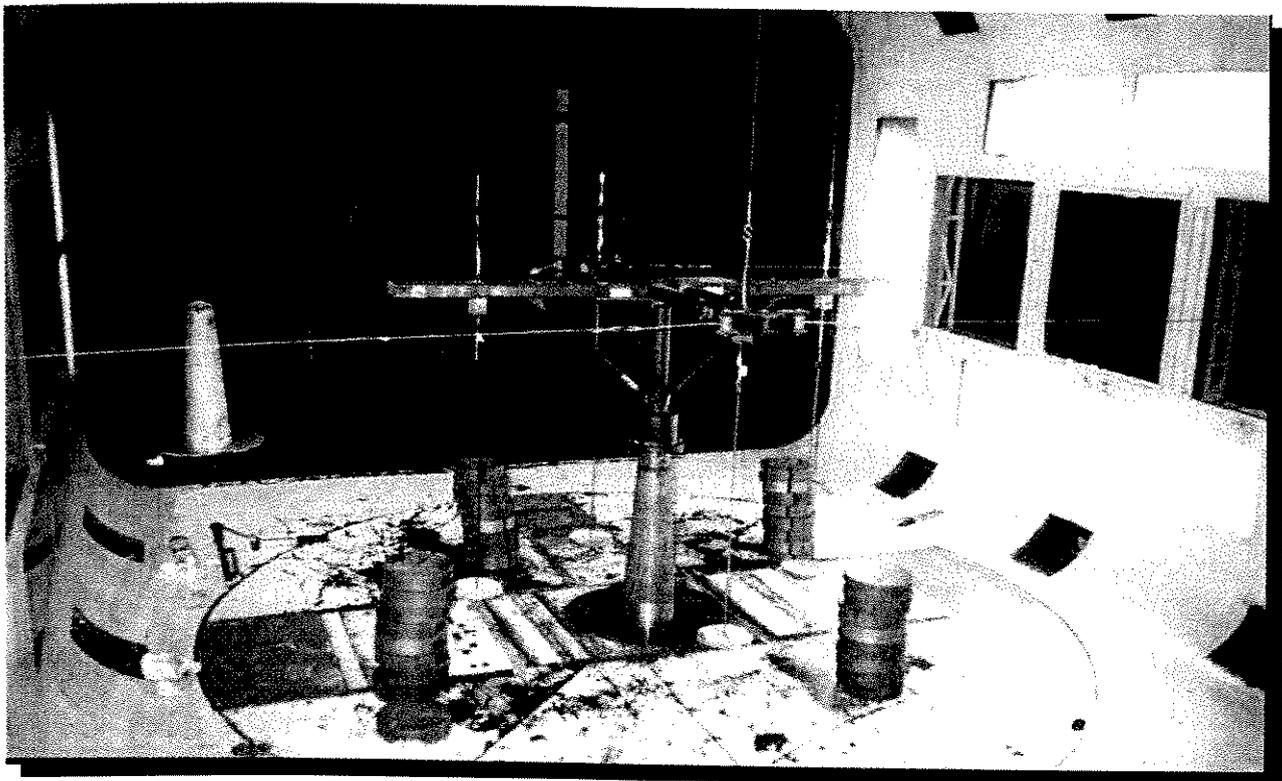


Figura 4.5: Cruz de calibração.

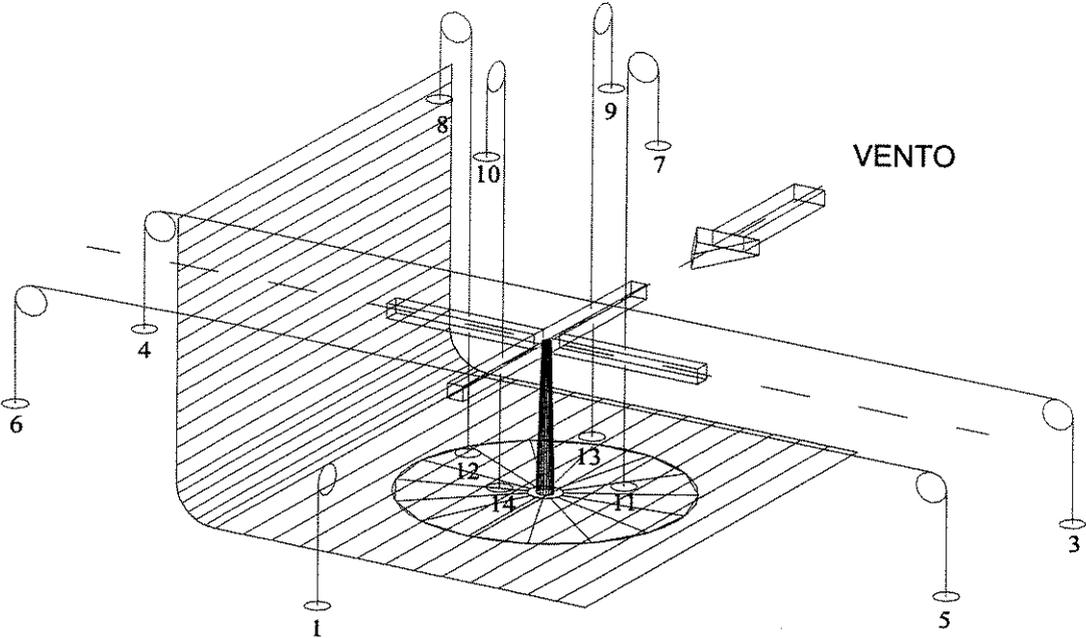


Figura 4.6. Desenho esquemático da cruz de calibração. Os pontos de 1 a 14 são pontos de aplicação de massa.

Em geral, para a sustentação temos uma carga máxima de aproximadamente 3.200 N, para o arrasto 1.200 N, e 800 N para a força lateral, o que requer respectivamente 32, 12 e 8 massas de 10 kg. Para a sustentação e força lateral, são necessários carregamentos em ambas as direções para obtenção de sinais positivos e negativos. Neste caso, o número de massas empregadas na calibração totaliza 92 (noventa e dois).

São efetuados 73 (setenta e três) carregamentos para cada ângulo de guinada. A fundamentação sobre o número de carregamentos pode ser encontrada em Nogueira, 1980. A Tabela 4.1 apresenta alguns carregamentos típicos. Os valores representam as cargas aplicadas. Unidades em newton para força e newton.metro para momento. Os símbolos  $F_1, F_2, F_3, F_4, F_5$  e  $F_6$  são para as forças de arrasto, lateral e de sustentação, e os momentos de rolamento, de arfagem e de guinada, respectivamente.

As cargas  $F_1, F_2, F_3, F_4, F_5$  e  $F_6$  aplicadas no sistema são medidas por seis sensores do tipo célula de carga, que fornecem as leituras  $R_1, R_2, R_3, R_4, R_5$  e  $R_6$ , lidas diretamente no mostrador da balança. Por exemplo, considerando-se o primeiro componente  $F_1$ , há para cada uma das 73 cargas aplicadas em  $F_1$ , as correspondentes leituras  $R_1, R_2, R_3, R_4, R_5$  e  $R_6$ , totalizando 73 pontos do tipo  $(F_1; R_1, R_2, R_3, R_4, R_5, R_6)_k$ , com  $k = 1, \dots, 73$ .

Tabela 4.1: Carregamento da balança Taller&Copper do TA-2, em 9 Dez. 1998.

componentes	Carregamento nº					
	1	26	38	46	60	71
$F_1$ : Força de arrasto	0,0	500,0	0,0	0,0	500,0	1.000,0
$F_2$ : Força lateral	0,0	0,0	-800,0	800,0	0,0	0,0
$F_3$ : Força de sustentação	-2.000,0	0,0	0,0	0,0	0,0	2.000,0
$F_4$ : Momento de rolamento	0,0	-300,0	0,0	0,0	0,0	0,0
$F_5$ : Momento de arfagem	-600,0	0,0	0,0	0,0	-600,0	0,0
$F_6$ : Momento de guinada	0,0	0,0	360,0	-360,0	0,0	0,0

#### 4.5.2. A curva de calibração.

Uma curva de calibração é ajustada a cada conjunto de 73 pontos  $(F_i; R_1, R_2, R_3, R_4, R_5, R_6)_k, i = 1, \dots, 6$ . O modelo do ajuste é uma combinação linear de 27 (vinte e sete) funções de  $R$  que são:  $R_1, R_2, R_3, R_4, R_5, R_6, R_1^2, R_1R_2, R_1R_3, R_1R_4, R_1R_5, R_1R_6, R_2^2, R_2R_3, R_2R_4, R_2R_5, R_2R_6, R_3^2, R_3R_4, R_3R_5, R_3R_6, R_4^2, R_4R_5, R_4R_6, R_5^2, R_5R_6, R_6^2$  e possui vinte e sete parâmetros ajustáveis  $a_j$  ( $j = 1, \dots, 27$ ) para  $F_1$ , vinte e sete parâmetros ajustáveis  $b_{js}$  para  $F_2$ , e assim por diante, até atingir os parâmetros  $f_j$  para  $F_6$ . A representação matricial do modelo do sistema multivariável (múltiplas entradas e múltiplas saídas) é:

$$\begin{bmatrix} F_1 \\ F_2 \\ F_3 \\ F_4 \\ F_5 \\ F_6 \end{bmatrix}_{6 \times 1} = \begin{bmatrix} a_1 & a_2 & \dots & a_{27} \\ b_1 & b_2 & \dots & b_{27} \\ \ddots & & & \\ & \ddots & & \\ & & \ddots & \\ f_1 & f_2 & \dots & f_{27} \end{bmatrix}_{6 \times 27} \begin{bmatrix} R_1 \\ R_2 \\ \vdots \\ R_6 \\ R_1^2 \\ R_1R_2 \\ R_1R_3 \\ \vdots \\ R_5R_6 \\ R_6^2 \end{bmatrix}_{27 \times 1} \quad (\text{Equação 4.1})$$

A dependência do modelo em relação aos parâmetros  $a_j, b_j, \dots, f_j, (j = 1, \dots, 27)$  é linear. As forças aplicadas  $F_i$  e as cargas lidas  $R_i, (i = 1, \dots, 6)$  são as grandezas de entrada da calibração. Os parâmetros  $a_j, b_j, \dots, f_j$  obtidos no ajuste de curva, são os mensurandos ou grandezas de saída a serem determinados e além de estimá-los, devemos também fornecer uma estimativa de suas variâncias e covariâncias (BIPM, 1995).

#### 4.5.3. O ajuste de curva

Será considerado o ajuste de curva aos dados correspondentes à componente  $F_1$ .

Os 73 pontos  $(F_1; R_1, R_2, R_3, R_4, R_5, R_6)_k$  serão ajustados ao modelo (Nogueira, 1980):

$$F_1(R) = a_1 R_1 + a_2 R_2 + a_3 R_3 + a_4 R_4 + a_5 R_5 + a_6 R_6 + a_7 R_1^2 + a_8 R_1 R_2 + a_9 R_1 R_3 + a_{10} R_1 R_4 + a_{11} R_1 R_5 + a_{12} R_1 R_6 + a_{13} R_2^2 + a_{14} R_2 R_3 + a_{15} R_2 R_4 + a_{16} R_2 R_5 + a_{17} R_2 R_6 + a_{18} R_3^2 + a_{19} R_3 R_4 + a_{20} R_3 R_5 + a_{21} R_3 R_6 + a_{22} R_4^2 + a_{23} R_4 R_5 + a_{24} R_4 R_6 + a_{25} R_5^2 + a_{26} R_5 R_6 + a_{27} R_6^2$$

(Equação 4.2)

#### 4.5.4. Solução do sistema de equações

A estimativa dos 27 parâmetros do modelo ( $a_j$ ) é obtida minimizando a quantidade Qui-quadrado,  $\chi^2$ , definida a seguir (Benvigton, 1969):

$$\chi^2 \equiv \sum_{k=1}^{73} \left[ \frac{F_{1k} - (a_1 R_{1k} + a_2 R_{2k} + \dots + a_7 R_{1k}^2 + \dots + a_{26} R_{5k} R_{6k} + a_{27} R_{6k}^2)}{\sigma_k} \right]^2$$

(Equação 4.3)

onde  $F_{1k}$  é o ponto medido e o parêntese interno é a curva ajustada. A incerteza  $\sigma_k$  ( $k = 1, \dots, 73$ ) associada a cada um dos pontos ( $F_{1k}; R_1, R_2, R_3, R_4, R_5, R_6$ )<sub>k</sub> obtidos no carregamento, é considerada igual a 1 para todos os pontos.

É aplicado o método de mínimos quadrados ao conjunto das 73 equações (resultantes dos 73 carregamentos) a 27 incógnitas ( $a_j$ ). Os dados são escritos em arranjos matriciais como mostrado a seguir (Werkema & Aguiar, 1996).

Etapa 1: Monta-se a matriz  $[R]_{73 \times 27}$ , chamada matriz design (Press *et al.*, 1992), constituída dos valores das leituras nas seis células de carga da balança. As primeiras seis colunas da matriz  $[R]$  são os valores indicados em  $R_1, R_2, R_3, R_4, R_5, R_6$ ; as demais colunas são fornecidas pelas combinações  $R_1 R_1, R_1 R_2, R_1 R_3, \dots, R_1 R_6; R_2 R_2, R_2 R_3, \dots, R_2 R_6; R_3 R_3, R_3 R_4, \dots, R_3 R_6; R_4 R_4, R_4 R_5, R_4 R_6; R_5 R_5, R_5 R_6$  e  $R_6 R_6$ . Todos os elementos desta matriz são divididos pelos  $\sigma_k$  correspondentes, aqui considerados iguais a 1. Os valores da força  $F_1$  aplicados na cruz de calibração são arranjados numa matriz  $[F]_{73 \times 1}$ ;

Etapa 2: Calcula-se a matriz  $[R]^t$  (transposta da matriz  $[R]$ ) e efetua-se  $[R]^t [R]$  e  $[R]^t [F]$ ;

Etapa 3: Calcula-se a matriz  $[a]_{27 \times 1}$  dos parâmetros  $a_1, a_2, \dots, a_{27}$ , por meio da expressão:

$$[a] = [[R]^T [R]]^{-1} [R]^T [F] \quad (\text{Equação 4.4})$$

#### 4.5.5. A estimativa das variâncias e covariâncias dos parâmetros ajustáveis

É necessário encontrar a incerteza nos coeficientes  $a_j$  ( $j=1, \dots, 27$ ) do procedimento de ajuste, uma vez que os erros de medição nos pontos ( $F_1, R_1, R_2, R_3, R_4, R_5, R_6$ ) introduzem incertezas na determinação destes parâmetros.

Por não serem conhecidas as incertezas nos pontos, os valores de  $\sigma_k$  são considerados iguais a 1 na matriz design. Desta maneira, as incertezas nos pontos podem ser estimadas do ajuste de mínimos quadrados a partir da raiz quadrada positiva da equação abaixo (Benvigton, 1969):

$$\sigma_k^2 = \sigma^2 \cong S^2 = \frac{1}{N - n - 1} \sum_{k=1}^{73} \{F_{1_k} - (a_1 R_{1_k} + a_2 R_{2_k} + \dots + a_{27} R_{6_k}^2)\}^2 \quad (\text{Equação 4.5})$$

onde

$S^2$  é a variância amostral do ajuste e  $\nu = N - n - 1$  é o número de graus de liberdade após ajustar os 73 pontos com os 27 parâmetros.

A matriz inversa  $[[R]^T [R]]^{-1}$  é chamada matriz erro  $\varepsilon$  pois está relacionada às incertezas dos parâmetros estimados  $a_j$  (Press *et al.*, 1992). Os elementos da diagonal da matriz erro  $\varepsilon_{jj}$  são multiplicados pela variância amostral (Equação 4.5) para fornecerem as incertezas dos coeficientes:

$$u^2(a_j) = S^2 \varepsilon_{jj} \quad (\text{Equação 4.6})$$

Os elementos fora da diagonal da matriz erro fornecem as covariâncias entre os parâmetros.

#### 4.6. Ajuste para uma linha reta

Em algumas calibrações estáticas de instrumentos de medição utilizados em ensaios em túnel de vento, a relação entre o padrão e o instrumento sob teste é idealmente uma linha reta (Doebelin, 1990):

$$y = ax + b \quad (\text{Equação 4.7})$$

Em geral, os valores da abscissa e da ordenada correspondem ao valor verdadeiro convencional e ao valor indicado no instrumento sob teste, respectivamente. O coeficiente linear  $b$  e coeficiente angular  $a$ , e suas variâncias estimadas,  $S_a^2$  e  $S_b^2$ , são usados para obter o valor previsto  $y_{est}$  da correção e sua incerteza  $S_{y_{est}}$ .

Para critério de ajuste por mínimos quadrados, as incertezas dos parâmetros da curva são calculados a partir das equações:

$$S_{y_{est}}^2 = \frac{\sum_{i=1}^N (y_i - y_{est})^2}{N - 1} \quad (\text{Equação 4.8})$$

$$S_a^2 = \frac{NS_{y_{est}}^2}{N \sum x_i^2 - (\sum x_i)^2} \quad (\text{Equação 4.9})$$

$$S_b^2 = \frac{S_{y_{est}}^2 \sum x_i^2}{N \sum x_i^2 - (\sum x_i)^2} \quad (\text{Equação 4.10})$$

Ao usar os dados da calibração, a pressão indicada no instrumento é conhecida e deseja-se estimar qual seria o valor verdadeiro, que estaria indicado no padrão. Esta relação é obtida resolvendo-se a Equação 4.7 para  $x$ :

$$x = (y_{est} - b)/a \quad (\text{Equação 4.11})$$

e a variância da estimação é:

$$S_x^2 = \frac{S_{yest}^2}{a^2}$$

(Equação 4.12)

## Capítulo 5

### Propagação de Incerteza

#### 5.1. Lei de Propagação da Incerteza

Uma expressão completa do resultado de uma medição deve incluir uma declaração da incerteza (INMETRO, 1995). Portanto, o valor de um mensurando  $Y$  deve ser expresso como (BIPM, 1995):

$$Y = \bar{Y} + U \quad (\text{Equação 5.1})$$

Quando o mensurando  $Y$  é medido indiretamente, ou seja, se ele for determinado a partir de outras grandezas de entrada ( $X_1, X_2, \dots, X_N$ ), onde  $N$  é o número de grandezas de entrada, devemos identificar a relação funcional:

$$Y = f(X_1, X_2, \dots, X_n) \quad (\text{Equação 5.2})$$

A incerteza padrão de  $y$ , sendo  $y$  a estimativa do mensurando  $Y$ , e portanto do resultado da medição, é obtida combinando adequadamente as incertezas padrão das estimativas de entrada  $x_1, x_2, \dots, x_N$ . Denotada por  $u_c(y)$ , a incerteza padrão combinada é a raiz quadrada positiva da variância combinada  $u_c^2(y)$ , que é dada pela Equação 5.3 abaixo, ou seja, é um desvio padrão estimado e caracteriza a dispersão dos valores que poderiam razoavelmente ser atribuídos ao mensurando  $Y$ :

$$u_c^2 = \sum_{i=1}^N \left( \frac{\partial f}{\partial x_i} \right)^2 u^2(x_i) \quad (\text{Equação 5.3})$$

onde  $u(x_i)$  representa todas as incertezas originadas na medição de  $x_i$ .

Esta expressão é válida para grandezas de entrada não correlacionadas. A equação para incerteza combinada para  $N$  grandezas de entrada correlacionadas é:

$$u_c^2(y) = \sum_{i=1}^N \left( \frac{\partial y}{\partial x_i} \right)^2 u^2(x_i) + 2 \sum_{i=1}^{N-1} \sum_{j=i+1}^N \frac{\partial y}{\partial x_i} \frac{\partial y}{\partial x_j} u(x_i) u(x_j) r(x_i, x_j) \quad (\text{Equação 5.4})$$

Para o caso dos coeficientes de correlação  $r(x_i, x_j)$  de todas as grandezas de entrada serem iguais a +1, tem-se:

$$u_c^2 = \left[ \sum_{i=1}^N \frac{\partial y}{\partial x_i} u(x_i) \right]^2 \quad (\text{Equação 5.5})$$

A incerteza padrão expandida  $U$ , é obtida multiplicando-se a incerteza padrão combinada pelo fator de cobertura  $k$ , que está associado a um determinado nível de confiança:

$$U = ku(y) \quad (\text{Equação 5.6})$$

Cada estimativa de entrada  $x_i$ , e sua respectiva incerteza de associada  $u(x_i)$ , são obtidas a partir de uma distribuição de possíveis valores da grandeza da entrada  $X_i$ . Esta distribuição de probabilidade pode ser baseada numa série de observações, ou pode ser uma distribuição considerada a priori. Em ambos os casos, as distribuições representam o estado de nosso conhecimento sobre o processo de medição (BIPM, 1995).

Se é possível estimar apenas os limites superior  $a_+$  e inferior  $a_-$  de  $X_i$ , e se não há conhecimento sobre os possíveis valores de  $X_i$  dentro do intervalo, o valor esperado de  $X_i$  é o ponto médio do intervalo:

$$x_i = (a_+ + a_-)/2 \quad (\text{Equação 5.7})$$

e a variância é:

$$u^2(x_i) = a^2/3 \quad (\text{Equação 5.8})$$

## 5.2. Incerteza da Medição dos Parâmetros do Escoamento

A seguir, são desenvolvidas as expressões para a incerteza da medição para os parâmetros do escoamento, incluindo pressão estática, pressão dinâmica, pressão total, número de Mach, temperatura, massa específica, velocidade, número de Reynolds e viscosidade. A seqüência de apresentação de cada item, segue a ordem de medição das grandezas de entrada necessárias para a obtenção das expressões das grandezas do item posterior. Por exemplo, as incertezas nas pressões estática e total fazem parte do primeiro item 5.2.1., pois estas pressões são grandezas de entrada para o cálculo do número de Mach (veja Equação 3.19), que por sua vez é grandeza de entrada para a relação funcional da temperatura, e assim por diante.

### 5.2.1. Incerteza nas Pressões Estática, Dinâmica e Total

A incerteza do sensor de pressão estática  $p$ , é especificada no certificado de calibração CLP/LMF/162/99 do instrumento. A incerteza declarada é de  $\pm 0,006\%$  da leitura.

A incerteza na pressão dinâmica  $q_{ref}$  é obtida da calibração do sensor de pressão STATHAM, PM6TC, emitido pelo laboratório de baixa pressão do laboratório aerodinâmico.

A incerteza na pressão total  $p_t$  é a composição das incertezas em  $p$  e em  $q$ , ou seja:

$$p_t = p + q$$

$$u_{pt}^2 = u_p^2 + u_q^2 \quad (\text{Equação 5.9})$$

### 5.2.2. Incerteza no número de Mach

Para o número de Mach (Equação 3.19):

$$M = \left\{ 5 \left[ \left( \frac{p_t}{p} \right)^{0,28} - 1 \right] \right\}^{1/2}$$

a variância combinada é:

$$u_M^2 = \left( \frac{\partial M}{\partial p_i} \right)^2 u_{p_i}^2 + \left( \frac{\partial M}{\partial p} \right)^2 u_p^2$$

onde:

$$\frac{\partial M}{\partial p_i} = \frac{0,7}{pM} \left( \frac{p_i}{p} \right)^{-0,72} \quad \text{e} \quad \text{(Equação 5.10)}$$

$$\frac{\partial M}{\partial p} = \frac{0,7}{M} \left( \frac{-p_i}{p^2} \right) \left( \frac{p_i}{p} \right)^{-0,72} \quad \text{(Equação 5.11)}$$

Combinando as Equações 5.10 e 5.11:

$$u_M^2 = \left( \frac{0,7}{M} \right)^2 \left[ \frac{1}{p^2} \left( \frac{p}{p_i} \right)^{1,44} u_{p_i}^2 + \left( \frac{-p_i}{p^2} \right)^2 \left( \frac{p}{p_i} \right)^{1,44} u_p^2 \right] \quad \text{(Equação 5.12)}$$

### 5.2.3. Incerteza na Temperatura

Pela Equação 3.17:

$$T = \frac{T_i}{1 + 0,2M^2}$$

A variância padrão combinada para a temperatura é:

$$u_T^2 = \left( \frac{\partial T}{\partial T_i} \right)^2 u_{T_i}^2 + \left( \frac{\partial T}{\partial M} \right)^2 u_M^2$$

o que resulta em:

$$u_T^2 = \left(\frac{T}{T_t}\right)^2 u_{T_t}^2 + \left(\frac{-0,4MT}{1+0,2M^2}\right)^2 u_M^2 \quad (\text{Equação 5.13})$$

#### 5.2.4. Incerteza na Massa Específica

A expressão para variância combinada para a massa específica da mistura ar  $u_c^2(\rho)$  é:

$$u_c^2(\rho) = \left(\frac{\partial \rho}{\partial p}\right)^2 u_p^2 + \left(\frac{\partial \rho}{\partial Z}\right)^2 u_Z^2 + \left(\frac{\partial \rho}{\partial T}\right)^2 u_T^2 + \left(\frac{\partial \rho}{\partial x_v}\right)^2 u_{x_v}^2$$

que desenvolvendo torna-se:

$$u_c^2(\rho) = \left(\frac{\rho}{p}\right)^2 u_p^2 + \left(\frac{-\rho}{Z}\right)^2 u_Z^2 + \left(\frac{-\rho}{T}\right)^2 u_T^2 + \left(\frac{-0,3780\rho}{1-0,3780x_v}\right)^2 u_{x_v}^2 \quad (\text{Equação 5.14})$$

ou como covariância combinada relativa:

$$\left[\frac{u_c(\rho)}{\rho}\right]^2 = \left(\frac{1}{p}\right)^2 u_p^2 + \left(\frac{-1}{Z}\right)^2 u_Z^2 + \left(\frac{-1}{T}\right)^2 u_T^2 + \left(\frac{-0,3780}{1-0,3780x_v}\right)^2 u_{x_v}^2$$

#### 5.2.5. Incerteza na Velocidade

A expressão para a incerteza padrão combinada da velocidade, quando calculada a partir da Equação 3.31, é a raiz quadrada positiva da equação:

$$u_V^2 = \left(\frac{\partial V}{\partial q}\right)^2 u_q^2 + \left(\frac{\partial V}{\partial \rho}\right)^2 u_\rho^2$$

o que resulta em:

$$u_v^2 = \left( \frac{\sqrt{2}}{2} q^{-1/2} \rho^{-1/2} \right)^2 u_q^2 + \left( \frac{\sqrt{2}}{2} q^{1/2} \rho^{-3/2} \right)^2 u_\rho^2 \quad (\text{Equação 5.15})$$

Se a velocidade for calculada a partir do número de Mach (Equação 3.32), a incerteza é calculada através da expressão:

$$u_v^2 = \left( \frac{\partial V}{\partial M} \right)^2 u_M^2 + \left( \frac{\partial V}{\partial a} \right)^2 u_a^2$$

ou seja:

$$u_v^2 = a^2 u_M^2 + M^2 u_a^2 \quad (\text{Equação 5.16})$$

com incerteza em na velocidade do som,  $a$ , calculada a partir de:

$$u_a^2 = \left( \frac{\gamma T}{2a} \right)^2 u_R^2 + \left( \frac{\gamma R}{2a} \right)^2 u_T^2 \quad (\text{Equação 5.17})$$

### 5.2.6. Incerteza no número de Reynolds

A expressão para a incerteza padrão combinada do número de Reynolds é a raiz quadrada positiva da equação:

$$u_{\text{Re}}^2 = \left( \frac{\partial \text{Re}}{\partial \rho} \right)^2 u_\rho^2 + \left( \frac{\partial \text{Re}}{\partial V} \right)^2 u_V^2 + \left( \frac{\partial \text{Re}}{\partial l} \right)^2 u_l^2 + \left( \frac{\partial \text{Re}}{\partial \mu} \right)^2 u_\mu^2$$

o que resulta em:

$$u_{\text{Re}}^2 = \left( \frac{Vl}{\mu} \right)^2 u_\rho^2 + \left( \frac{\rho l}{\mu} \right)^2 u_V^2 + \left( \frac{\rho V}{\mu} \right)^2 u_l^2 + \left( \frac{-\rho Vl}{\mu} \right)^2 u_\mu^2$$

rearranjando:

$$u_{\text{Re}}^2 = \left(\frac{\text{Re}}{\rho}\right)^2 u_{\rho}^2 + \left(\frac{\text{Re}}{V}\right)^2 u_V^2 + \left(\frac{\text{Re}}{l}\right)^2 u_l^2 + \left(\frac{-\text{Re}}{\mu}\right)^2 u_{\mu}^2. \quad (\text{Equação 5.18})$$

em termos de incerteza relativa:

$$\frac{u_{\text{Re}}^2}{\text{Re}^2} = \left(\frac{1}{\rho}\right)^2 u_{\rho}^2 + \left(\frac{1}{V}\right)^2 u_V^2 + \left(\frac{1}{l}\right)^2 u_l^2 + \left(\frac{-1}{\mu}\right)^2 u_{\mu}^2 \quad (\text{Equação 5.19})$$

A incerteza na viscosidade  $\mu$  é:

$$u_{\mu}^2 = \left(\frac{3\mu_0}{2T_0}(T_0 + S)(T/T_0)^{1/2}(T + S)^{-1} - \frac{\mu}{(T + S)}\right)^2 u_T^2 \quad (\text{Equação 5.20})$$

### 5.3 Incerteza na Calibração da Balança

Aplicação da lei da propagação da incerteza às equações que representam as curvas ajustadas leva à incerteza padrão combinada dos valores  $F_{is}$  previstos pelo ajuste, para quaisquer valores  $R_{is}$  de leituras. A equação para incerteza combinada para  $N$  grandezas de entrada correlacionadas é dada pela Equação 5.4, que aplicada à Equação 4.2 da seção 4.5.3. fornece a seguinte expressão para a incerteza combinada para a força  $F_1$ :

$$u_c^2(F_1) = \left(\frac{\partial F_1}{\partial a_1}\right)^2 u^2(a_1) + \left(\frac{\partial F_1}{\partial a_2}\right)^2 u^2(a_2) + \dots + \left(\frac{\partial F_1}{\partial a_{27}}\right)^2 u^2(a_{27}) + \quad (\text{Equação 5.21})$$

$$2 \sum_{j=1}^{26} \sum_{l=j+1}^{27} \frac{\partial F_1}{\partial a_j} \frac{\partial F_1}{\partial a_l} u(a_j) u(a_l) r(a_j, a_l) + \left(\frac{\partial F_1}{\partial R_1}\right)^2 u^2(R_1) + \dots + \left(\frac{\partial F_1}{\partial R_6}\right)^2 u^2(R_6)$$

As incertezas nos parâmetros ajustáveis  $u^2(a_j)$ , e as covariâncias  $r(a_j, a_l)$  são fornecidas pela matriz  $[[R]^t[R]]^{-1}$  e pelas Equações 4.5 e 4.6, como discutido na seção 4.5.5. O desenvolvimento da Equação 5.21 acima resulta em:

$$\begin{aligned}
u_c^2(F_1) = & (R_1)^2 u^2(a_1) + (R_2)^2 u^2(a_2) + \dots + (R_6)^2 u^2(a_6) + (R_1)^4 u^2(a_7) + (R_1 R_2)^2 u^2(a_8) + \dots \\
& + (R_6)^4 u^2(a_{27}) + 2[R_1 R_2 u(a_1) u(a_2) r(a_1, a_2) + R_1 R_3 u(a_1) u(a_3) r(a_1, a_3) + R_1 R_4 u(a_1) u(a_4) r(a_1, a_4) + \\
& R_1 R_5 u(a_1) u(a_5) r(a_1, a_5) + R_1 R_6 u(a_1) u(a_6) r(a_1, a_6) + R_1^3 u(a_1) u(a_7) r(a_1, a_7) + \dots \\
& + R_1 R_6^2 u(a_1) u(a_{27}) r(a_1, a_{27}) + R_2 R_3 u(a_2) u(a_3) r(a_2, a_3) + R_2 R_4 u(a_2) u(a_4) r(a_2, a_4) + \dots \\
& + R_2 R_6^2 u(a_2) u(a_{27}) r(a_2, a_{27}) + \dots \\
& + R_5^2 R_5 R_6 u(a_{25}) u(a_{26}) r(a_{25}, a_{26}) + R_5^2 R_6^2 u(a_{25}) u(a_{27}) r(a_{25}, a_{27}) + R_5 R_6 R_6^2 u(a_{26}) u(a_{27}) r(a_{26}, a_{27})] + \\
& + (a_1 + 2a_7 R_1 + a_8 R_2 + a_9 R_3 + a_{10} R_4 + a_{11} R_5 + a_{12} R_6)^2 u^2(R_1) + \dots \\
& + (a_6 + a_{12} R_1 + a_{17} R_2 + a_{21} R_3 + a_{24} R_4 + a_{26} R_5 + 2a_{27} R_6)^2 u^2(R_6)
\end{aligned}$$

(Equação 5.22)

#### 5.4. Incerteza nas Correções

A seguir, são desenvolvidas as expressões para a incerteza da das correções de pressão dinâmica na posição do modelo, efeito da pressão estática da câmara de ensaio, posição do modelo, valor de zero inicial, variação de atitude do modelo e tara e interferência aerodinâmica.

##### 5.4.1. Incerteza para a correção da pressão dinâmica

A incerteza na correção da pressão dinâmica na posição do modelo,  $q_s$ , tem como componentes (Veja Figura 3.4):

- a incerteza na pressão dinâmica de referência  $q_{ref}$ , e
- o desvio padrão da regressão.

##### 5.4.2. Valor de zero inicial

Os desvios padrão de vários zeros iniciais de cada uma das seis componentes de carga, correspondem às incertezas do zero inicial de carga.

O procedimento descrito no item iv) da seção 3.3.4 não foi seguido no ensaio em questão, ou seja, para cada atitude do modelo, os zeros iniciais das células de carga foram lidos durante o

ensaio uma única vez, o que implica que não há desvio padrão registrado para o valor de zero inicial, e portanto a incerteza correspondente não foi estimada.

#### 5.4.3. Variação de atitude do modelo (ZAB)

As curvas ZA e ZB fornecem as leituras de zero inicial das células de carga, contra ângulo de ataque  $\alpha$  e de guinada  $\beta$ , respectivamente. No ensaio adotado neste trabalho, foi ajustado um polinômio de terceiro grau. As correções a serem efetuadas em cada componente de carga, para  $\alpha$ , são representadas pela equação:

$$F_i(ZA) = a_0 + a_1\alpha + a_2\alpha^2 + a_3\alpha^3 \quad (\text{Equação 5.23})$$

A estimativa da incerteza nas cargas devido a esta correção segue o desenvolvimento descrito em 4.5.4 e 4.5.5, o que resulta em:

$$u^2_{F_i(ZA)} = (\alpha)^2 u^2(a_1) + (\alpha^2)^2 u^2(a_2) + (\alpha^3)^2 u^2(a_3) + (a_1 + 2a_2\alpha + 3a_3\alpha^2)^2 u^2_\alpha \quad (\text{Equação 5.24})$$

Idem para o ângulo  $\beta$ .

#### 5.4.4. Efeito da pressão estática (Zq)

A correção das cargas aerodinâmicas para o efeito descrito no item ii) da seção 3.3.4 (Zq), é obtida do seguinte ajuste:

$$F_i(Zq) = a_0 + a_1q + a_2q^2 + a_3q^3 \quad (\text{Equação 5.25})$$

onde  $q$  é a pressão dinâmica na posição do modelo.

A incerteza desta correção é a raiz quadrada positiva da equação:

$$u^2_{F_i(Zq)} = (q)^2 u^2(a_1) + (q^2)^2 u^2(a_2) + (q^3)^2 u^2(a_3) + (a_1 + 2a_2q + 3a_3q^2)^2 u^2_q \quad (\text{Equação 5.26})$$

#### 5.4.5. Incerteza na determinação da tara e da interferência

A relação funcional do procedimento de avaliação da tara e da interferência do suporte é dada pela Equação 3.37:

$$F_I (P) = F_I (P1) - F_I (P2)$$

A incerteza desta avaliação é estimada usando a expressão para variáveis de entrada correlacionadas (Equação 5.4), pois os valores da força de arrasto  $F_I$  são calculadas a partir da mesma matriz de calibração da balança.

$$u_c^2(y) = \sum_{i=1}^N \left( \frac{\partial y}{\partial x_i} \right)^2 u^2(x_i) + 2 \sum_{i=1}^{N-1} \sum_{j=i+1}^N \frac{\partial y}{\partial x_i} \frac{\partial y}{\partial x_j} u(x_i) u(x_j) r(x_i, x_j)$$

Aplicando a Equação 5.4 na Equação 3.37:

$$u^2(F_{I(P)}) = u^2(F_{I(P1)}) + u^2(F_{I(P2)}) - 2u(F_{I(P1)})u(F_{I(P2)}) \quad (\text{Equação 5.27})$$

onde  $F_I (P1)$  e  $F_I (P2)$  são perfeitamente correlacionadas, o que implica em  $r(x_i, x_j) = 1$ .

A força de arrasto na posição normal (Equação 3.38):

$$F_I (N) = F_I (EN) - F_I (P)$$

tem a seguinte expressão para a variância:

$$u^2(F_{I(N)}) = u^2(F_{I(EN)}) + u^2(F_{I(P)}) - 2u(F_{I(EN)})u(F_{I(P)}) \quad (\text{Equação 5.28})$$

onde, novamente,  $F_I (EN)$  e  $F_I (P)$  são perfeitamente correlacionados, e  $u(F_{I(P)})$  é obtido da Equação 5.27.

#### 5.4.6. Incerteza na posição do modelo

A incerteza combinada do ângulo de ataque  $\alpha$ ,  $u_\alpha$ , é composta pelo desvio padrão da regressão e pela incerteza de calibração do inclinômetro.

O desvio padrão da regressão corresponde a  $0,01^\circ$ . Como o inclinômetro não está rastreado, é assumido que  $\alpha$  é descrito por uma distribuição retangular, amplitude  $1'$ , com estimativa da incerteza igual a:

$$u(\alpha) = 1' / \sqrt{3} \text{ ou}$$

$$u(\alpha) = 0,577' \quad \text{(Equação 5.29)}$$

ou  $0,0096^\circ$ .

#### 5.5. Incerteza nos coeficientes aerodinâmicos

##### 5.5.1. Coeficientes de Força

Empregando-se a Equação 5.3 para a incerteza no coeficiente de força (Equação 3.39), obtém-se:

$$u_{C_F}^2 = \left( \frac{\partial C_F}{\partial F} \right)^2 u_F^2 + \left( \frac{\partial C_F}{\partial q} \right)^2 u_q^2 + \left( \frac{\partial C_F}{\partial A} \right)^2 u_A^2 \quad \text{(Equação 5.30)}$$

o que resulta em:

$$u_{C_F}^2 = \left( \frac{1}{qA} \right)^2 u_F^2 + \left( \frac{-F}{q^2 A} \right)^2 u_q^2 + \left( \frac{-F}{qA^2} \right)^2 u_A^2 \quad \text{(Equação 5.31)}$$

##### 5.5.2. Coeficientes de Momento

Analogamente, para o coeficiente de momento (Equação 3.40), temos a incerteza:

$$u_{C_m}^2 = \left(\frac{1}{qAl}\right)^2 u_m^2 + \left(\frac{-m}{q^2 Al}\right)^2 u_q^2 + \left(\frac{-m}{qA^2 l}\right) u_A^2 + \left(\frac{-m}{qAl^2}\right) u_l^2 \quad (\text{Equação 5.32})$$

As incertezas padrão dos coeficientes aerodinâmicos de força e de momento, expressas nas Equações (5.31) e (5.32), são portanto constituídas de componentes devido à medição das cargas ( $F$  para força e  $m$  para momento), da pressão dinâmica  $q$ , e da dimensão de referência ( $A$  ou  $A$  e  $l$ ), dependendo se o coeficiente é de força ou de momento, respectivamente. As incertezas dimensionais são as declaradas pela oficina de montagem do modelo.

As incertezas  $u_F^2$  e  $u_m^2$  nas cargas correspondem à calibração da balança e às correções. A componente  $u_q^2$  corresponde à incerteza da medição da pressão dinâmica no local onde se encontra o modelo, ou seja é incerteza em  $q_s$ .

## Capítulo 6

### Resultados

#### 6.1. Pressões estática, dinâmica e total

A Figura 3.3 mostra o esquema utilizado para a medição dos parâmetros relacionados à pressão do escoamento. A montagem tubo de Pitot mais sensor diferencial (STATHAM) fornece a pressão dinâmica  $q$ . A pressão estática  $p$  é fornecida pelo sensor PAROSCIENTIFIC que aparece do lado esquerdo da figura. Poderia ser possível medir as pressões estática e total nas tomadas de pressão individuais  $p$  e  $p_t$ , mas este não é o procedimento adotado no TA – 2. Para um ensaio que fornece coeficientes aerodinâmicos como resultado, a medição da pressão dinâmica diretamente é mais importante, pois ela é uma grandeza de entrada para o cálculo do coeficiente. (Veja as Equações 3.39, 3.40). Medir as pressões total e estática, para depois calcular a pressão dinâmica através da relação  $q = p_t - p$ , acrescenta contribuições de incerteza para este parâmetro, e conseqüentemente para os coeficientes de força e de momento. (Equações 5.31 e 5.32).

##### i) pressão estática

A Tabela 6.1 apresenta o certificado de calibração do transdutor PAROSCIENTIFIC, que mede a pressão estática  $p$ , emitido pelo Laboratório de Medições Físicas do Centro Técnico Aeroespacial, rastreado ao INMETRO.

Um valor típico de pressão estática medida no ensaio é 680 mmHg, que convertido para unidades no SI representa:

$$p = 90659,2 \text{ Pa}$$

$$u_p = 5,4 \text{ Pa}$$

A incerteza deste valor, é calculada conforme declarado no certificado, correspondendo a  $\pm 0,006\%$  da leitura, o que resulta em 5,4 Pa.

Tabela 6.1: certificado de calibração do transdutor de pressão estática.

certificado de calibração CLP/LMF/162/99			
Solicitante: CTA/IAE/ASA-L		pedido OS 494/99	
Instrumento: Transdutor de Pressão		Modelo: 216b-101	
Marca: Paroscientific		Nº de série: 67001	
Faixa: 11,5 - 16 psia		Nº de identificação	
resolução 0,1 psia			
valor indicado no padrão		valor indicado no Instrumento (kHz)	
kPa	Psi	carregam	descarreg
79,29	11,5	33,6702	33,6703
82,74	12,0	33,5702	33,5703
86,18	12,5	33,4700	33,4700
89,63	13,0	33,3693	33,3693
93,08	13,5	33,2684	33,2684
94,46	13,7	33,1668	33,1668
96,53	14,0	33,1671	33,1671
99,97	14,5	33,0655	33,0655
103,42	15,0	32,9633	32,9633
106,87	15,5	32,8610	32,8610
110,32	16,0	32,7586	32,7586
tensão aplicada 6 V			
Incerteza da medição: $\pm 0,006\%$			
Instrumento utilizados para calibração			
Nome	Marca	Modelo	Certificado
Multímetro Digital	HP	34401A	CLP/LME/170/98
Precision Power Supply	HP	6114A	CLP/LME/310/98
padrão de Pressão	Ruska	2465-754/2465-757	9880-0001633
Condições ambientais			
Temperatura: (21,0 $\pm$ 1,0) °C			
Umidade Relativa do ar: (60 $\pm$ 5)%			
Pressão Absoluta: 710,3 mmHg			
Aceleração da gravidade: 9,7864648 m/s <sup>2</sup>			
Procedimento de Calibração; nº PI/FCM7032			

ii) pressão dinâmica

A Tabela 6.2 mostra a planilha de cálculo com os dados de calibração do instrumento que mede a pressão dinâmica (STATHAM). Os instrumentos utilizados na calibração são o padrão de pressão MASTERCAL da marca HATHAWAY, a fonte HP modelo 622B e o multímetro HP modelo 3458A.

Tabela 6.2: Calibração do sensor de pressão dinâmica ( $q_{ref}$ ). O valor do desvio padrão da leitura do sensor está em destaque no final da planilha.

Instrumento: sensor de pressão ( $q_{ref}$ )							
marca STATHAM							
capacidade: 2,5 psi							
nº de série: 16900							
tipo: PM6TC							
alimentação 10 V							
data: 22/02/99							
condições de calibração							
temperatura: n/c							
umidade relativa: 50%							
mastercall sensor							
	x (mmH <sub>2</sub> O)	y (mV)	y est	dif(Y <sub>est</sub> ) <sub>med</sub>	dif <sup>2</sup>	x <sup>2</sup>	
1	0,00	0,129	0,133	0,004	1,81E-05	0,00	
2	100,74	2,842	2,844	0,002	2,26E-06	10148,55	
3	201,22	5,544	5,547	0,003	7,58E-06	40489,49	
4	300,20	8,203	8,210	0,007	4,42E-05	90120,04	
5	402,01	10,946	10,949	0,003	7,18E-06	161612,04	
6	502,15	13,639	13,643	0,004	1,43E-05	252154,62	
7	600,45	16,280	16,287	0,007	5,45E-05	360540,20	
8	701,60	19,007	19,009	0,002	2,75E-06	492242,56	
9	602,21	16,339	16,335	-0,004	1,82E-05	362656,88	
10	501,83	13,639	13,634	-0,005	2,33E-05	251833,35	
11	402,11	10,959	10,951	-0,008	5,82E-05	161692,45	
12	301,20	8,241	8,237	-0,004	1,98E-05	90721,44	
13	202,54	5,590	5,582	-0,008	5,98E-05	41022,45	
14	102,17	2,885	2,882	-0,003	9,15E-06	10438,71	
15	0,00	0,132	0,133	0,001	1,59E-06	0,00	
0,1333 interc					3,41E-04	2325672,79	soma(x <sup>2</sup> )
0,0269 incl					S <sup>2</sup>	2,44E-05	10674460 determinante
4920,43 (somax)					S	4,94E-03 mV	
U <sup>2</sup> <sub>interc</sub> =	5,306E-06 (mV) <sup>2</sup>		2,30E-03 S <sub>b</sub> (mV)				
U <sup>2</sup> <sub>incl</sub> =	3,42E-11 (mmH <sub>2</sub> O) <sup>2</sup>		5,85E-06 S <sub>a</sub> (mV)				

Aos dados de calibração foi ajustada uma equação do primeiro grau pelo método de mínimos quadrados. Os cálculos foram realizados conforme descrito no item 4.6. A equação da curva de calibração está mostrada na Figura 6.1, juntamente com as incertezas dos parâmetros ajustados. A curva ajustada é:

$$y = 0,027x + 0,133 \text{ (mV)}$$

As incertezas da regressão, do valor da inclinação, e do valor da intersecção são  $S_y = 4,9 \times 10^{-3} \text{ mV}$ ,  $S_a = 5,8 \times 10^{-6} \text{ mV}$  e  $S_b = 2,3 \times 10^{-3} \text{ mV}$ , respectivamente.

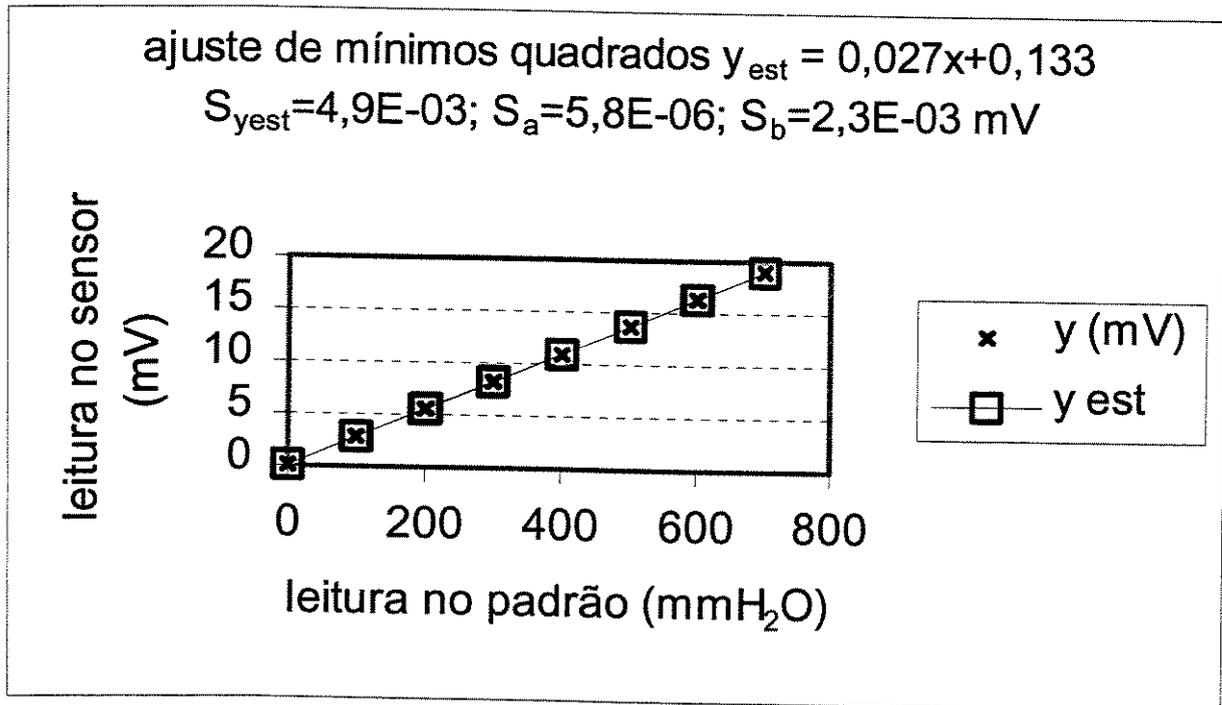


Figura 6.1: Curva de calibração para  $q_{ref}$ .

A leitura no sensor de pressão durante o ensaio fornece um valor em mV que é convertido para unidades de pressão através da Equação 4.11. Desta forma, o valor da pressão dinâmica de referência em unidades SI de pressão é:

$$q_{ref} = 2942,00 \text{ Pa}, \text{ com desvio padrão da estimação (veja Equação 4.12) igual a } S_{q_{ref}} = 1,79 \text{ Pa}.$$

Este resultado, juntamente com as incertezas do padrão e do multímetro utilizados na calibração, irão compor a incerteza total da medição,  $u_{qref}$ .

O padrão de pressão que calibra o sensor STATHAM em questão é um equipamento Mastercal, que não foi rastreado. Portanto, para o cálculo da incerteza do padrão foi considerada a seguinte informação do fabricante:

Range (psi): 1  
 0,07% da leitura + 0,03% da escala + 1 dígito  
 Exatidão: 0,43 mmH<sub>2</sub>O

Este valor de exatidão foi inserido na planilha de cálculo de incerteza em  $q_{ref}$ , (veja Tabela 6.3) como incerteza do tipo B,  $u_{B1}$

A especificação do multímetro HP 3458A, fornece as informações:

faixa	Exatidão de 1 ano
100 mV	9 ppm da leitura + 3 ppm da faixa
10 V	8 ppm da leitura + 0,05 ppm da faixa

A incerteza do multímetro está inserida na Tabela 6.3 como  $u_{B2}$ .

Tabela 6.3. Incerteza padrão combinada para pressão dinâmica de referência.

$u_{q}^2 = u_A^2 + u_{B1}^2 + u_{B2}^2$		
$u_A^2 = S^2$	0,0337 (mmH <sub>2</sub> O) <sup>2</sup>	
$u_{B1}^2(\text{fab}) =$	0,4309 (mmH <sub>2</sub> O) <sup>2</sup>	mastercal
$u_{B2}^2(\text{fab}) =$	0,0002 (mmH <sub>2</sub> O) <sup>2</sup>	multimetro
$u_q^2 =$	0,4311 (mmH <sub>2</sub> O) <sup>2</sup>	
$u_q =$	0,682 (mmH <sub>2</sub> O)	6,688 Pa

Com a ajuda da Tabela 6.3, pode-se portanto expressar o resultado final da pressão dinâmica como:

$q_{ref} = 2942,00 \text{ Pa}$ , com incerteza  $u_{qref} = 6,69 \text{ Pa}$ .

Se o sensor de pressão dinâmica Statham tivesse sido calibrado no mesmo laboratório em que foi calibrado o sensor de pressão estática, e nas mesmas condições, a incerteza na calibração do sensor de pressão dinâmica de referência certamente ficaria reduzida, para níveis da ordem de 0,2 Pa (0,006% de 2942,0 Pa), inferior aos 6,69 Pa.

iii) pressão total

Para a pressão total:

$$p_t = p + q = 93601,2 \text{ Pa, com incerteza } 8,6 \text{ Pa.}$$

## 6.2. Número de Mach

Através da Equação 3.19 e os valores de  $p_t$  e  $p$  especificados no item 6.1, o número de Mach é:

$$M = 0,2119$$

e sua incerteza, dada pela raiz quadrada positiva da Equação 5.12, é:

$$u_M = 0,0004$$

No item i) da seção 3.3.4 foi comentado que não há como posicionar o tipo de sensor de pressão dinâmica usado neste ensaio, no local onde está o modelo. O mesmo ocorre para a medição da pressão estática, ou seja, deseja-se o valor da pressão estática do escoamento a qual o modelo está sendo submetido. Como o sensor está colocado na parede superior do túnel, a leitura não corresponde às condições que o modelo está “sentindo”. Procedimento de correção, semelhante a  $Z_q$ , deveria ser implantado no TA-2, para a pressão estática.

## 6.3. Temperatura

Pela Equação 3.17:

$$T/T = 1 + 0,2 M^2$$

Com  $T_i = 20,00 \text{ }^\circ\text{C}$  ( $=293,15 \text{ K}$ ) e  $M = 0,2119$ , tem-se:

$$T = 290,54 \text{ K } (17,34^\circ\text{C})$$

Para o modelo simplificado de termometria expresso pela Equação 3.17, se o termômetro colocado na parede superior do túnel de vento estiver indicando  $20,00 \text{ }^\circ\text{C}$ , a contribuição estática será de 87,2% deste valor. Os 12,8% restantes correspondem ao efeito da temperatura dinâmica. Deve-se lembrar que a medição de temperatura total de um gás real simplesmente não pode ser conseguida, devido a efeitos de camada limite, associados com viscosidade e condutividade térmica, efeitos estes que estão em conflito com a hipótese de condições isentrópicas (processo adiabático e reversível) da estagnação do gás pelo bulbo.

A expressão para a variância padrão combinada (Equação 5.13) fornece:

$$u_T^2 = \left(\frac{T}{T_i}\right)^2 u_{T_i}^2 + \left(\frac{-0,4MT}{1+0,2M^2}\right)^2 u_M^2 = 0,21K$$

$$u_T = 0,47 \text{ K}$$

para uma incerteza em  $T_i$  igual a 0,001 K. (o sensor não está rastreado).

#### 6.4. Massa específica

A Tabela 6.4 abaixo descreve o resultado da aplicação da Equação 3.24 para o cálculo da massa específica do escoamento. A equação foi empregada para temperatura  $T$  de  $17,34 \text{ }^\circ\text{C}$ , calculada através da Equação 3.17, pressão estática  $p$  de  $90659,2$  pascals (valor fornecido na seção 6.1), e umidade relativa  $h$  igual a 50%, que são valores correspondentes às condições ambientais, que devem ser fornecidos para a planilha.

Tabela 6.4: Cálculo da massa específica  $\rho$  da mistura ar + vapor.

massa específica da mistura ar+vapor		
constante universal dos gases		
R =	8,31451 J.mol <sup>-1</sup> .K <sup>-1</sup>	= 285,157 Jkg <sup>-1</sup> K <sup>-1</sup>
massa molar do ar seco		
Ma=	2,89635E-02	
massa molar da água		
Mv=	1,802E-02	
<i>pressão de saturação do vapor</i>		
psv=1Pa*exp(AT <sup>2</sup> +BT+C+DT <sup>-1</sup> )		
	t(°C)	T(kelvin)
A=	1,2378847E-05 K <sup>-2</sup>	17,39 290,54
B=	-1,9121316E-02 K <sup>-1</sup>	
C=	3,393711047E+01	
D=	-6,3431645E+03 K	
psv=	1,9929624E+03 Pa	
<i>coeficiente de fugacidade</i>		
f = alfa+beta*p+gama*t <sup>2</sup>		p: pressão (pascal)
		9,06592E+04
alfa=	1,00062	
beta=	3,14E-08 Pa <sup>-1</sup>	
gama=	5,60E-07 K <sup>-2</sup>	
f=	1,0036E+00	
<i>fração molar do vapor d'água</i>		
x <sub>v</sub> = h f(p,t) p <sub>sv</sub> (t) p <sup>-1</sup>		h: umidade relativa
		h (%)
		50
x <sub>v</sub> =	0,0110	
<i>coeficiente de compressibilidade</i>		
Z = 1 - pT <sup>-1</sup> [a <sub>0</sub> +a <sub>1</sub> t+a <sub>2</sub> t <sup>2</sup> +(b <sub>0</sub> +b <sub>1</sub> t)x <sub>v</sub> +(c <sub>0</sub> +c <sub>1</sub> t)x <sub>v</sub> <sup>2</sup> ]+p <sub>2</sub> T <sup>-2</sup> (d+ex <sub>v</sub> <sup>2</sup> )		
a <sub>0</sub> =	1,58123E-06 KPa <sup>-1</sup>	
a <sub>1</sub> =	-2,9331E-08 Pa <sup>-1</sup>	
a <sub>2</sub> =	1,1043E-10 K <sup>-1</sup> Pa <sup>-1</sup>	
b <sub>0</sub> =	5,707E-06 KPa <sup>-1</sup>	
b <sub>1</sub> =	-2,051E-08 Pa <sup>-1</sup>	
c <sub>0</sub> =	1,9898E-04 KPa <sup>-1</sup>	
c <sub>1</sub> =	-2,376E-06 Pa <sup>-1</sup>	
d=	1,83E-11 K <sup>2</sup> Pa <sup>-2</sup>	
e=	-7,650E-01 K <sup>2</sup> Pa <sup>-2</sup>	
Z=	9,99633E-01	
massa específica da mistura ar+vapor		
$\rho$ =	1,083 kg/m <sup>3</sup>	

A incerteza na massa específica do escoamento,  $u_\rho$ , é mostrada na Tabela 6.5.

Tabela 6.5: incerteza na massa específica.

$\rho/p$		1,1944E-05	1,4267E-10 $(\rho/p)^2$
$\rho/Z$		1,0831E+00	1,1730E+00 $(\rho/Z)^2$
$\rho/T$		3,727E-03	1,389E-05 $(\rho/T)^2$
$0,3780\rho/(1-0,3780x_v)$		0,4110	0,1689 $(0,3780\rho/(1-0,3780x_v))^2$
$u_p$	5,44 Pa		29,5936 $u_p^2$
$u_Z$		1,00E-04	1,00E-08 $u_Z^2$
$u_T$	0,47 K		0,2209 $u_T^2$
$u_{xv}$		1,00E-04	1,00E-08 $u_{xv}^2$
$u^2(\rho)=$		3,0861E-06	$u(\rho)=$ 0,002 kg/m <sup>3</sup>

Para as condições ambientais especificadas na Tabela 6.4, o valor da massa específica do ar encontrado no TA-2 é:

$$\rho = 1,083 \text{ kg/m}^3$$

com incerteza:

$$u_\rho = 0,002 \text{ kg/m}^3$$

A incerteza na constante universal  $R = 8,314510 \text{ Jmol}^{-1}\text{K}^{-1}$ , com valor  $u_R = 0,000070 = 7,0 \times 10^{-5} \text{ Jmol}^{-1}\text{K}^{-1}$ , foi considerada desprezível em relação às incertezas das demais componentes de entrada da relação funcional da massa específica. Tal consideração é válida também para os valores das massas molares. Se a equação de estado do gás perfeito tivesse sido empregada, a massa específica resultaria em  $1,094 \text{ kg/m}^3$ . Uma diferença de 1%.

### 6.5. Correção da pressão dinâmica

A pressão dinâmica na posição do modelo,  $q_s$ , é corrigida de acordo com o procedimento descrito no item i) da Seção 3.3.4. A incerteza desta correção é composta pela incerteza na

pressão dinâmica de referência especificada no item 6.1 e pelo desvio padrão da regressão, cujo valor é destacado no final da planilha referente à Tabela 6.6 abaixo. A Figura 6.2 mostra a correspondência entre as pressões dinâmicas.

Tabela 6.6: relação entre pressão dinâmica de referência  $q_{ref}$  e pressão dinâmica na posição do modelo  $q_s$ .

$q_s(\text{mmH}_2\text{O})$	$q_{ref}(\text{mmH}_2\text{O})$	$q_{saj}$	$(q_s - q_{saj})^2$	$x_i^2$
0,00000	0,00000	-0,8258	0,68195526	0,000
100,41321	97,08736	99,2772	1,29059779	9425,955
198,44407	192,86870	198,0336	0,16851244	37198,337
302,49155	292,89923	301,1711	1,74352900	85789,959
399,40209	387,84711	399,0682	0,11150467	150425,384
496,88292	481,67131	495,8066	1,15839887	232007,252
597,37036	578,86285	596,0170	1,83154832	335082,200
697,65872	676,54182	696,7300	0,86256816	457708,831
804,94567	779,19180	802,5684	5,65161681	607139,860
700,05795	680,08404	700,3822	0,10515279	462514,299
589,02875	574,73646	591,7625	7,47317067	330322,000
499,13704	487,87020	502,1981	9,36980351	238017,330
396,39209	386,51878	397,6986	1,70690424	149396,769
294,22755	288,24820	296,3756	4,61427426	83087,027
200,78930	196,13931	201,4058	0,38001055	38470,627
100,57181	97,92826	100,1442	0,18285794	9589,944
$(\sum x_i)^2$	38421346		37,33240527	3226175,774
	$S^2_{qs}$		2,87E+00	
	$S_{qs}$		1,69E+00(mmH <sub>2</sub> O)	
Incl=1,031			$qs = 1,031 \cdot q_{ref} - 0,826$	
Int=-0,826				
	$S^2_{inc} =$		$NS^2_{qs} / (N \sum(x_i^2) - (\sum x_i)^2)$	
	$S^2_{inc} =$		3,48E-06	1,87E-03
	$S^2_{int} =$		$S^2_{qs} \sum(x_i^2) / (N \sum(x_i^2) - (\sum x_i)^2)$	
	$S^2_{int} =$		7,02E-01	8,38E-01

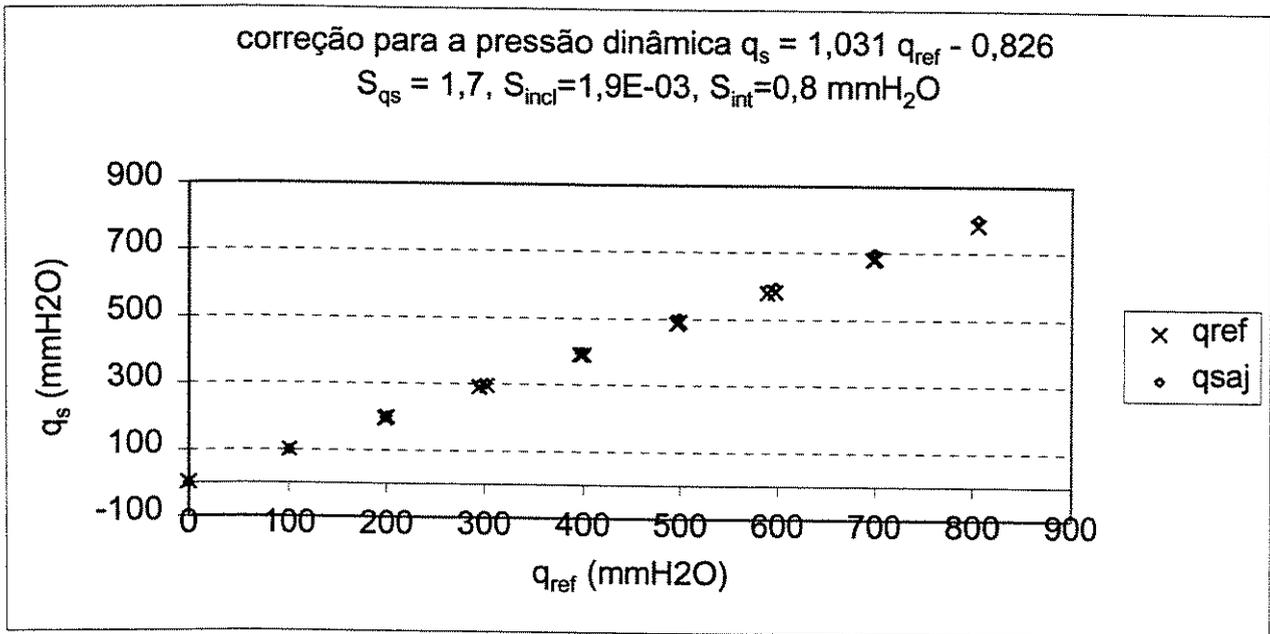


Figura 6.2: Correspondência entre pressão dinâmica de referência e pressão dinâmica na posição do modelo.

Para a pressão dinâmica de referência especificada no item 6.1 como sendo  $2942,0 \text{ Pa}$ , a pressão dinâmica  $q_s$  é:

$$q_s = 3030,2 \text{ Pa}$$

Com incerteza padrão combinada dada pela seguinte expressão:

$$u_{qs}^2 = S_{qs}^2 + u_{qref}^2$$

que fornece:

$$u_{qs} = 8,5 \text{ Pa}$$

Um sensor de pressão dinâmica  $q_{ref}$  rastreado pode reduzir esta incerteza para  $u_{qs} = 5,4 \text{ Pa}$ .

## 6.6. Velocidade

De acordo com a Tabela 6.7 abaixo, o valor da velocidade, calculado através de Bernoulli (Equação 3.31), e a incerteza padrão combinada (Equação 5.15), são:

$$V = 74,81 \text{ m/s}$$

$$u_V = 0,13 \text{ m/s}$$

Tabela 6.7: grandezas de entrada e suas incertezas para o cálculo da velocidade por Bernoulli e incerteza do escoamento.

$q_s =$	3030,2 Pa
$u_{q_s} =$	8,5 Pa
$\rho =$	1,083 kg/m <sup>3</sup>
$u_{\rho} =$	0,002 kg/m <sup>3</sup>
$V =$	74,81 m/s
$u_V =$	0,13 m/s

Se a velocidade for calculada através do número de Mach (Equação 3.32), e se a variância for expressa pela Equação 5.16 (Tabela 6.8):

$$V = 72,17 \text{ m/s}$$

$$u_V = 0,17 \text{ m/s}$$

Tabela 6.8: velocidade do escoamento calculada a partir do valor de Mach e da velocidade do som no ar.

velocidade por Mach: $V = M \cdot a$			
$M =$	0,2119		
$a =$	$(\gamma RT)^{1/2}$		
$\gamma =$	1,4		$u_M =$ 0,0004
$R =$	2,85E+02	J/kgK	$u_R = 8,314510 \cdot 8,4E-06 = 2,4E-03 \text{ J/kgK}$
$T =$	290,54	K	$u_T =$ 0,47K
$a =$	340,572		$u_a =$ 0,275
$V =$	72,17	m/s	$u_V =$ 0,17 m/s

A razão entre os calores específicos a pressão e a volume constante,  $\gamma$ , foi considerada isenta de incerteza.

Por operar em regime subsônico, o TA-2 utiliza a Equação de Bernoulli (Equação 3.31) para o cálculo da velocidade. O valor da pressão dinâmica é o valor corrigido  $q_s$  da seção 6.5. Não são feitas as correções para a temperatura e para a massa específica do ar. O que é lido no termômetro da parede superior do túnel é considerado a temperatura do escoamento. A massa específica é calculada a partir da equação de estado do gás perfeito.

Há uma diferença de 3,5 % entre as velocidades calculadas aqui por Bernoulli e por Mach.

### 6.7. Viscosidade

Os valores de viscosidade do escoamento, dada pela Equação 3.6 e sua incerteza, dada pela Equação 5.20, são:

$$\mu = 1,80 \times 10^{-5} \text{ Ns/m}^2$$

$$u_\mu = 4,8 \times 10^{-11} \text{ Ns/m}^2$$

As incertezas nos valores de  $T_0$ ,  $S$  e  $\mu_0$  foram consideradas desprezíveis.

### 6.8. Número de Reynolds

O resultado para Reynolds (Equação 3.4) e incerteza (Equação 5.18) são mostrados na Tabela 6.9, para comprimento característico sendo a corda média aerodinâmica do avião  $l = 2,006$  m, e área de referência  $A = 0,46439$  m<sup>2</sup>. O valor da velocidade é aquele calculado através do número de Mach.

Tabela 6.9: Número de Reynolds e incerteza.

Reynolds			
$\rho=$	1,083 kg/m <sup>3</sup>	$u_{\rho}^2=$	2,95E-06
$V=$	72,17 m/s	$u_V^2=$	2,74E-02
$l=$	2,006 m	$u_l^2=$	1,00E-08
$\mu=$	1,80E-05 Ns/m <sup>2</sup>	$u_{\mu}^2=$	2,29E-21
$Re=$	8710510		
$u_{Re}=$	24293		

A incerteza no número de Reynolds é de 0,3 %. O alto número de Reynolds indica o predomínio de forças inerciais.

### 6.9. Calibração da Balança

Cinco conjuntos de leituras nas seis células de carga  $R_1, R_2, R_3, R_4, R_5, R_6$ , são apresentados na Tabela 6.10.

Tabela 6.10. Cinco exemplos de valores lidos nas células de carga. Unidades em mV.

Exemplo	$R_1$	$R_2$	$R_3$	$R_4$	$R_5$	$R_6$
1	-0,14	0,12	-107,35	3,62	-126,39	0,30
2	-156,80	-0,40	-0,32	66,63	-0,80	1,07
3	0,07	332,02	0,48	-0,73	1,73	207,82
4	-157,68	-0,32	-0,03	-0,97	-125,56	1,03
5	-317,57	-1,15	107,30	-5,03	-1,16	1,94

Na Tabela 6.11 estão os resultados da aplicação do método aqui proposto para as estimativas das cargas e das correspondentes incertezas, para os cinco conjuntos de leituras apresentados na Tabela 6.10. O valor da carga é estimado através da regressão de mínimos quadrados. A incerteza  $u_{Fi}$  é obtida através da aplicação da Equação 5.22 da seção 5.3 para cada

$F_i$ . A última coluna representa a incerteza estimada pelo método já existente no laboratório aerodinâmico ASA-L, que corresponde à raiz quadrada positiva da Equação 4.5 da seção 4.5.5.

Tabela 6.11. Resultados do ajuste de curva e da incerteza da calibração da balança. Unidades de força, desvio padrão e incerteza em newton.

Carga e Incerteza	1	2	conjunto			Desvio padrão
			3	4	5	
$F_1$	0,77	496,67	0,125	498,70	1001,4	
$u_{F1}$	1,4	1,7	1,6	1,7	4,0	1,99
$F_2$	0,15	0,08	-800,3	-0,05	0,10	
$u_{F2}$	0,3	0,4	0,3	0,4	0,8	0,41
$F_3$	-2000,8	-0,96	0,45	-0,65	1999,5	
$u_{F3}$	1,3	1,6	1,5	1,6	3,7	1,84
$F_4$	0,11	-300,2	-0,45	-0,01	0,13	
$u_{F4}$	0,3	0,4	0,4	0,4	0,9	0,46
$F_5$	-599,8	-0,17	-0,21	-598,8	0,37	
$u_{F5}$	0,8	1,0	0,9	1,0	2,4	1,18
$F_6$	0,16	0,52	361,2	-0,12	0,12	
$u_{F6}$	0,4	0,4	0,4	0,4	1,0	0,51

Os termos que contêm as covariâncias na Equação 5.22 não são considerados no cálculo da incerteza da Tabela 6.11, por terem contribuições desprezíveis. Nota-se que cargas próximas de zero possuem valores de incerteza maiores que os próprios valores das cargas. As incertezas nos coeficientes do ajuste, para a força de arrasto, são apresentados na Tabela 6.12.

Tabela 6.12: variâncias resultantes do ajuste de curva para  $F_l$ .

$u_{a1}^2$	6,2E-04	$u_{a10}^2$	4,2E-06	$u_{a19}^2$	1,9E-05
$u_{a2}^2$	2,3E-05	$u_{a11}^2$	1,2E-06	$u_{a20}^2$	5,5E-06
$u_{a3}^2$	1,9E-04	$u_{a12}^2$	4,9E-07	$u_{a21}^2$	2,3E-06
$u_{a4}^2$	4,8E-04	$u_{a13}^2$	2,2E-08	$u_{a22}^2$	1,0E-05
$u_{a5}^2$	1,4E-04	$u_{a14}^2$	8,9E-07	$u_{a23}^2$	1,4E-05
$u_{a6}^2$	5,6E-05	$u_{a15}^2$	2,3E-06	$u_{a24}^2$	5,8E-06
$u_{a7}^2$	7,0E-07	$u_{a16}^2$	6,4E-07	$u_{a25}^2$	8,1E-07
$u_{a8}^2$	1,9E-07	$u_{a17}^2$	3,1E-07	$u_{a26}^2$	1,6E-06
$u_{a9}^2$	1,6E-06	$u_{a18}^2$	1,5E-06	$u_{a27}^2$	1,6E-07

## 6.10. Tara e Interferência

O resultado do pré – ensaio de avaliação de tara e interferência para a componente de arrasto ( $F_{I(P)}$ ), é obtido com a aplicação da Equação 3.37:

$$F_{I(P)} = F_{I(P1)} - F_{I(P2)}$$

e a incerteza é a raiz quadrada positiva da Equação 5.23:

$$u^2(F_{I(P)}) = u^2(F_{I(P1)}) + u^2(F_{I(P2)}) - 2u(F_{I(P1)})u(F_{I(P2)})$$

Para o cálculo da força de arrasto do modelo na posição normal,  $F_{I(N)}$ , deve-se subtrair o valor do arrasto obtido no ensaio normal,  $F_{I(EN)}$ , do valor do pré - ensaio,  $F_{I(P)}$ , como expresso na Equação 3.38:

$$F_{I(N)} = F_{I(EN)} - F_{I(P)}$$

com incerteza igual à raiz quadrada positiva da Equação 5.24:

$$u^2(F_{I(N)}) = u^2(F_{I(EN)}) + u^2(F_{I(P)}) - 2u(F_{I(EN)})u(F_{I(P)})$$

As leituras das células de carga ( $R_1, R_2, R_3, R_4, R_5, R_6$ ), para as duas etapas  $P_1$  e  $P_2$  (Figura 3.6a.) são apresentadas na Tabela 6.13. Estes valores devem ser corrigidos para o zero inicial, para ZAB e para Zq, antes de se efetuar o cálculo das cargas.

Os valores das cargas de pré-ensaio  $F_{I(P1)}$  e  $F_{I(P2)}$ , para arrasto e arfagem, e suas respectivas incertezas para as configurações  $P_1$  e  $P_2$  são mostrados na Tabela 6.14. As cargas  $F_{I(N)}$ , isentas da tara e da interferência, e suas incertezas, estão mostradas na Tabela 6.15. A atitude do modelo corresponde à configuração  $\alpha = \beta = 0^\circ$ .

Tabela 6.13: Leituras nas células de carga para o procedimento de avaliação de tara e interferência. Ensaios A169 e A173 do TA-2, para P<sub>1</sub> e P<sub>2</sub>, respectivamente. Unidades de leitura em mV.

Pré-ensaio	$R_1$	$R_2$	$R_3$	$R_4$	$R_5$	$R_6$
P <sub>1</sub>	21,041695	5,342890	4,409783	4,296612	-0,299397	4,036675
P <sub>2</sub>	13,714693	3,756685	7,167901	4,595505	15,755168	3,071063

Tabela 6.14: Valores de carga e incerteza de arrasto e de arfagem, para os pré - ensaios P<sub>1</sub> e P<sub>2</sub> da Tabela 6.13. Unidades em newton para arrasto e newton.metro para arfagem.

arrasto	$F_{1(P1)}$	$F_{1(P2)}$	$U_{F1(P1)}$	$U_{F1(P2)}$	$F_{1(P)}$	$U_{F1(P)}$
	93,4689	60,6478	3,38E-01	3,36E-01	32,8211	1,97E-03
arfagem	$F_{5(P1)}$	$F_{5(P2)}$	$U_{F5(P1)}$	$U_{F5(P2)}$	$F_{5(P)}$	$U_{F5(P)}$
	-2,3342	74,3785	2,88E-01	2,83E-01	-76,7127	4,58E-03

Tabela 6.15: Forças e momentos no modelo ( $F_{i(N)}$ ) e suas incertezas, corrigidas para a tara e a interferência. Unidades em newton para arrasto e newton.metro para arfagem.

arrasto	$F_{1(EN)}$	$F_{1(P)}$	$U_{F1(EN)}$	$U_{F1(P)}$	$F_{1(N)}$	$U_{F1(N)}$
	76,0706	32,8211	3,36E-01	1,97E-03	43,2496	3,34E-01
arfagem	$F_{5(EN)}$	$F_{5(P)}$	$U_{F5(EN)}$	$U_{F5(P)}$	$F_{5(N)}$	$U_{F5(N)}$
	24,9085	76,7127	2,86E-01	4,58E-03	-51,8042	2,81E-01

Pela Tabela 6.15, tem-se para a força de arrasto:

$$F_1 = 43,2496 \text{ N}$$

$$u_{F1} = 3,34 \times 10^{-1} \text{ N}$$

e para o momento de arfagem:

$$F_5 = -51,8042 \text{ Nm}$$

$$u_{F5} = 2,81 \times 10^{-1} \text{ Nm}$$

### 6.11. Coeficientes de Força e de Momento

Nas Tabela 6.16 e 6.17 estão as grandezas de entrada para os cálculos do coeficientes de força de arrasto e de momento de arfagem, e suas incertezas, respectivamente.

Tabela 6.16: cálculo do coeficiente de arrasto e incerteza.

$F_1=$	43,2496 N	$u_{F1}=$	3,34E-01 N
$q_s=$	3030,25 Pa	$u_{q_s}=$	8,5 Pa
$A=$	0,4644 m <sup>2</sup>	$u_A=$	1,00E-05 m <sup>2</sup>
$C_{F1}=$	0,0307	$u_{CF1}=$	0,0002

Tabela 6.17: cálculo do coeficiente de arfagem e incerteza.

$F_5=$	-51,8042 N	$u_{F5}=$	2,81E-01 N
$q_s=$	3030,25 Pa	$u_{q_s}=$	8,5 Pa
$A=$	0,4644 m <sup>2</sup>	$u_A=$	1,00E-05 m <sup>2</sup>
$l=$	2,006 m	$u_l=$	1,00E-04 m
$C_{F5}=$	-0,0184	$u_{CF5}=$	0,0001

Pelas Tabelas 6.16 e 6.17:

$$C_{F1} = 0,0307(2)$$

$$C_{F5} = -0,0184(1)$$

onde o número entre parênteses indica a casa decimal correspondente à incerteza.

### 6.12. Posição do modelo

Combinando a incerteza da regressão igual a  $0,01^\circ$  e a Equação 5.29, a incerteza no ângulo de ataque, é igual a:

$$u^2(\alpha) = (0,01^\circ)^2 + (0,0096^\circ)^2 = 0,00019^\circ$$

resultando em:

$$u(\alpha) = 0,01^\circ$$

### 6.13. Incertezas em porcentagem

A Tabela 6.18 mostra os valores das incertezas de todos os parâmetros considerados neste capítulo.

Tabela 6.18. Parâmetros medidos e respectivas incertezas padrão combinadas, em porcentagem.

Grandeza	Incerteza (%)
pressão estática	0,01
pressão dinâmica	0,28
pressão total	0,01
número de Mach (isentrópicas)	0,19
temperatura estática	0,16
massa específica	0,18
pressão dinâmica corrigida	0,28
velocidade (Bernoulli)	0,17
velocidade (Mach)	0,20
Reynolds	0,28
força de arrasto	0,77
momento de arfagem	0,52
coeficiente de força de arrasto	0,65
coeficiente de momento de arfagem	0,56

A incerteza da pressão estática é inferior às demais incertezas. Entretanto, a não avaliação da pressão estática na parte central da seção de ensaio acarreta numa fonte de erro identificada porém não considerada. Este erro se propaga no cálculo dos valores da pressão total, de Mach e de velocidade.

Apesar do valor da incerteza da velocidade calculada através de Mach ser maior do que o da incerteza da velocidade calculada através de Bernoulli, esta primeira é estimada a partir da consideração de escoamento compressível.

A complexidade experimental da calibração da balança para a obtenção das cargas no modelo, não acarretou em grandes valores nas incertezas destas grandezas, pelo menos no que diz respeito aos erros identificados e considerados no presente trabalho.

Para as condições do trabalho desenvolvido, a incerteza associada à medição de pressão dinâmica e às cargas, são os componentes de maior valor que compõem a incerteza padrão combinada dos coeficientes de força e de momento. Uma rastreabilidade adequada do sensor de pressão dinâmica de referência e das células de carga, pode reduzir a incerteza nos coeficientes aerodinâmicos para a faixa de 0,20%.

## Capítulo 7

### Conclusões

Um estudo de avaliação de incerteza da medição no TA-2 foi desenvolvido de uma maneira sistematizada e estruturada, adotando metodologia de consenso internacional. A análise de incerteza descrita aqui pode indicar, em termos de máxima incerteza permitida, se os resultados estarão aceitáveis de acordo com as necessidades do usuário e quais são as medições mais críticas. Uma análise de incerteza contribui nos aspectos de tempo e custo de um experimento e tem impacto na segurança.

O desafio maior de análise de incerteza de um ensaio aerodinâmico é a típica complexidade da cadeia de medição, a interdependência funcional dos parâmetros medidos, e a própria dinâmica das condições experimentais.

Durante todas as etapas deste trabalho, monitorou-se a literatura especializada em tópicos relacionados à evolução da confiabilidade metrológica, mais notadamente no que diz respeito à avaliação de incerteza da medição associada a ensaios em túnel de vento. O número de artigos e publicações que descrevem sobre o assunto é sempre acrescido de novos estudos sobre calibração de facilidades e incertezas dos resultados dos ensaios de vários laboratórios aerodinâmicos. Não se encontrava a descrição de um procedimento para o desenvolvimento do cálculo de incerteza nas cargas medidas pela balança multicomponente, em conformidade com as recomendações do *Guia* (BIPM, 1995). O empenho desta tese em termos de ineditismo seria então desenvolver esta metodologia e em 1999, Reis *et al.*, publicaram o artigo que compreende o resultado deste esforço.

Para viabilizar possíveis comparações, foram fornecidas planilhas de cálculo com os valores das observações das grandezas medidas. A grande diversidade de regime de escoamento, de laboratórios aerodinâmicos, objetivos e metodologia de ensaio, dificultou a comparação dos resultados desta tese, com os resultados de outros autores. No caso da balança, por exemplo, o artigo Tripp *et al.*, 1994, que discute incerteza da calibração de balança externa, emprega um

modelamento matemático diferente do considerado aqui, para relacionar as leituras nas células de carga com as forças e momentos atuantes no modelo. Eles usam o elemento 1 para estimar os erros no zero, o número de carregamentos é maior (729) e os coeficientes da regressão são calculados iterativamente, de uma maneira global.

A partir da Tabela 6.15, observa-se que as incertezas na força de arrastos  $u_{FI}$ , e no momento de arfagem  $u_{FS}$ , declaradas de acordo com o método já existente no laboratório ASA-L, que consiste no valor do desvio padrão do ajuste aos pontos do carregamento, permanecem inalteradas com a variação nas leituras das células de carga. Ou seja, independentemente de quais sejam as leituras nos sensores da balança no ensaio aerodinâmico, a incerteza nas forças e momentos são sempre iguais aos desvios padrão obtidos na fase de calibração da balança. A aplicação da metodologia apresentada neste trabalho, resulta em incertezas que dependem, além do desvio padrão da calibração da balança, das leituras dos sensores da balança no momento do ensaio.

A incerteza nas cargas aerodinâmicas representa um valor estimado a partir das leituras nas células de carga e da determinação dos coeficientes  $a_j$  do ajuste de mínimos quadrados, onde as incertezas  $\sigma_k$  nos pontos ajustados não são conhecidas. Para estimar o valor da incerteza nos pontos, é necessário realizar uma série de repetições com o mesmo carregamento, o que consome tempo e conseqüentemente aumenta o custo do ensaio no túnel de vento. Portanto, todos os 73 valores  $\sigma_k$  foram considerados iguais a 1 e foi utilizada a variância amostral como aproximação da incerteza nos pontos.

Deve-se ter em mente que para a estimação das incertezas  $u_{Fi}$ , cujos valores estão apresentados na Tabela 6.15, não foram considerados todos os contribuintes de incerteza identificados na medição das forças e dos momentos que atuam no modelo. Por exemplo, uma fonte de incerteza que deve ainda ser avaliada e considerada para compor a incerteza final é aquela originada pela força de atrito entre as roldanas e os cabos que fazem parte do sistema de calibração da balança.

Metodologia e padronização da calibração de balança têm sido uma preocupação entre profissionais ligados a ensaios em túnel de vento, quanto ao aspecto de número de carregamento, modelamento, avaliação de fontes de erro e cálculo da incerteza.

As considerações de gás real levaram a diferenças da massa específica de 1%. O mesmo valor resultou da não consideração da energia cinética direta do gás escoando.

Não foram apresentadas incertezas expandidas porque não foi realizado estudo do número de graus de liberdade efetivo das incertezas padrão combinadas.

São muitas as grandezas medidas em ensaios em túnel de vento. Trabalhos devem ser conduzidos no TA-2, no sentido de avaliar a contribuição para a incerteza do alinhamento dos cabos e atritos das roldanas no processo de calibração da balança, do sistema de aquisição de dados e do efeito dinâmico das vibrações ocasionadas pela presença do vento.

Calibração dos padrões utilizados no ensaio aerodinâmico em laboratórios de nível mais elevado na hierarquia metrológica, podem reduzir os valores da incerteza dos resultados finais do ensaio.

A implantação da qualidade em um laboratório implica na rastreabilidade dos padrões, na elaboração e documentação de procedimentos de medição e de calibração adequados, de instalações modernas e bem conservadas, de quadro de pessoal em número suficiente e bem treinado, além da declaração da incerteza.

## Referências Bibliográficas

Advisory Group for Aerospace Research and Development, France. AGARD – AR – 304; Quality assesment of wind tunnel testing, 1994, 81p.

Advisory Group for Aerospace Research and Development, United Kingdom. Multilingual Aeronautical Dictionary, 1980, 876p.

Amer, T., Tripp, J., Tcheng, P., Burkett, C., Seaey, B. Characterization and uncertainty analysis of a reference pressure measurement system for wind tunnels. 45<sup>th</sup> International Instrumentation Symposium, Albuquerque, NM, may 2-6, 1999.

American Institute of Aeronautics and Astronautics. Washington, DC. AIAA S-071; Assessment of wind tunnel data uncertainty, 1995, 84p.

Anderson, J. D. *Introduction to flight*. 3.ed. New York: MacGraw-Hill Book Company, 1984, 616 p.

Anderson, J. D. *Fundamentals of aerodynamics* . 2.ed. New York: MacGraw-Hill Book Company, 1991, 563p.

Associação Brasileira de Normas Técnicas. ABNT ISO/IEC Guia 25; Requisitos gerais para a capacitação de laboratórios de calibração e ensaios, 1993, 7p.

Barlow, J. B., Rae, W. H., Pope, A. *Low-speed wind tunnel testing*. 3.ed. John Wiley & Sons, 1999, 713p.

Belter, D. L. Application of uncertainty methodology at the Boeing Aerodynamics Laboratory. AIAA paper No. 96-2215, 19<sup>th</sup> AIAA Advanced Measurement and Ground Testing Technology Conference, New Orleans, Louisiana, june 1996.

Belter, D. L. Comparison of wind tunnel data repeatability with uncertainty analysis estimates. AIAA 98-2714, 20<sup>th</sup> AIAA Advanced Measurement and Ground Testing Technology Conference, Albuquerque, NM, June 1998.

Belter, D. L. Assessing long-term instrumentation performance and uncertainty from multiple calibrations. AIAA 2000-2202, 21<sup>th</sup> AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, Denver, CO, June 2000.

Benedict, R. P. *Fundamentals of temperature, pressure, and flow measurements*. 2ed. New York: John Wiley and Sons, 1977, 517p.

Bevington, P. R. *Data reduction and analysis for the physical sciences*. New York: McGraw-Hill Book Company, 1969, 336p.

Bureau International des Poids et Mesures, International Electrotechnical Commission, International Federation of Clinical Chemistry, International Organization for Standardization, International Union of Pure and Applied Chemistry, International Union of Pure and Applied Physics, International Organization of Legal Metrology; Guide to the expression of uncertainty in measurements, 1995, 101p.

Bureau International des Poids et Mesures, The international system of units (SI). 7<sup>th</sup> edition. Organisation Intergouvernementale de la Convention du Mètre, 1998.

Bureau International des Poids et Mesures, The international system of units (SI). Supplement 2000: addenda and corrigenda to the 7<sup>th</sup> edition. Organisation Intergouvernementale de la Convention du Mètre, 2000.

Burner, A. W. Model deformation measurements at NASA Langley Research Center. AGARD 81<sup>st</sup> Fluid Dynamics Panel Symposium on Advanced Measurement Technology, Seattle, WA, September 22-25, 1997.

Burner, A. W., Fleming, G. A., Hoppe, J. C. Comparison of three optical methods for measuring model deformation. AIAA-2000-0835, 38<sup>th</sup> Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, NV, 10-13 January 2000.

Cahill, D. M. Experiences with uncertainty analysis application in wind tunnel testing. AIAA Paper 94-2586, 18<sup>th</sup> AIAA Aerospace Ground Testing Conference, Colorado Springs, CO, June 1994.

Coleman, H. W., Steele, W. G. *Experimentation and uncertainty analysis for engineers*. 2.ed. New York: John Wiley and Sons, 1998, 275p.

Davis R. S. Equation for the determination of the density of moist air (1981/91). *Metrologia*, v.29, p.67-70, 1992.

Dias, J. L. M. *Medida, Normalização e Qualidade, Aspectos da história da metrologia no Brasil*, co-edição INMETRO e Editora da Fundação Getúlio Vargas, 1998.

Doebelin, E. O. *Measurement systems, application and design*. 4ed. New York: Mc Graw – Hill International Editions, 1990, 960p.

Espina, P. I. Tele – Metrology: remote flowmeter calibration. *Flow Control Network*, p 16–21, January 1999.

Felix, J. C. *A Metrologia no Brasil*. Rio de Janeiro: Qualitymark Editora, 1995, 186p.

Giacomo P. Equation for the determination of the density of moist air (1981). *Metrologia*, v.18, p 33-40, 1982.

Gläser, Michael. Adivices for the calibration of mass standards. PTB-MA-52, Physikalisch Technische Bundesanstalt, 1997, 29p.

Hilton W. F. *High speed aerodynamics*. Longmans, Green & Co., 1952, 598p.

Instituto Nacional de Metrologia, Normalização e Qualidade Industrial. Resolução do CONMETRO nº 12/1988; Quadro geral de unidades de medida, 1989, 79p.

Instituto Nacional de Metrologia, Normalização e Qualidade Industrial, Rio de Janeiro. Portaria Nº 29 de 10 de março de 1995; Vocabulário Internacional de termos fundamentais e gerais de Metrologia. 1995, 52p.

Kammeyer, M. E. Wind tunnel facility calibrations and experimental uncertainty. AIAA 98-2715, 20<sup>th</sup> AIAA Advanced Measurement and Ground Testin Technology Conference, Albuquerque, NM, june 1998.

Kammeyer, M. E. On the classification of errors: systematic, random, and replication level. AIAA 2000-2203, 21<sup>th</sup> AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, Denver, CO, june 2000.

Liepmann, H. N., Roshko, A. Elements of gas dynamics. New York: John Wiley and Sons, Inc. 1957, 439p.

Mease, N. E., Cleveland, W. G., Jr., Mattingly, G. E., and Hall, J. M. Air speed calibrations at the National Institute of Standards and Technology. *Proccedings of the 1992 Measurement Science Conference*, Anaheim, California.

Mello, O. A. F, Uyeno, Sampaio, O. S, Reis, M. L. C. Uncertainty methodology at the Brazilian TA-2 subsonic wind tunnel. AIAA 98-2716, 20<sup>th</sup> AIAA Advanced Measurement and Ground Testing Technology Conference, Albuquerque, NM, june 1998.

Mooney, D. A. *Mechanical engineering thermodynamics*. Prentice-Hall Inc., Englewood Cliffs, 1953, 540p.

National Accreditation of Measurement and Sampling, United Kingdom Accreditation Service. NAMAS NIS 3003; The expression of uncertainty and confidence in measurement for calibrations”, 1995, 45p.

Nogueira, Sidney L. Calibração de sistemas de medidas de múltiplas componentes com interações. São Paulo: Instituto Tecnológico da Aeronáutica, 1980. 126p. Tese (Mestrado).

Press, W. H., Teukolsky, S. A., Vetterling, W. T., Flannery, B. P. *Numerical recipes*. Cambridge University Press, 1992, 963p.

Quinn, T. J. Base units of Système International d’Unités, their accuracy, dissemination and international traceability. *Metrologia*, v.31, n.6, p.515-527, february 95.

Reis, M. L. C. C., Novaski, O. Incerteza da medição em túnel de vento. 8º Congresso Chileno de Engenharia Mecânica, Concepción, Chile, 1998.

Reis, M. L. C. C., Novaski, O., Mello O. A. F., Uyeno S., Sampaio O. S. Incerteza da calibração de uma balança de seis componentes utilizada em ensaios em túnel de vento. Anais do XV Congresso de Engenharia Mecânica, Brasil, 1999.

Springer, A. M. Uncertainty analysis of the MASA MSFC 14-inch trisonic wind tunnel. AIAA 99-0684, 37<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, january 11-14, 1999.

Streeter, V. L. *Handbook of fluid dynamics*. 1.ed. New York: Mc Graw-Hill Book Company Inc, 1961.

Tcheng, P., Tripp, J. S., Finley, T. D. Effects of yaw and pitch motion on model attitude measurements. NASA Technical Memorandum 4641. Langley Research Center, Hampton, Virginia, february 1995.

Tcheng, P., Tripp, J. S. Preliminary statistical analysis of the 1995 evaluation by NASA LaRC of the IAI automatic balance calibration machine. First International Symposium on Strain Gauge Balances, , p.353-371, march 99.

Tripp, J., Tcheng, P. Determination of measurement uncertainties of Multi-Component wind tunnel balances. *AIAA 94-2589*, 18<sup>th</sup> AIAA Aerospace Ground Testing Conference, Colorado Springs, CO, june 20-23, 1994.

Valle, Samuel. C. P. Demanda por ensaios executados em Laboratórios Credenciados. Em: Anais do III Seminário de Metrologia Aeroespacial – III SEMETRA, São José dos Campos, São Paulo, 1999, p.129-141.

Werkema, M. C. C., Aguiar, S. *Análise de regressão: como entender o relacionamento entre as variáveis de um processo*. TQC Fundação Christiano Ottoni, 1996, v.7, 311p.

Western European Calibration Cooperation. Doc 19; Guidelines for the expression of the uncertainty of measurement in calibrations, 1990, 15p.

White F. *Fluid mechanics*. New York: McGraw-Hill Book Company, 1979, 701p.

Wylen G. J. V., Sonntag R. E. *Fundamentals of classical thermodynamics*. 3ed. New York: John Wiley & Sons, 1986, 749p.

Wilcox, R. A., Lockwood, T. C. Wind tunnel balance behavior. A98-31001 08-35, 44<sup>th</sup> International Instrumentation Symposium, Reno, NV, may 3-7, 1998.

UNICAMP  
BIBLIOTECA CENTRAL  
SECÃO CIRCULANTE