

**DESENVOLVIMENTO DE UM MEDIDOR DE
ÂNGULO DE ATAQUE PARA AERONAVES DE
PEQUENO PORTE**

João Francsico Alves Borges

João Francisco Alves Borges

**DESENVOLVIMENTO DE UM MEDIDOR DE ÂNGULO DE
ATAQUE PARA AERONAVES DE PEQUENO PORTE**

Dissertação apresentada ao Curso de Pós
Graduação em Engenharia Mecânica da
Escola de Engenharia da UFMG, como
requisito parcial à obtenção do título de
Mestre em Engenharia Mecânica.

Orientador: Prof. Dr. Ricardo Luiz Utsch
de Freitas Pinto

Belo Horizonte
Escola de Engenharia da UFMG
Departamento de Engenharia Mecânica
Setembro de 2008

AGRADECIMENTOS

Ao meu orientador, Prof. Dr. Ricardo Luiz Utsch de Freitas Pinto pela flexibilidade e liberdade conferida ao meu trabalho e às minhas opiniões.

Ao Prof. Dr. Paulo Henriques Iscold Andrade de Oliveira por me permitir utilizar livremente a estrutura do CEA e por me fornecer os programas de CFD aos quais empreguei generosamente neste trabalho.

Ao Prof. Dr. Rogério Pinto Ribeiro por permitir que o auxiliasse como parte do requisito do programa de mestrado da UFMG, me rendendo uma publicação.

Ao meu amigo Luciano Augusto Kruku por me auxiliar na parte eletrônica de minha tese, seja fornecendo livros, fornecendo ensinamentos ou discutindo sobre a viabilidade ou não do funcionamento dos protótipos.

Aos meus pais e meus irmãos, que mesmo longe me auxiliaram com apoio.

Aos meus amigos Guilherme Santana, Quintino Romagna e ao pessoal do Aerodesign e tantos outros que me receberam de braços abertos na UFMG e aonde passei dois anos e meio trabalhosos porém felizes.

RESUMO

Este trabalho é uma primeira tentativa de se obter um medidor de ângulo de ataque operacional com vistas à instalação em aeronaves de pequeno porte não tripuladas. Estuda-se um sensor de ângulo de ataque por diferencial de pressão em túnel de vento como elemento sensível para o dispositivo proposto. Desenvolve-se um sensor de pressão capacitivo e sua eletrônica de leitura como meio de tornar o sistema um dispositivo eletro-mecânico para maior flexibilidade de uso. Os resultados incluem curvas de desempenho de ambos os sensores assim como uma abordagem para a compressão das múltiplas curvas de desempenho do sensor de ângulo de ataque em apenas uma única curva. Ao término do trabalho obteve-se um sensor de ângulo de ataque linear no intervalo de -10 graus a +10 graus.

ABSTRACT

This work is the first try to attain an operational angle of attack measurement equipment to be installed in small sized unmanned aircraft. It is studied a pressure differential angle of attack sensor in a wind tunnel as sensible element for the proposed device. It is developed a capacitive pressure sensor and its reading electronics as means of turning the proposed device into an electro-mechanical device allowing greater flexibility for use. Among the results there are many performance curves of both sensors and one approach to compress the multiple performance curves of the angle of attack sensor into a single curve. At the end of the work, it is reached an angle of attack sensor which is linear at the -10 to +10 degrees interval.

SUMÁRIO

LISTA DE TABELAS	vi
LISTA DE FIGURAS	vi
LISTA DE GRÁFICOS	x
NOMENCLATURA	xiv
1. INTRODUÇÃO	1
2. TÉCNICAS DE MEDIÇÃO DE ÂNGULO DE ATAQUE	3
2.1 INTRODUÇÃO.....	3
2.2 MEDIÇÃO DE ÂNGULO DE ATAQUE POR ALINHADORES PIVOTADOS.....	3
2.3 MEDIÇÃO DE ÂNGULO DE ATAQUE POR DIFERENCIAL DE PRESSÃO	8
2.4 MEDIÇÃO DE ÂNGULO DE ATAQUE ATRAVÉS DE DISPOSITIVOS PERSEGUIDORES DE DIFERENCIAL DE PRESSÃO NULA	13
2.5 NOTAS EM DETECÇÃO DE ESTOL COM MEDIDORES DE ÂNGULO DE ATAQUE	15
2.6 O ESTADO DA ARTE EM SENSORES DE ÂNGULO DE ATAQUE	15
3. TÉCNICAS DE MEDIÇÃO USANDO SENSORES ELETRÔNICOS	18
3.1 INTRODUÇÃO.....	18
3.2 SENSOR ELETRÔNICO DE PRESSÃO.....	19
3.2.1 MEDIÇÃO POR EXTENSÔMETROS	21
3.2.2 MEDIÇÃO POR INTERFEROMETRIA LASER.....	25
3.2.3 MEDIÇÃO POR CAPACITÂNCIA OU RELUTÂNCIA VARIÁVEL	27

3.3 SENSOR ELETRÔNICO DE DESLOCAMENTO.....	30
3.3.1 MEDIÇÃO POR POTENCIÔMETRO	31
3.3.2 MEDIÇÃO POR LVDT	32
3.3.3 MEDIÇÃO POR CODIFICADOR	33
3.4 SENSORES DISPONÍVEIS NO MERCADO	35
4. SISTEMA MEDIDOR DE ÂNGULO DE ATAQUE.....	38
4.1 INTRODUÇÃO.....	38
4.2 SISTEMAS MEDIDORES DE ÂNGULO DE ATAQUE.....	38
4.2.1 SISTEMAS MECÂNICOS	39
4.2.2 SISTEMAS ELETRO-MECÂNICOS.....	40
4.3 SISTEMA PROPOSTO.....	42
4.3.1 PROPÓSITO	42
4.3.2 TOPOLOGIA ESCOLHIDA.....	43
4.4 RESTRIÇÕES DE PROJETO.....	47
4.4.1 CONDIÇÕES ATMOSFÉRICAS.....	47
4.4.2 CONDIÇÕES DE VÔO DA AERONAVE.....	48
4.4.3 CONDIÇÕES DE OPERAÇÃO DO SENSOR ELETRO-MECÂNICO DE PRESSÃO	49
5. SENSOR DE PRESSÃO DESENVOLVIDO.....	50
5.1 INTRODUÇÃO	50
5.2 PROJETO	50
5.3 ELETRÔNICA PARA MEDIÇÃO DE CAPACITÂNCIA.....	51
5.4 MANÔMETROS EM U CAPACITIVOS	55
5.4.1 BANCADA DE TESTES.....	55
5.4.2 SENSOR C0	58

5.4.3 SENSOR C1	60
5.5 CONVERSÃO DE VARIAÇÃO EM FREQUÊNCIA PARA VARIAÇÃO DE TENSÃO	62
5.5.1 MALHA DE CAPTURA DE FASE	63
5.5.2 PROJETO DO CONVERSOR DE FREQUÊNCIA PARA TENSÃO	64
5.6 PROJETO C2	66
5.7 SENSOR A	74
6. DESENVOLVIMENTO DA FORMA DO SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE	77
6.1 INTRODUÇÃO	77
6.2 MÉTODO PARA A CRIAÇÃO DO SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE	78
6.3 ANÁLISE DOS DADOS CONTIDOS NA REFERÊNCIA.....	80
6.4 ANÁLISE DE SONDAS UTILIZANDO CÓDIGO COMPUTACIONAL	81
6.4.1 INTRODUÇÃO.....	81
6.4.2 ALGORITMO DE CÁLCULO SELECIONADO	82
6.4.3 COMPARAÇÃO ENTRE OS RESULTADOS NUMÉRICOS E OS DADOS EXTRAÍDOS DA REFERÊNCIA	84
6.4.4 DEFINIÇÃO DE SONDAS PARA ENSAIO NO CFD	93
6.4.5 SELEÇÃO DE SONDAS PARA A CONSTRUÇÃO	96
6.5 CONSTRUÇÃO DA SONDA DE ÂNGULO DE ATAQUE.....	99
6.6 ENSAIOS EM TÚNEL DE VENTO DO SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE	103
6.6.1 O TÚNEL DE VENTO DO CEA.....	103
6.6.2 ESPECIFICAÇÃO DOS ENSAIOS REALIZADOS NO TÚNEL DE VENTO	112

6.6.3 DADOS COLETADOS DOS ENSAIOS.....	117
7. PÓS-PROCESSAMENTO DOS DADOS	119
7.1 INTRODUÇÃO.....	119
7.2 PÓS-PROCESSAMENTO DOS DADOS BRUTOS	120
7.3 COMPARAÇÃO ENTRE O DESEMPENHO DO CÁLCULO NUMÉRICO E OS DADOS OBTIDOS EM TÚNEL	126
7.4 INVESTIGAÇÃO DA INTERFERÊNCIA ENTRE PLANOS DAS TOMADAS DE PRESSÃO NA SONDA	127
7.5 REDUÇÃO DOS DADOS OBTIDOS NO TÚNEL.....	128
8. CONCLUSÃO.....	134
8.1 COMENTÁRIOS FINAIS	134
8.2 CONCLUSÕES	137
8.3 SUGESTÕES.....	137
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	139
APÊNDICE A – GRÁFICOS	141
A.1 GRÁFICOS CONSTRUÍDOS COM DADOS DAS REFERÊNCIAS.....	141
A.2 CURVAS DE DESEMPENHO DO TÚNEL.....	146
A.3 RESULTADOS NÃO PROCESSADOS DA CALIBRAÇÃO EM TÚNEL DE VENTO	147
A.4 DADOS AMBIENTAIS DOS ENSAIOS EM TÚNEL DE VENTO	149
A.5 RESULTADOS DA CALIBRAÇÃO EM TÚNEL DE VENTO COM HISTERESE COMPENSADA	153
A.6 RESULTADOS DA CALIBRAÇÃO EM TÚNEL DE VENTO LINEARIZADOS.....	155
A.7 RESULTADOS EM TÚNEL DE VENTO COM HISTERESE	

COMPENSADA REORGANIZADO.....	157
A.8 RESULTADO DA CALIBRAÇÃO EM TÚNEL DE VENTO DO	
ELEMENTO SENSOR	160

LISTA DE TABELAS

TABELA 2.1 –	Resumo das inclinações dos GRA A.1 até GRA A.8.....	11
TABELA 6.1 –	Desempenho do programa de simulação computacional	90
TABELA 6.2 –	Comparação entre ensaio em túnel de GRACEY (1958) e o cálculo numérico.....	92
TABELA 6.3 –	Erro médio do cálculo numérico frente ao ensaio em túnel por categoria	92
TABELA 6.4 –	Dados atmosféricos durante o ensaio de desempenho do túnel.....	112
TABELA 6.5 –	Resumo dos ensaios realizados no túnel de vento.....	113
TABELA 7.1 –	Resumo das linearizações dos ensaios realizados em túnel de vento.....	122
TABELA 7.2 –	Resumo das linearizações das curvas condensadas para velocidades similares	125

LISTA DE FIGURAS

FIGURA 2.1 –	Medidor de ângulo de ataque por alinhador pivotado	4
FIGURA 2.2 –	Dimensões para o alinhador aerodinâmico.....	4
FIGURA 2.3 –	Montagem de corpos alinhadores como medidores de ângulo de ataque	5
FIGURA 2.4 –	Locais para instalação de corpos alinhadores.....	6
FIGURA 2.5 –	Determinação assintótica do ângulo de ataque com alinhadores	7
FIGURA 2.6 –	Princípio de funcionamento do sensor de ângulo de ataque a base de pressão.....	8

FIGURA 2.7 –	Formas geométricas para sondas medidoras de ângulo de ataque baseadas em diferença de pressão	9
FIGURA 2.8 –	Sondas testadas por GRACEY (1958).....	10
FIGURA 2.9 –	Sondas medidoras de ângulo de ataque baseadas em perseguição da anulação do diferencial de pressão	13
FIGURA 2.10 –	Medidor de ângulo de ataque do A-4 Skyhawk	16
FIGURA 2.11 –	Medidor do ângulo de ataque e derrapagem do UCAV X45	16
FIGURA 2.12 –	Diagrama do funcionamento do shaker do 737-NG	17
FIGURA 3.1 –	Tipos de medição de pressão	20
FIGURA 3.2 –	Esquema de montagem de um extensômetro	21
FIGURA 3.3 –	Circuito eletrônico para a leitura de um extensômetro.....	23
FIGURA 3.4 –	Instalação de extensômetro como sensor de pressão.....	24
FIGURA 3.5 –	Medição de pressão por interferometria laser.....	25
FIGURA 3.6 –	Resposta da interferometria laser	26
FIGURA 3.7 –	Eletrônica para detecção por interferometria laser	26
FIGURA 3.8 –	Direita: medidor de capacitância variável; Esquerda: medidor de relutância variável.	28
FIGURA 3.9 –	Circuito eletrônico para a leitura de um sensor capacitivo ou indutivo (oscilador do tipo Collpits).....	29
FIGURA 3.10 –	Circuito elétrico de medição de distância por potenciômetro	31
FIGURA 3.11 –	LVDT: funcionamento e eletrônica.....	32
FIGURA 3.12 –	Medição de posicionamento por codificador.....	34
FIGURA 3.13 –	Sensor piezo resistivo de mercado	36
FIGURA 3.14 –	Codificador para medição de velocidade de baixo custo	37

FIGURA 4.1 – Diagrama de blocos de um sistema medidor de ângulo de ataque mecânico.....	39
FIGURA 4.2 – Diagrama de blocos de um sistema medidor de ângulo de ataque eletro-mecânico	40
FIGURA 4.3 – Diagrama de blocos de um sistema sensor de ângulo de ataque eletro-mecânico para uso de computador de bordo.....	41
FIGURA 4.4 – Aeronaves de pequeno porte não tripuladas.....	42
FIGURA 4.5 – Topologia escolhida para o medidor de ângulo de ataque.....	43
FIGURA 5.1 – Circuito oscilador de frequência controlada por capacitor	52
FIGURA 5.2 – Excitador de pressão simples.....	55
FIGURA 5.3 – Montagem experimental de testes dos sensores capacitivos	57
FIGURA 5.4 – Sensor de pressão capacitivo C0	58
FIGURA 5.5 – Sensor de pressão capacitivo C1	60
FIGURA 5.6 – Funcionamento do sensor de pressão C1.....	61
FIGURA 5.7 – Componentes de uma malha de captura de fase.....	63
FIGURA 5.8 – Circuito empregando uma malha de captura de fase para conversão de sinal de frequência em sinal de tensão.....	64
FIGURA 5.9 – Plantas do sistema C2.....	67
FIGURA 5.10 – Sensor de pressão capacitivo individual do sistema C2	68
FIGURA 5.11 – Diagrama de ligação elétrica do sistema C2.....	68
FIGURA 5.12 – Sensor de pressão capacitivo C2	69
FIGURA 5.13 – Protótipo de sensor de pressão A.....	75
FIGURA 5.14 – Diagrama de funcionamento do sensor de pressão A.....	76
FIGURA 6.1 – Passos para o projeto de um sensor de ângulo de ataque por diferencial de pressão	78

FIGURA 6.2 –	Escoamento ao redor de um cilindro	82
FIGURA 6.3 –	Passos para a criação de malhas de corpos de revolução	85
FIGURA 6.4 –	Resultado da função automática de geração de malha de corpos de revolução.....	86
FIGURA 6.5 –	Passos para a criação de malhas de corpos prismáticos	87
FIGURA 6.6 –	Resultado da função de geração de malhas de corpos prismáticos	88
FIGURA 6.7 –	Corpo usado no teste de convergência da simulação numérica.....	89
FIGURA 6.8 –	Candidatos a sonda usando corpos de revolução.....	94
FIGURA 6.9 –	Candidatos a sonda usando corpos prismáticos.....	95
FIGURA 6.10 –	Vista lateral da sonda projetada para ensaio em túnel de vento	100
FIGURA 6.11 –	Vista frontal da sonda projetada para ensaio em túnel de vento	100
FIGURA 6.12 –	Montagem da sonda à estrutura de suporte	101
FIGURA 6.13 –	Equipamento de testes para o túnel de vento (duas configurações)	102
FIGURA 6.14 –	Instalação do equipamento de testes no túnel de vento	102
FIGURA 6.15 –	Túnel de vento do CEA	104
FIGURA 6.16 –	Tube de Pitot do sistema anemométrico do túnel de vento do CEA.....	105
FIGURA 6.17 –	Pontos de instalação dos fios de lã na seção de testes	108
FIGURA 6.18 –	Fio de lã acusando turbulência devido a uma fresta na mesa de ensaios do túnel de vento do CEA.....	109
FIGURA 7.1 –	Técnica de compensação de histerese	120
FIGURA 7.2 –	Exemplo de filtragem de histerese: esquerda – curvas do plano AC com configuração 15D não filtrada; direita – mesmas curvas filtradas.....	121

FIGURA 7.3 –	Exemplo de linearização: esquerda – curvas do plano AC com configuração 15D filtradas; direita – mesmas curvas e suas respectivas linearizações	122
FIGURA 7.4 -	Ângulo para o equipamento de testes colidir com a camada limite nas duas configurações testadas	123
FIGURA 7.5 –	Resultados dos ensaios com histerese filtrada e o túnel a 1200rpm.....	123
FIGURA 7.6 –	Resultados dos ensaios com túnel a 1200rpm condensados.....	124
FIGURA 7.7 –	Resultado da calibração do elemento sensor em túnel de vento.....	125

LISTA DE GRÁFICOS

GRÁFICO 5.1 –	Calibração do oscilador de frequência controlada por capacitor.....	54
GRÁFICO 5.2 –	Calibração do sensor C0.....	59
GRÁFICO 5.3 –	Calibração do sensor C1	62
GRÁFICO 5.4 –	Resposta em frequência do filtro RC construído no circuito de malha de captura de fase.....	65
GRÁFICO 5.5 –	Histerese no sistema C2 durante um teste no túnel de vento.....	72
GRÁFICO 5.6 –	Ajuste da calibração do sistema C2 durante um teste no túnel de vento	73
GRÁFICO 6.1 –	Resultado do teste de malha	90
GRÁFICO 6.2 –	Desempenho numérico das sondas 1P até 7P.....	96
GRÁFICO 6.3 –	Sensibilidade numérica das sondas 1P até 7P	97
GRÁFICO 6.4 –	Desempenho numérico das sondas 1S até 3S.....	98
GRÁFICO 6.5 –	Comparação de sensibilidade numérica entre as diferentes sondas	98

GRÁFICO 6.6 – Camada limite de velocidade em dois locais da seção de testes do túnel de vento do CEA.....	110
GRÁFICO 6.7 – Vista lateral da camada limite da seção de testes do túnel de vento do CEA.....	111
GRÁFICO 7.1 – Interferência nas tomadas de pressão B, D e total quando o ângulo de ataque é variado no plano AC.....	127
GRÁFICO 7.2 – Análise de correlação de variação de a_1 com diversas grandezas.....	129
GRÁFICO 7.3 – Análise de correlação de variação de a_0 com diversas grandezas.....	130
GRÁFICO 7.4 – Aproximação logarítmica (topo), reta (esq) e parábola (dir) da distribuição de pressão dinâmica versus a_1	131
GRÁFICO 7.5 – Resultados experimentais transformados.	132
GRÁFICO 7.6 – Curva de calibração do elemento sensor construído	133
GRÁFICO A.1 – Comparação entre cálculo numérico e valor obtido em túnel por GRACEY (1958) do diferencial de pressão para a sonda A	141
GRÁFICO A.2 – Comparação entre cálculo numérico e valor obtido em túnel por GRACEY (1958) do diferencial de pressão para a sonda B.....	142
GRÁFICO A.3 – Comparação entre cálculo numérico e valor obtido em túnel por GRACEY (1958) do diferencial de pressão para a sonda C.....	142

GRÁFICO A.4 – Comparação entre cálculo numérico e valor obtido em túnel por GRACEY (1958) do diferencial de pressão para a sonda D	143
GRÁFICO A.5 – Comparação entre cálculo numérico e valor obtido em túnel por GRACEY (1958) do diferencial de pressão para a sonda E.....	143
GRÁFICO A.6 – Comparação entre cálculo numérico e valor obtido em túnel por GRACEY (1958) do diferencial de pressão para a sonda F.....	144
GRÁFICO A.7 – Comparação entre cálculo numérico e valor obtido em túnel por GRACEY (1958) do diferencial de pressão para a sonda G	144
GRÁFICO A.8 – Comparação entre cálculo numérico e valor obtido em túnel por GRACEY (1958) do diferencial de pressão para a sonda H	145
GRÁFICO A.9 – Curvas de desempenho do túnel de vento do CEA	146
GRÁFICO A.10 – Resultado não processado dos ensaios com configuração 15D e alinhamento no plano AC	147
GRÁFICO A.11 – Resultado não processado dos ensaios com configuração 15D e alinhamento no plano BD	147
GRÁFICO A.12 – Resultado não processado dos ensaios com configuração 8D e alinhamento no plano AC	148
GRÁFICO A.13 – Densidade do ar em todos os ensaios.....	149
GRÁFICO A.14 – Pressão atmosférica local na sala em todos os ensaios	149
GRÁFICO A.15 – Pressão atmosférica na seção de testes em todos os ensaios	150
GRÁFICO A.16 – Variação das características dinâmicas do escoamento na seção de testes com túnel operando a 900rpm.....	150
GRÁFICO A.17 – Variação das características dinâmicas do escoamento na seção de testes com túnel operando a 1200rpm	151

GRÁFICO A.18 – Variação das características dinâmicas do escoamento na seção de testes com túnel operando a 1500rpm	151
GRÁFICO A.19 – Número de Reynolds nos experimentos realizados	152
GRÁFICO A.20 - Resultado dos ensaios com configuração 15D e alinhamento no plano AC com histerese compensada	153
GRÁFICO A.21 - Resultado dos ensaios com configuração 15D e alinhamento no plano BD com histerese compensada	154
GRÁFICO A.22 - Resultado dos ensaios com configuração 8D e alinhamento no plano AC com histerese compensada	154
GRÁFICO A.23 - Resultado dos ensaios com configuração 15D e alinhamento no plano AC linearizados	155
GRÁFICO A.24 - Resultado dos ensaios com configuração 15D e alinhamento no plano BD linearizados	155
GRÁFICO A.25 - Resultado dos ensaios com configuração 8D e alinhamento no plano AC linearizados	156
GRÁFICO A.26 – Resultados dos ensaios com histerese filtrada e o túnel a 900rpm	157
GRÁFICO A.27 – Resultados dos ensaios com histerese filtrada e o túnel a 1200rpm	157
GRÁFICO A.28 – Resultados dos ensaios com histerese filtrada e o túnel a 1500rpm	158
GRÁFICO A.29 – Resultados dos ensaios com túnel a 900rpm condensados	158
GRÁFICO A.30 – Resultados dos ensaios com túnel a 1200rpm condensados	159
GRÁFICO A.31 – Resultados dos ensaios com túnel a 1500rpm condensados	159
GRÁFICO A.32 - Resultado da calibração do elemento sensor em túnel de vento.....	160

NOMENCLATURA

Nomenclatura Latina

a_0	coeficiente de ordem 0 de uma reta
a_1	coeficiente de ordem 1 de uma reta
A	área dos terminais de um capacitor plano
A_v	ganho de tensão do amplificador diferencial
c	corda local do aerofólio
C	capacitância
C_{Lh}	coeficiente de sustentação do alinhador aerodinâmico
C_n	coeficiente normal de força em uma aeronave
d	distância entre os terminais em um capacitor plano
$DFus$	diâmetro máximo da fuselagem
E	módulo de elasticidade do material utilizado
f	freqüência do sinal de saída de um oscilador eletônico
H_h	distância entre o centro aerodinâmico do alinhador aerodinâmico e o eixo pivô
H_p	altitude de pressão local
I_{Ph}	inércia rotativa do alinhador aerodinâmico em relação ao eixo pivô
l_0	comprimento original do material utilizado
L	indutância de um indutor
M	número de Mach
M_L	momento resistivo devido ao atrito entre o pivô e o soquete em um alinhador aerodinâmico
p_{inf}	pressão total do escoamento livre

p_{loc}	pressão estática local
p	pressão atmosférica local descontada a pressão parcial de vapor
P	pressão sobre o material utilizado
$P1$	pressão na entrada 1 de um sensor de pressão
$P2$	pressão na entrada 2 de um sensor de pressão
q	pressão dinâmica do escoamento
QNH	pressão atmosférica lida em barômetro compensado para altitude local
R	resistência elétrica de um material
Re	número de Reynolds
R_{esp}	resistência específica linear de um material
S	sensibilidade resistiva de um extensômetro
Sc	área de referência aerodinâmica do alinhador aerodinâmico
T	temperatura local
T_{STD}	temperatura local da atmosfera no modelo ISO
V	velocidade local do ar
V_a	tensão de saída do sensor de ângulo de ataque
V_q	tensão de saída do sensor de pressão dinâmica
V_s	tensão de saída em um amplificador diferencial de tensão
VCC	tensão de alimentação de corrente contínua
V_1	tensão na entrada não inversora do amplificador diferencial
V_2	tensão na entrada inversora do amplificador diferencial

Nomenclatura Grega

α	ângulo de incidência do escoamento
α_M	ângulo de incidência do escoamento medido
Δl	deformação do material utilizado devido à aplicação de carga
ΔP_{Hu}	pressão parcial de vapor
ΔP_{12}	diferença de pressão entre a entrada 1 e a 2 em um sensor de pressão
ΔT_{ISO}	variação da temperatura local em relação à atmosfera ISO
ε	módulo de deformação do material utilizado
η_0	constante dielétrica entre os terminais de um capacitor
θ_h''	aceleração angular do alinhador aerodinâmico ao redor do eixo pivô
μ	viscosidade absoluta do ar
ρ	densidade local do ar
ρ_{NC}	densidade do ar não corrigida
ϕ	campo potencial de velocidades

1. INTRODUÇÃO

O objetivo geral deste trabalho é o de lançar bases para o desenvolvimento de um medidor que realize a leitura do ângulo de ataque de um dado escoamento com aplicações voltadas ao uso em aeronaves.

O ângulo de ataque é o ângulo entre o vetor velocidade do escoamento e uma dada referência no corpo que atravessa o fluido. Esta variável é importante para o voo, pois as forças aerodinâmicas sofridas por uma aeronave são todas função desta grandeza.

Embora o medidor de ângulo de ataque não seja requisito obrigatório em aeronaves tripuladas que obedecem ao regulamento RBHA 22, 23 ou 25 (parágrafo 1303) a presença deste instrumento permite ao piloto, por exemplo, realizar um cruzeiro mais eficiente pela exata posição na polar de arrasto, sendo especialmente útil em planadores (RBHA 22, 1990).

Este instrumento possibilita também avaliar mais precisamente o risco de estol. Este fenômeno pode ocorrer em curvas em velocidades muito superiores às velocidades de estol declaradas durante a certificação de acordo com o procedimento especificado na regulamentação citada.

Em sistemas automáticos de voo, a presença de um medidor de ângulo de ataque é desejada pois o mecanismo de controle precisa calcular as forças aerodinâmicas para definir a pilotagem do aparelho.

O sistema de medição de ângulo de ataque também é empregado em aquisição científica de dados de uma aeronave. Coletar dados de ângulo de ataque é vital durante as campanhas de ensaios em voo na fase de desenvolvimento de uma aeronave.

O sensor de ângulo de ataque que foi desenvolvido neste trabalho utiliza o princípio de que um corpo simétrico sujeito a um escoamento com ângulo de ataque não nulo apresenta uma distribuição de pressão assimétrica sobre sua superfície. Assim sendo, através da medição das pressões superficiais no corpo é possível determinar o ângulo de ataque do escoamento.

Para o desenvolvimento do presente estudo no Capítulo 2 descreve-se as diferentes abordagens possíveis para medição de ângulo de ataque através de uma revisão bibliográfica. Neste capítulo maiores detalhes são fornecidos a respeito de sensores de ângulo de ataque por medição de pressão.

No Capítulo 3 são descritos alguns dos diferentes princípios de funcionamento de sensores eletrônicos através de uma revisão bibliográfica. Estes são necessários para a conversão da saída dos sensores de ângulo de ataque descritos no Capítulo 2 para sinal eletrônico.

No Capítulo 4 são descritos sistemas completos de medidores de ângulo de ataque através de diagrama de blocos. Neste capítulo é definido o diagrama de blocos do sistema medidor de ângulo de ataque proposto neste trabalho que inclui um sensor de ângulo de ataque e um sensor eletro-mecânico. Também, uma série de requisitos desejáveis são listados para que o sistema proposto seja utilizado em aeronaves não tripuladas de pequeno porte.

No Capítulo 5 é mostrado o desenvolvimento do sensor eletro-mecânico escolhido para o sistema. Trata-se de um sensor capacitivo de pressão. Neste capítulo é desenvolvida a eletrônica de leitura do capacitor e também é realizada a construção de uma série de protótipos de sensores capacitivos que tentam atingir os requisitos listados no Capítulo 4. Dados experimentais estão incluídos neste capítulo.

No Capítulo 6 é feito o desenvolvimento do sensor de ângulo de ataque por diferencial de pressão. Foi empregada técnica de cálculo computacional de dinâmica de fluidos (*CFD*) para a escolha da geometria do sensor. O túnel de vento do Centro de Estudos Aeronáuticos (CEA) é estudado. Em seguida um equipamento apropriado para os testes de calibração do sensor de ângulo de ataque é construído e os ensaios são especificados.

No Capítulo 7 estão mostrados os dados realizados em túnel de vento com o equipamento desenvolvido no Capítulo 6 utilizando em conjunto com os sensores de pressão descritos no Capítulo 5. Uma curva de calibração única é extraída a partir dos dados uma vez que uma nova normalização é feita.

Por fim, no Capítulo 8 são emitidas conclusões sobre o presente estudo e sugeridos caminhos para desenvolvimentos além deste trabalho.

2. TÉCNICAS DE MEDIÇÃO DE ÂNGULO DE ATAQUE

2.1 Introdução

As principais fontes de dados referentes à medição de ângulo de ataque consultadas para este trabalho são GRACEY (1958), ZALOVCIK (1952), MCFADDEN et al (1952) e BABINSKY et al (2000). Nestas fontes foram encontradas três formas para medir o ângulo de ataque e, opcionalmente, o ângulo de derrapagem. Cada uma destas metodologias tem suas vantagens e desvantagens conforme será discutido.

2.2 Medição de ângulo de ataque por alinhadores pivotados

Nesta abordagem o ângulo de ataque é medido por meio de corpos aerodinâmicos que são livres para se alinhar com o escoamento girando em torno de um eixo pivô. O corpo aerodinâmico tem tipicamente a forma apresentada na FIG 2.1. O corpo é balanceado de modo que o centro de massa esteja contido na linha do eixo pivô.

TÉCNICAS DE MEDIÇÃO DE ÂNGULO DE ATAQUE

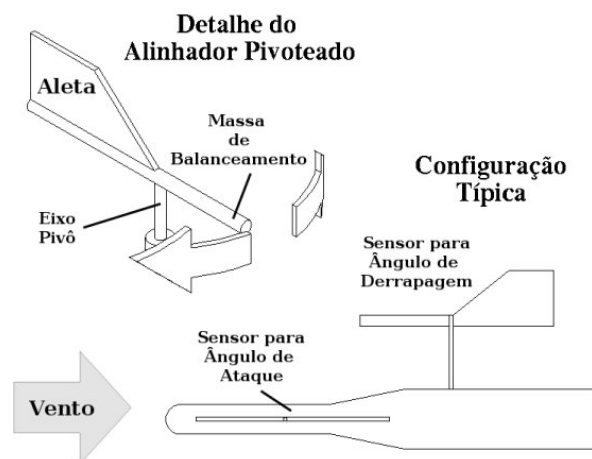


FIGURA 2.1 – Medidor de ângulo de ataque por alinhador pivotado



FIGURA 2.2 – Dimensões para o alinhador aerodinâmico

Quanto ao tamanho do corpo aerodinâmico, MCFADDEN et al (1952) sugerem os valores apresentados na FIG 2.2 sem especificações adicionais. A EQ 2.1, deduzida com auxílio de ASHLEY (1992), descreve o movimento angular do alinhador pivotado como função da força aerodinâmica de sustentação na aleta e da soma dos momentos resistivos no mancal do pivô. Nota-se que a aceleração angular θ_h'' é inversamente proporcional à inércia rotativa I_{ph} do alinhador pivotado. A EQ 2.1 sugere que uma grande inércia rotativa no alinhador faz com que o sensor de ângulo de ataque seja lento em sua resposta ao passo que uma pequena inércia

TÉCNICAS DE MEDIÇÃO DE ÂNGULO DE ATAQUE

rotativa faz com que a resposta seja mais rápida. Verifica-se também pela EQ 2.1 que apenas os momentos resistivos provenientes do mancal são responsáveis pelo amortecimento do movimento de aceleração angular. Para mancais de baixo atrito tais como rolamentos, verifica-se que o amortecimento é baixo e podem surgir transientes oscilatórios longos e indesejados. Por tanto, um projeto de alinhador pivotado deve incluir um estudo dinâmico do alinhador para que sejam atendidos requisitos de tempo de resposta e ao mesmo tempo minimizada a oscilação do mesmo (erro de flutuação).

$$\frac{\partial^2 \theta}{\partial t^2} = \frac{1}{I_{Ph}} [q \cdot S_c \cdot C_{Lh} \cdot \alpha \cdot H_h - M_L] \quad (2.1)$$

Quanto ao tipo do corpo alinhador, este pode ser montado transversalmente, ou pode ser montado axialmente (FIG 2.3).

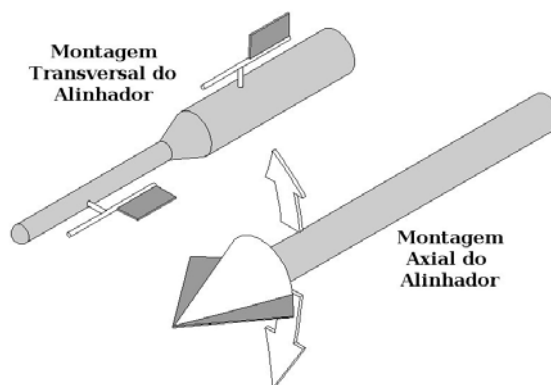


FIGURA 2.3 – Montagem de corpos alinhadores como medidores de ângulo de ataque

Quanto à instalação do corpo alinhador, GRACEY (1958), ZALOVCIK (1952), MCFADDEN et al (1952) sugerem a instalação em estruturas tubulares de diâmetro pequeno projetando-se da aeronave, ou pelo nariz, ou pela ponta da asa, conforme mostrado na FIG 2.4. Também, para os sensores transversais é possível instalação na fuselagem (GRACEY, 1958), porém requerendo correção aerodinâmica.

TÉCNICAS DE MEDIÇÃO DE ÂNGULO DE ATAQUE

A distância entre os alinhadores aerodinâmicos e a aeronave, quando instalados nas posições 1 ou 2 da FIG 2.4, é motivo de uma investigação mais detalhada. A FIG 2.5 resume um resultado obtido por MCFADDEN et al (1952) com o instrumento com quatro sensores de ângulo de ataque transversais do tipo que emprega alinhadores pivotados. Por esta figura é possível perceber que a medida que o elemento sensível se afasta da fuselagem o ângulo de ataque detectado se aproxima de um valor assintótico. Nota-se que o sensor a um diâmetro de distância da fuselagem já registra a leitura assintótica, sugerindo que esta seja a menor distância para uma medição precisa do ângulo de ataque na aeronave. Por outro lado, quanto mais afastado o elemento sensível maior é a estrutura de suporte deste e por conseqüência surgem problemas referentes à rigidez da estrutura. GRACEY (1958) resume o observado nos dados de MCFADDEN et al (1952) e sugere as distâncias marcadas na FIG 2.4 como distâncias recomendadas para os sensores de ângulo de ataque.

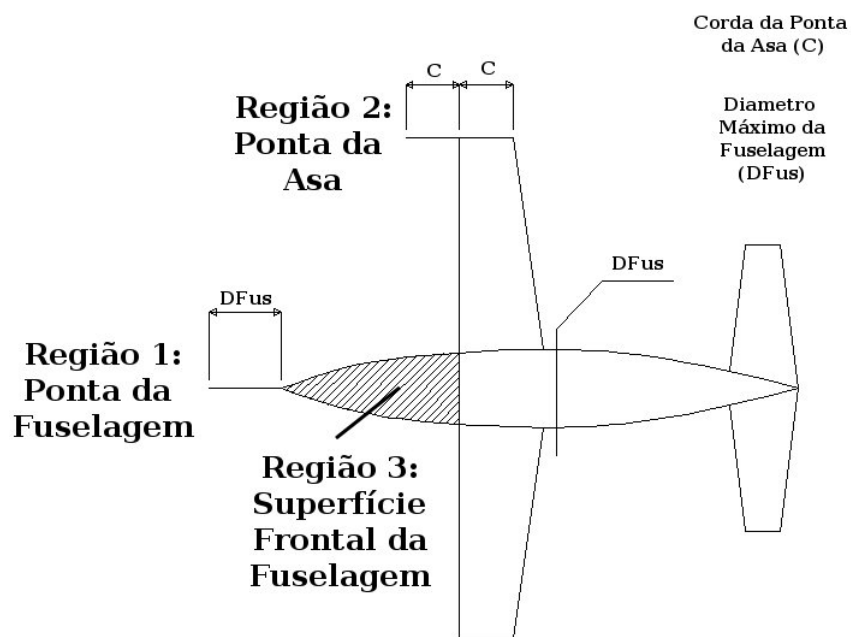


FIGURA 2.4 – Locais para instalação de corpos alinhadores

TÉCNICAS DE MEDIÇÃO DE ÂNGULO DE ATAQUE

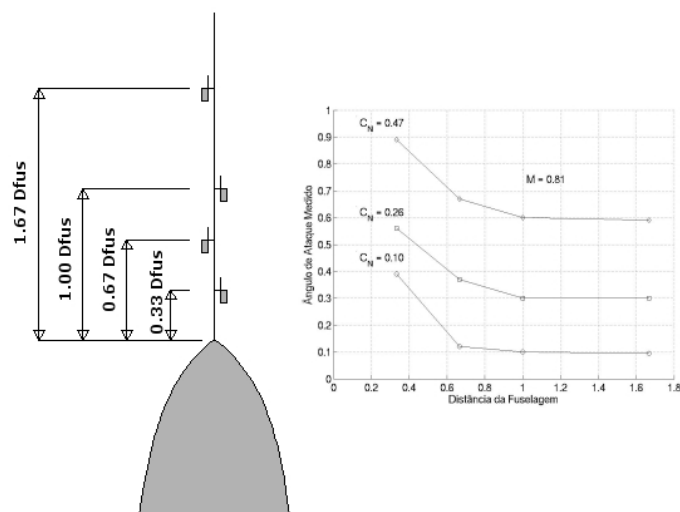


FIGURA 2.5 – Determinação assintótica do ângulo de ataque com alinhadores

Quanto ao diâmetro da estrutura tubular existe a necessidade de dimensionamento tendo em vista o já citado problema de rigidez devido ao carregamento aerodinâmico. A título de comparação, para a estrutura em MCFADDEN et al (1952) a flexão permitiu um erro máximo de $1,25^\circ$ na leitura do ângulo de ataque. O erro foi conhecido por meio de fotos da estrutura com o carregamento aplicado em vôo.

Outras fontes de erro desta abordagem são erros devido ao atrito do eixo pivô com o mancal e a oscilação contínua do alinhador (flutuação) conforme deduzido anteriormente. No caso do equipamento usado em MCFADDEN et al (1952) não foi significativo o erro devido ao atrito do mancal e os erros de oscilação do alinhador aerodinâmico que se restringiram a $0,45^\circ$ no pior caso.

2.3 Medição de ângulo de ataque por diferencial de pressão

Quando um escoamento incide com ângulo de ataque em um corpo existe a formação de um ponto de estagnação que se caracteriza por uma velocidade de escoamento nula e uma pressão relativamente alta. O ponto de estagnação move-se de acordo com o ângulo de ataque experimentado pelo corpo. Portanto determinando-se a posição do ponto de estagnação é possível inferir o ângulo de ataque.

Em GRACEY (1958) é descrito o sensor de ângulo de ataque que funciona com pressão diferencial. Um esquema do funcionamento deste tipo de sensor está apresentado na FIG 2.6.

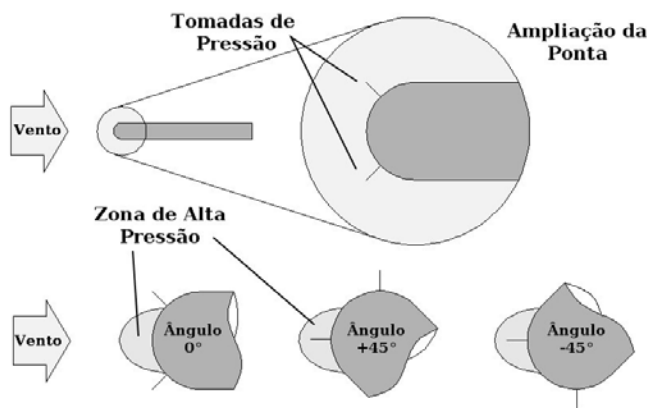


FIGURA 2.6 – Princípio de funcionamento do sensor de ângulo de ataque a base de pressão

Pela FIG 2.6 nota-se que quando existe um ângulo de ataque positivo, o ponto de estagnação move-se na direção da tomada de pressão inferior, aumentando a pressão naquela tomada e diminuindo a pressão na tomada superior. A diferença entre a pressão inferior e a superior fica cada vez mais positiva à medida que o ângulo de ataque aumenta. Se o ângulo de ataque for negativo, o comportamento se inverte. Caso o corpo seja simétrico, em ângulo de ataque nulo, a diferença de pressão se anula.

TÉCNICAS DE MEDIÇÃO DE ÂNGULO DE ATAQUE

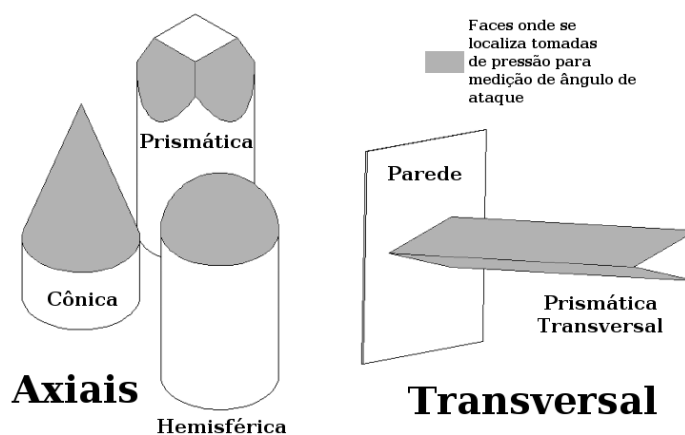


FIGURA 2.7 – Formas geométricas para sondas medidoras de ângulo de ataque baseadas em diferença de pressão

O sensor de ângulo de ataque por diferencial de pressão pode ter instalação axial ou transversal de forma análoga ao sensor por alinhador pivotado e exemplos de possíveis formas estão resumidos na FIG 2.7.

Neste trabalho será utilizado o sensor de medição de ângulo de ataque por diferencial de pressão axial. Portanto este tipo será estudado em maior detalhe nesta revisão. O uso deste sensor será formalizado adiante, no Capítulo 4.

A forma geométrica do sensor de ângulo de ataque por diferencial de pressão é determinante na sensibilidade e linearidade da resposta. GRACEY (1958) apresenta dados de sondas axiais com pontas cônicas e hemisféricas testados em túnel de vento. As geometrias dos sensores (sondas) testadas por esta referência estão reproduzidas na FIG 2.8.

TÉCNICAS DE MEDIÇÃO DE ÂNGULO DE ATAQUE

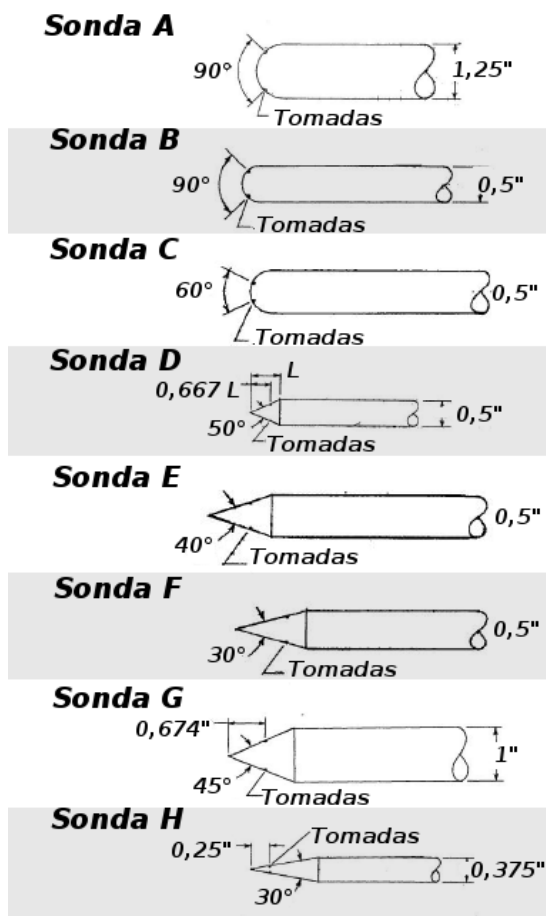


FIGURA 2.8 – Sondas testadas por GRACEY (1958)

As sondas receberam os nomes indicados na FIG 2.8 para maior facilidade de referência. Os resultados dos ensaios individuais em túnel realizados por GRACEY (1958) estão reproduzidos nos GRA A.1 a A.8 no apêndice. Nos gráficos nota-se que a resposta de cada uma das sondas se assemelhou a uma reta independentemente da geometria. Foi possível então construir a TAB 2.1 com os coeficientes de inclinação das retas.

TÉCNICAS DE MEDIÇÃO DE ÂNGULO DE ATAQUE

TABELA 2.1 – Resumo das inclinações dos GRA A.1 até GRA A.8

Nome da Sonda	Inclinação da resposta [deg^{-1}]	Mach
Sonda A	0,0633	0,11
Sonda B	0,0759	0,35
	0,0729	0,60
Sonda C	0,0632	0,35
	0,0603	0,60
Sonda D	0,0385	0,35
	0,0367	0,60
Sonda E	0,0318	0,35
	0,0318	0,60
Sonda F	0,0257	0,35
	0,0257	0,60
Sonda G	0,0385	0,70
Sonda H	0,0199	1,50
	0,0210	1,60
	0,0215	1,70

Pelos dados da TAB 2.1 nota-se que a maior inclinação (sensibilidade) foi obtida pela a sonda B. Também se nota que sondas hemisféricas são em geral mais sensíveis no regime subsônico do que as sondas cônicas se forem considerados os resultados das sondas B até F.

O posicionamento da furação nas sondas influi na sensibilidade conforme pode ser visto na TAB 2.1 no caso das sondas B e C. BABINSKY et al (2000) apresentam as geometrias prismáticas vistas na FIG 2.8. Para estas sondas, quanto maior o ângulo entre o plano da tomada de pressão e o escoamento, maior será a sensibilidade da geometria às variações de ângulo de ataque e, ao mesmo tempo, maior será a variação resposta da sonda com a alteração da pressão dinâmica (BABINSKY et al, 2000). Este fenômeno pode ser observado também no caso das sondas cônicas quando se observa os dados das sondas D contra os dados das sondas E e F.

A pressão dinâmica de operação do sensor de ângulo de ataque altera o diferencial de pressão medido por este tipo de sensor conforme pode ser verificado nos GRA A.1 até A.8 no

TÉCNICAS DE MEDIÇÃO DE ÂNGULO DE ATAQUE

apêndice. Logo, um sensor de ângulo de ataque que utilize o diferencial de pressão deve receber entrada também de pressão dinâmica.

Os sensores axiais de ângulo de ataque por diferencial de pressão podem ser instalados tanto na posição 1 quanto na posição 2 da FIG 2.4 de forma similar aos sensores de alinhadores pivotados. Portanto, o sensor axial de diferencial de pressão sofrerá erro de interferência aerodinâmica e erros devido à rigidez da estrutura de suporte de modo similar ao experimentado pelo sensor de alinhadores aerodinâmicos. No entanto, o sensor de ângulo de ataque por diferencial de pressão não apresenta erros de flutuação do alinhador uma vez que esta peça é inexistente neste tipo de sensor.

BABINSKY et al (2000) citam ainda o uso de uma forma prismática projetada a partir da parede para a medição de ângulo de ataque. De acordo com a referência, esta forma é usada em escoamentos internos tais como medidores em *turbofans* e túneis de vento. Se acoplada externamente à fuselagem de uma aeronave na região 3 da FIG 2.4 este sensor seria capaz de medir ângulo de ataque de forma similar ao alinhador pivotado instalado na fuselagem.

ZALOVCIK (1952) cita o uso de pontos de tomada de pressão estática ao longo de fuselagens e asas que são usados como alarme de estol. Esta é potencialmente uma fonte para a medição do ângulo de ataque embora este uso não tenha sido explicitado pelo mesmo.

2.4 Medição de ângulo de ataque através de dispositivos perseguidores de diferencial de pressão nula

O último tipo de sensor de ângulo de ataque apresentado neste capítulo é o sensor perseguidor de diferencial de pressão nula apresentados em GRACEY (1958) e BABINSKY et al (2000). O modelo pode ser tanto axial quanto transversal conforme pode ser visto na FIG 2.9.

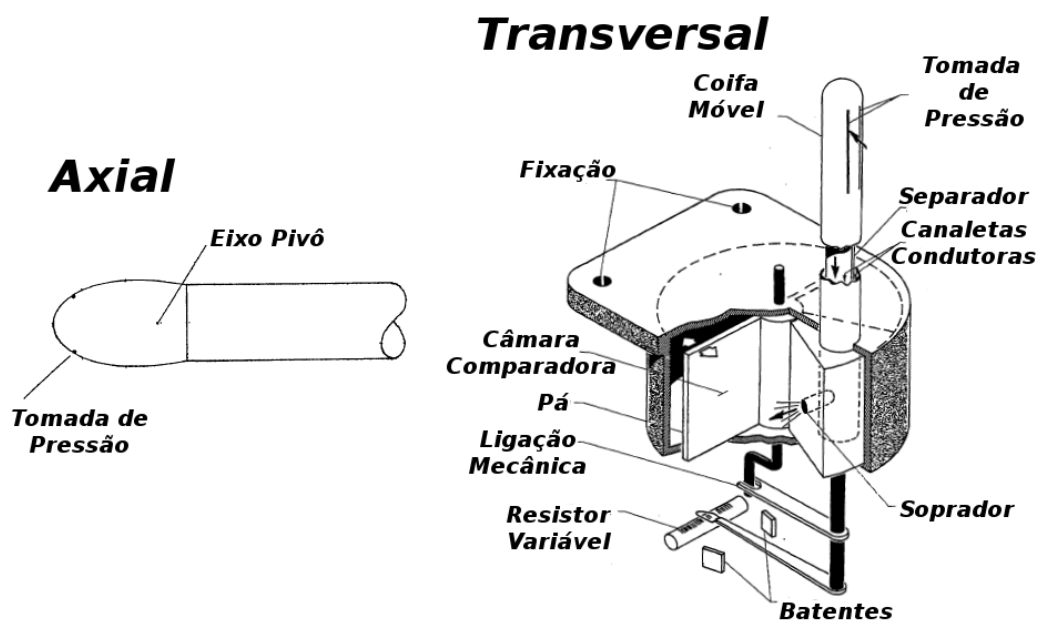


FIGURA 2.9 – Sondas medidoras de ângulo de ataque baseadas em perseguição da anulação do diferencial de pressão

O sensor consiste de uma ponta pivoteada instalada na extremidade de uma estrutura de suporte. Dentro da parte móvel existe um aparato comparador de pressão. Este comparador comanda o posicionador que determina a inclinação que a parte móvel da sonda irá apresentar. Um sistema em malha fechada faz com que o posicionador alinhe a sonda de pressão de tal forma que o comparador de pressão meça diferença de pressão nula entre as duas tomadas de pressão. A inclinação em regime permanente do sensor é considerada como o ângulo de ataque medido.

TÉCNICAS DE MEDIÇÃO DE ÂNGULO DE ATAQUE

O sensor axial da FIG 2.9 pode ser instalado na extremidade de uma estrutura ou na região 1 ou na região 2 da aeronave conforme definido na FIG 2.4. Desta forma apresenta erros tanto de interferência aerodinâmica quanto de rigidez estrutural de seu suporte de modo similar aos sensores axiais anteriormente descritos. Adicionalmente este sensor pode apresentar erros de oscilação em respostas transientes característico de sistemas em malha fechada.

O sensor transversal da FIG 2.9 funciona de maneira similar ao sensor axial. As duas tomadas de pressão pressurizam duas câmaras de ar distintas. A diferença de pressão entre as câmaras pressurizadas e uma terceira câmara faz mover a pá que atua um mecanismo. Este mecanismo gira todas as tomadas de pressão de modo que a pressão nas duas câmaras sejam equalizadas. Por fim quando o mecanismo atinge uma condição estável o ângulo de ataque pode ser medido através do resistor. Dois batentes limitam o ângulo máximo de medição.

O sensor transversal da FIG 2.9 pode ser instalado na região 3 da FIG 2.4. Por tanto espera-se que sensor sofra interferência devido à proximidade com a fuselagem de forma similar ao que ocorre com os demais sensores de parede.

Comum a ambos os sensores apresentados nesta seção e a outros do mesmo tipo é o problema de ressonância da resposta dinâmica. Este sensor não pode ser excitado na frequência de ressonância do mecanismo sob risco de falha catastrófica em vôo. Portanto é necessário o conhecimento desta frequência para evitar que alguma condição de vôo possa causar este tipo de excitação.

2.5 Notas em detecção de estol com medidores de ângulo de ataque

Os sensores descritos anteriormente visam apenas medir o ângulo de ataque de um corpo em relação a um escoamento. Executando uma calibração criteriosa dos sensores em uma dada aeronave, estes passam a ser capazes de medir o ângulo de ataque da aeronave com precisão suficiente para o uso em cálculo de máxima razão de planeio ou mesmo alimentar um sistema de pilotagem automática.

Porém sabe-se que as superfícies sustentadoras de uma aeronave apresentam ângulos de ataque diferentes do que aquele que a aeronave experimenta. Assim sendo o resultado dessas medidas pode potencialmente ocultar o fato de uma superfície sustentadora da aeronave estar efetivamente estolada.

ZALOVCIK (1952) apresenta pelo menos três formas de se medir estol diretamente a partir de efeitos aerodinâmicos tais como descolamento ou formação de zonas de recirculação que são caracterizadores seguros de ocorrência de estol e portanto são métodos mais apropriados para criação de alarmes de aviso.

Para fins de detecção de estol de aeronave, os dados obtidos através dos sensores de ângulo de ataque apenas complementarizam os dados obtidos conforme a metodologia do RBHA 23 (1990) ou similares.

2.6 O estado da arte em sensores de ângulo de ataque

Diversos projetos de aeronaves utilizam sensores de ângulo de ataque com diversos fins. Na FIG 2.10 está apresentado o sistema medidor de ângulo de ataque *do A-4 Skyhawk* que como pode ser visto mede o ângulo de ataque por meio de um alinhador pivotado instalado na região 3 da FIG 2.4 e apresenta o seu resultado para o piloto por meio do indicador mostrado na mesma figura. O sistema é elétrico.

TÉCNICAS DE MEDIÇÃO DE ÂNGULO DE ATAQUE



FIGURA 2.10 – Medidor de ângulo de ataque do A-4 Skyhawk

Na FIG 2.11 está mostrado um projeto mais recente: o demonstrador de tecnologia X45 UCAV da Boeing em voo. Pela foto é possível identificar a estrutura projetando-se da fuselagem compondo um medidor de ângulo de ataque e de derrapagem que utiliza alinhadores pivotados.



FIGURA 2.11 – Medidor do ângulo de ataque e derrapagem do UCAV X45

TÉCNICAS DE MEDIÇÃO DE ÂNGULO DE ATAQUE

Por fim a FIG 2.12 apresenta o sistema de *shaker* da nova versão do 737 da Boeing, o 737-NG (800 e 900). No diagrama existe uma entrada no sistema de ângulo de ataque por meio de alinhadores pivotados que combinada com posição de flape e velocidade do vento comandam ou não a ativação do *shaker* da coluna do manche dos pilotos, alertando para estol ou alta velocidade.

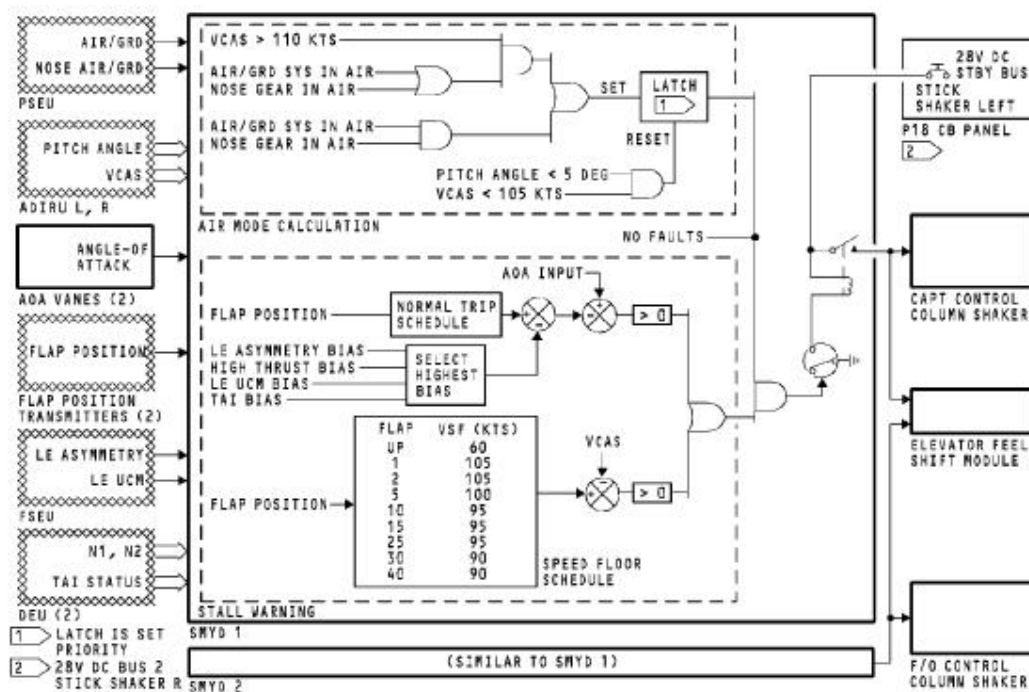


FIGURA 2.12 – Diagrama do funcionamento do shaker do 737-NG

3. TÉCNICAS DE MEDIÇÃO DE ÂNGULO DE ATAQUE USANDO SENSORES ELETRÔNICOS

3.1. Introdução

Os sensores de ângulo de ataque apresentados no Capítulo 2 apresentam saídas essencialmente mecânicas na forma de deslocamento ou na forma de pressão pneumática. Em sistemas modernos é prática comum utilizar sinais elétricos devido a sua extrema flexibilidade de manuseio e transmissão. Portanto um sensor eletrônico capaz de converter as citadas grandezas mecânicas deve ser estudado.

O sensor que converte grandezas mecânicas em elétricas é também conhecido por sensor eletro-mecânico. Existem diversos tipos de sensores eletro-mecânicos, uma vez que existe grande número de grandezas mecânicas que podem ser convertidas em sinais eletrônicos utilizando-se os mais diferentes tipos de técnicas e princípios físicos. Portanto, é interessante discorrer um pouco sobre a classificação dos sensores eletrônicos.

Os diversos textos que abordam sensores os dividem ou por energia convertida ou por princípio de conversão. SINCLAIR (2001) os divide por energia convertida e este modelo será seguido neste capítulo.

Não existe diferenciação clara entre sensor e transdutor. SINCLAIR (2001) diferencia sensor de transdutor afirmando que para este a razão de conversão de energia do processo observado e a energia do sinal eletrônico gerado na saída (razão de conversão) é baixa não atingindo 5% ao passo que para aquele a razão de conversão é mais alta. Dentro deste contexto, no presente estudo será considerado somente sensores.

Cerca de trezentos e cinquenta tipos de energia são possíveis de serem medidos por meio de sensores eletrônicos, sendo que as energias radiante, mecânica, gravitacional, elétrica, térmica e magnética são as mais comuns (SINCLAIR, 2001).

TÉCNICAS DE MEDIÇÃO DE ÂNGULO DE ATAQUE USANDO SENSORES ELETRÔNICOS

A tecnologia de sensores eletrônicos pode ser adicionalmente dividida entre sensores passivos e ativos. O sensor eletrônico passivo é definido como aquele que precisa de energia para funcionar, ao passo que o sensor ativo usa a energia do processo observado que está sendo convertida para o seu próprio funcionamento. O sensor do tipo passivo é o mais comum.

Os sensores eletrônicos fornecem em sua saída um sinal elétrico. A saída do sensor eletrônico pode ser feita por corrente ou por tensão. O sinal de saída pode ser contínuo, alternado de forma senoidal ou ainda alternado de onda quadrada de dois estados. A informação detectada pelo sensor pode estar contida nas características do sinal tais como a amplitude, a fase, a frequência ou ainda na relação entre os tempos dos dois estados no caso de uma onda quadrada. A informação do sinal pode estar codificada de modo analógico ou de modo digital. No caso da informação digital existe um número finito de estados para as características do sinal ao passo que no caso da informação analógica, este número é infinito.

Sensores eletro-mecânicos adequados para a conversão das grandezas de saída dos sensores contidos no Capítulo 2 estão apresentados a seguir.

3.2. Sensor eletrônico de pressão

Define-se medição de pressão absoluta quando a pressão de teste é medida em relação ao vácuo, pressão manométrica quando a pressão de teste é medida em relação à pressão atmosférica local e pressão diferencial quando é medida a pressão de teste em relação à outra pressão que pode ou não ser conhecida. A FIG 4.1 apresenta em diagrama estes três tipos de medição.

TÉCNICAS DE MEDIÇÃO DE ÂNGULO DE ATAQUE USANDO SENSORES ELETRÔNICOS

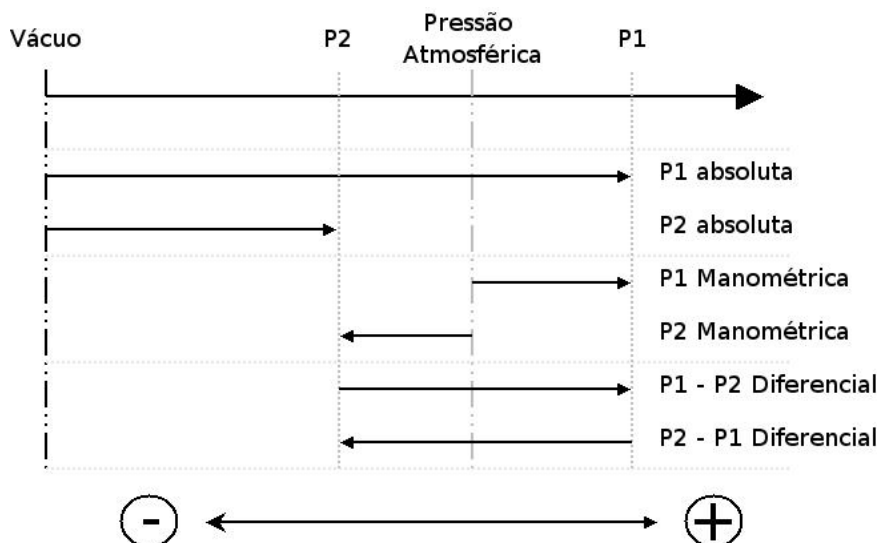


FIGURA 31 – Tipos de medição de pressão

A medição de pressão de forma geral está intimamente ligada com a medição da deformação dos materiais. As EQUAÇÕES (3.1) até (3.3), extraídas das teorias de deformação linear dos materiais explicitam este relacionamento.

$$\varepsilon = \frac{P}{E} \quad (3.1)$$

$$\varepsilon = \frac{\Delta l}{l_0} \quad (3.2)$$

$$\Delta l = \frac{P \cdot l_0}{E} \quad (3.3)$$

Onde P denota a pressão aplicada ao material, E o modulo de elasticidade do material, Δl a variação de comprimento do material e l_0 o comprimento original do material testado.

Métodos mais comuns de medida de deformação incluem medição por extensômetros, medição por capacitância ou por relutância variável e medição por interferometria laser (SINCLAIR, 2001). Estes tipos de medição estão descritos a seguir.

TÉCNICAS DE MEDIÇÃO DE ÂNGULO DE ATAQUE USANDO SENSORES ELETRÔNICOS

3.2.1 Medição por extensômetros

O extensômetro é um dispositivo simples que consiste de um fio fino enrolado de material condutor ou semicondutor que é colado à peça na qual será medida a deformação. A FIG 3.2 apresenta um esquema de montagem de um extensômetro.

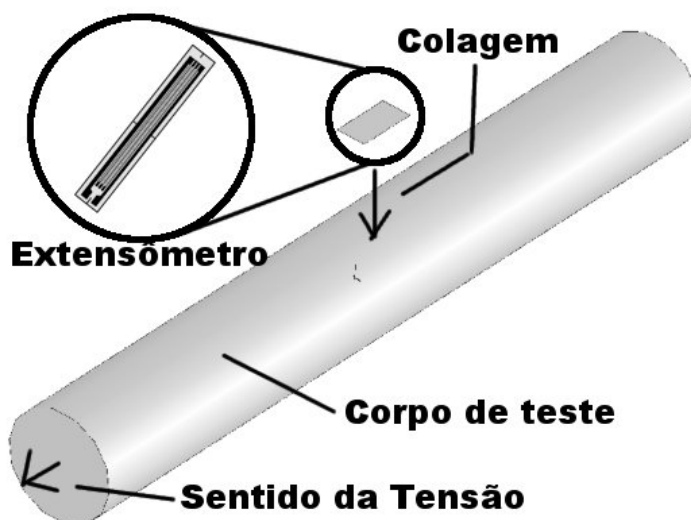


FIGURA 3.2 – Esquema de montagem de um extensômetro

Na FIG 3.2, o extensômetro tem uma maior quantidade de fio alinhada em uma única direção que é a direção predominante do dispositivo. O dispositivo é firmemente colado ao corpo de provas de forma que qualquer deformação no corpo acarrete uma deformação no extensômetro. Se a deformação estiver alinhada à direção predominante do extensômetro, cada um dos segmentos de fio experimentará a mesma deformação. Uma vez que o comprimento do fio está ligado a sua resistência pela EQ (3.4), então existe uma variação da resistência do mesmo.

TÉCNICAS DE MEDIÇÃO DE ÂNGULO DE ATAQUE USANDO SENSORES
ELETRÔNICOS

$$R = R_{esp} \cdot l \quad (3.4)$$

A sensibilidade do extensômetro é definida pela EQ (3.5). Quando o dispositivo é construído com emprego de fiação metálica de pequeno diâmetro, os valores esperados para a sensibilidade se encontram próximos de 2. A sensibilidade aumenta para valores em torno de 100 quando o fio do extensômetro é feito de material semiconductor (SINCLAIR, 2001). Portanto, sensores a base de extensômetro de semiconductor são mais sensíveis do que os feitos com metal. Em contra partida, materiais semicondutores tendem a ser cerâmicos. Logo a deformação máxima do extensômetro metálico é maior do que a do extensômetro semiconductor.

$$S = \frac{\Delta R}{\Delta \epsilon} \quad (3.5)$$

Um diagrama do circuito eletrônico necessário para a leitura de um extensômetro está representado na FIG 3.3. Neste circuito uma tensão é aplicada ao extensômetro que é ligado em série a um resistor. Um segundo extensômetro idêntico é ligado em série com um resistor da mesma forma que o primeiro, porém sem que este dispositivo seja colado ao corpo de prova. Ambos os arranjos são conectados a um amplificador diferencial de sinais. O amplificador diferencial de sinais responde conforme a EQ (3.6). Quando existe deformação da peça de medição na direção predominante do extensômetro, a resistência do mesmo varia e surge um diferencial de tensão no amplificador diferencial. O amplificador aumenta a tensão do sistema para que seja possível se efetuar a medida.

O amplificador operacional encapsulado dentro de um circuito integrado pode ser usado para a construção de um amplificador diferencial de sinais (JUNG,1997).

$$V_s = A_v \cdot (V_1 - V_2) \quad (3.6)$$

TÉCNICAS DE MEDIÇÃO DE ÂNGULO DE ATAQUE USANDO SENSORES ELETRÔNICOS

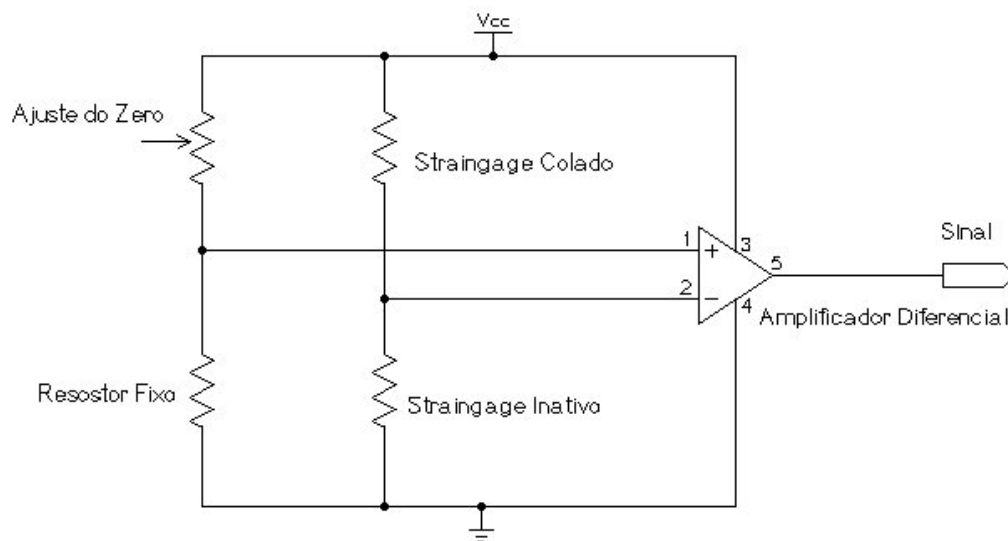


FIGURA 3.3 – Circuito eletrônico para a leitura de um extensômetro

O segundo extensômetro existe para compensar os efeitos de dilatação térmica no material do extensômetro de medição. A dilatação térmica aumenta o comprimento dos fios de ambos os extensômetros, aumentando a resistência. Devido ao uso do amplificador diferencial no circuito da FIG 3.3 garante-se que qualquer tensão observada seja exclusivamente devida à deformação do corpo de prova.

O sensor por extensômetros que use o circuito esquematizado na FIG 3.3 será um sensor passivo pois precisa receber energia externa para funcionar. Sua saída é um sinal de tensão contínua que varia em amplitude de $0V$ até VCC . Por esta tensão apresentar infinitos estados este será um sensor analógico.

Os sensores resistivos são extremamente interessantes eletronicamente, pois sua impedância é constante em uma ampla faixa de frequências. Isso estende o envelope operacional do sensor para a medição de fenômenos de diversas frequências minimizando perdas referentes à transmissão.

As maiores fontes de erro deste tipo de dispositivo são a histerese e a distensão por fadiga. A histerese típica deste sensor se encontra na faixa de $0,025\%$ do fundo de escala, uma vez que

TÉCNICAS DE MEDIÇÃO DE ÂNGULO DE ATAQUE USANDO SENSORES ELETRÔNICOS

sempre existe deformação residual nos fios do extensômetro. A distensão por fadiga ocorre pois, a medida em que o dispositivo vai sendo utilizado, os fios esticam-se e podem não retornar ao estado original. Normalmente o erro de distensão por fadiga também está na faixa de 0,025% do fundo de escala.

Outra fonte de erro possível é a movimentação do extensômetro por falha na colagem. O uso de técnicas apropriadas de instalação e de adesivos de boa qualidade tornam este erro baixo em relação aos erros já descritos.

Na FIG 3.4 está exibido um diagrama de utilização do extensômetro como forma de medição de pressão. Nota-se que, quando $P1$ é diferente de $P2$, o diafragma se deforma, deformando o extensômetro. A taxa de deformação pode ser lida usando-se um circuito como o apresentado na FIG 3.3. Por sua vez, a tensão de saída pode ser associada à diferença de pressão entre $P1$ e $P2$.

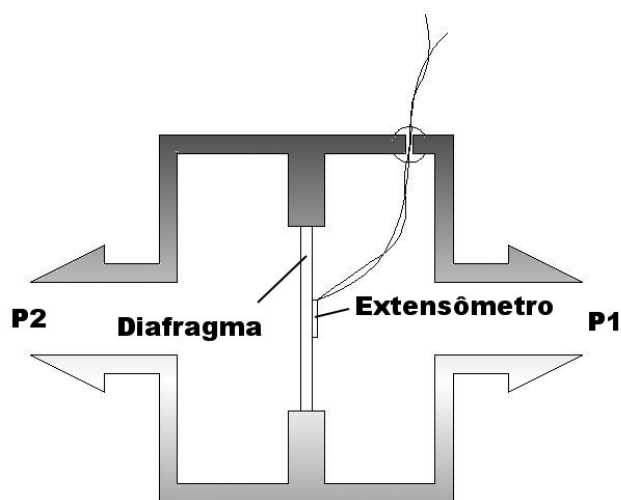


FIGURA 3.4 – Instalação de extensômetro como sensor de pressão

TÉCNICAS DE MEDIÇÃO DE ÂNGULO DE ATAQUE USANDO SENSORES ELETRÔNICOS

3.2.2 Medição por interferometria laser

Interferometria laser é uma técnica que emprega comparação de frequência entre dois raios luminosos para a dedução do deslocamento de uma superfície. Um esquema de montagem deste tipo de sistema está exibido na FIG 3.5.

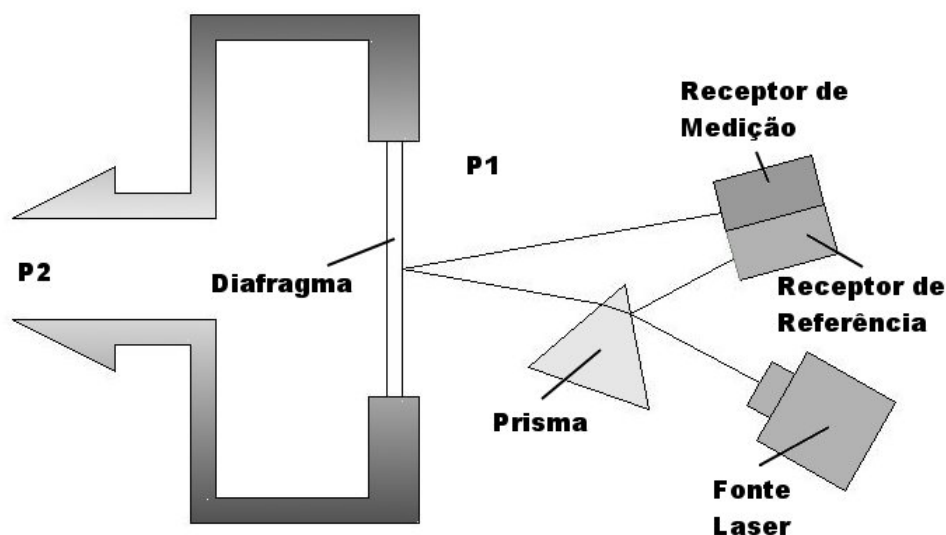


FIGURA 3.5 – Medição de pressão por interferometria laser

Neste sistema, o raio laser sai da fonte e é dividido em uma porção refletida e outra porção refratada no prisma. A porção do laser que atravessa o prisma incide no diafragma e retorna a um foto-sensor (sinal medido). A porção que reflete no prisma é direcionada a um segundo foto-sensor (sinal de referência). Um exemplo de foto-sensor é um foto-transistor que traduz sinal luminoso em corrente. Um amplificador diferencial faz a subtração do sinal medido com o sinal de referência. O sistema é calibrado de tal forma que quando não exista deslocamento do diafragma a subtração dos dois sinais gere um sinal contínuo de tensão nula. No caso de um deslocamento do diafragma, o caminho percorrido pelo laser do sinal medido aumenta ou diminui conforme o movimento. Isto faz com que os sinais cheguem com fase distinta aos foto-sensores, provocando uma tensão alternada na saída do amplificador diferencial com

TÉCNICAS DE MEDIÇÃO DE ÂNGULO DE ATAQUE USANDO SENSORES ELETRÔNICOS

amplitude proporcional à diferença. A FIG 3.6 ilustra a resposta deste sistema em algumas situações. Um diagrama do circuito eletrônico capaz de fazer esta medição está mostrado na FIG 3.7.

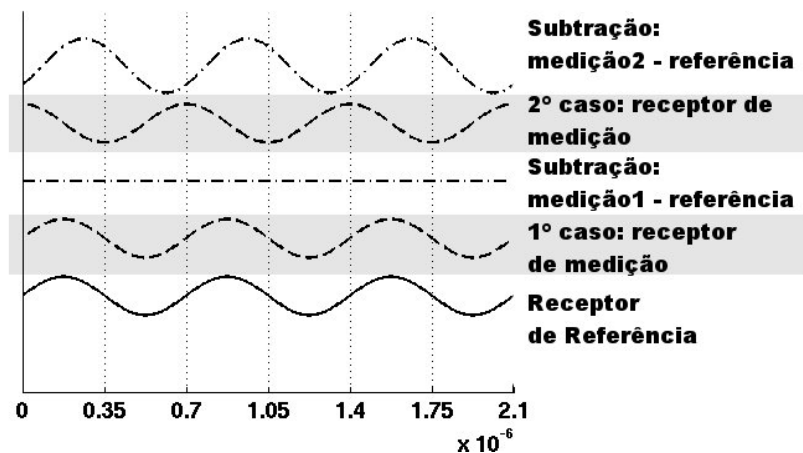


FIGURA 3.6 – Resposta da interferometria laser

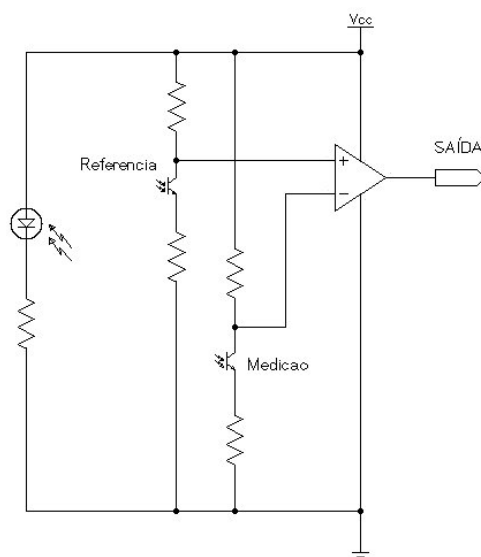


FIGURA 3.7 – Eletrônica para detecção por interferometria laser

TÉCNICAS DE MEDIÇÃO DE ÂNGULO DE ATAQUE USANDO SENSORES ELETRÔNICOS

Este sistema tem como saída um sinal de tensão alternada senoidal cuja amplitude varia com o deslocamento do diafragma. Uma vez que a amplitude pode apresentar infinitos estados este será um sensor analógico. Ainda, devido ao fato de o sensor precisar de energia para operar, este será um sensor passivo.

A maior qualidade deste sistema é sua sensibilidade. O fundo de escala de leitura é da mesma ordem de grandeza do comprimento de onda do laser utilizado, ou seja, no caso de um laser vermelho de $700nm$ de comprimento de onda será possível medir até $700nm$ com precisão de $2nm$ facilmente alcançável. Outra característica interessante é que não existe contato com o diafragma e, portanto, não há distorções na medida da pressão.

Este sistema, por outro lado, requer um equipamento capaz de gerar um raio de luz coerente e de frequência estável. Desta forma somente um laser de alta qualidade será capaz de alimentar este sistema. Além disso, certa potência é requerida para que o raio laser possa percorrer o trajeto. Uma última observação é que foto-transistores são susceptíveis a variações térmicas, exigindo que este sistema seja compensado para variações de temperatura.

3.2.3 Medição por capacitância ou relutância variável

Exemplos de medidor de pressão de capacitância variável e de relutância variável estão apresentados na FIG 3.8.

A EQ (3.7) descreve a capacitância entre duas placas metálicas isoladas por meio não condutor. No sensor de pressão capacitivo é construído um capacitor de tal forma que a alteração do diferencial de pressão entre suas entradas provoque uma alteração de distância entre as placas do capacitor. Na FIG 3.8 (esquerda) o diafragma metálico é o terminal A do capacitor e a carcaça metálica o terminal B. Neste dispositivo, quando a pressão P_1 é maior que a pressão P_2 , o diafragma se curva, aproximando-se da carcaça, assim reduzindo a capacitância do sensor. O inverso ocorre se o diferencial de pressão for revertido.

TÉCNICAS DE MEDIÇÃO DE ÂNGULO DE ATAQUE USANDO SENSORES ELETRÔNICOS

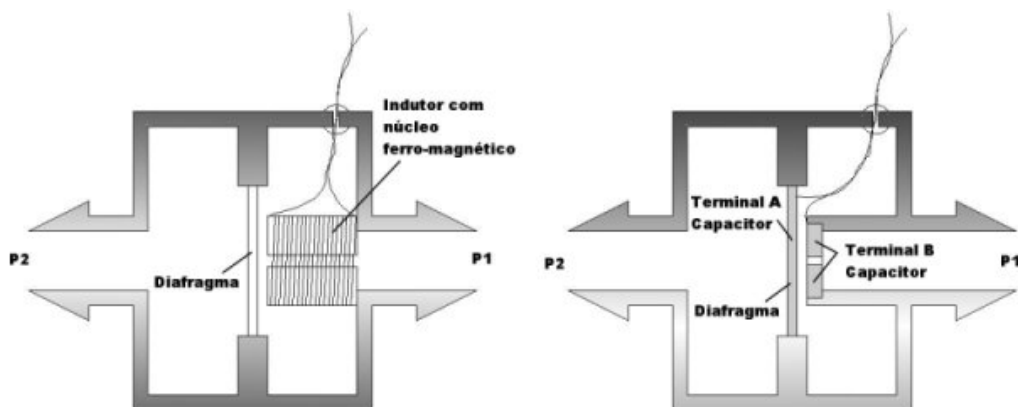


FIGURA 3.8 – Direita: medidor de capacitância variável; Esquerda: medidor de relutância variável.

O sensor de capacitância variável também pode ser projetado para mudar a área A do capacitor ou a constante dielétrica (η_0) entre os terminais.

$$C = \eta_0 \cdot \frac{A}{d} \quad (3.7)$$

O medidor de relutância variável funciona de modo similar ao capacitivo. O ar é um meio de alta relutância magnética. O campo eletromagnético gerado pela passagem de uma corrente contínua na bobina do dispositivo possui uma intensidade constante, desde que o sensor mantenha a mesma geometria. Quando a pressão em $P1$ aumenta (FIG. 3.8, Direita), a placa do diafragma se aproxima da bobina, reduzindo a espessura da camada de ar existente entre estes dois componentes. O campo eletromagnético é deformado e, por consequência, a relutância do conjunto é modificada. Um circuito eletrônico pode detectar esta alteração de modo que é possível medir a diferença de pressão. O sistema funciona também caso o diferencial de pressão seja revertido. A medição por relutância pode também ser feita utilizando-se corrente alternada.

TÉCNICAS DE MEDIÇÃO DE ÂNGULO DE ATAQUE USANDO SENSORES ELETRÔNICOS

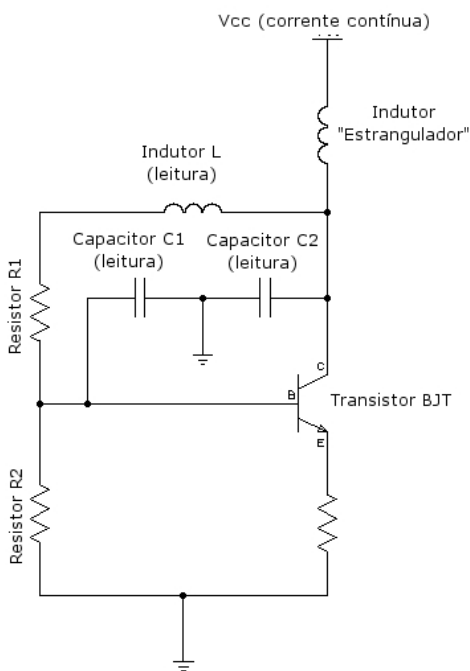


FIGURA 3.9 – Circuito eletrônico para a leitura de um sensor capacitivo ou indutivo (oscilador do tipo Collpits)

Um circuito capaz de detectar a mudança de pressão nos sensores capacitivos e indutivos está representado na FIG 3.9. Trata-se de um oscilador baseado em transistor BJT na configuração do tipo *Collpits*, retirado de POZAR (2001). Este circuito é um amplificador com um ganho determinado e uma realimentação sem sinal de entrada. Uma pequena oscilação parasita, no momento em que se liga o circuito, causa uma amplificação na saída que é realimentada para a entrada. Na realimentação existe um filtro LC que seletivamente filtra as frequências, deixando passar somente a sua frequência de ressonância. Este oscilador estabiliza-se com uma frequência de oscilação conforme a EQ (3.8).

$$f = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{1}{L} \left(\frac{C_1 + C_2}{C_1 C_2} \right)} \quad (3.8)$$

TÉCNICAS DE MEDIÇÃO DE ÂNGULO DE ATAQUE USANDO SENSORES ELETRÔNICOS

A frequência do oscilador pode ser modificada com a alteração da indutância L ou das capacitâncias C_1 ou C_2 . Portanto o mesmo circuito pode ser usado, tanto para o sensor capacitivo, quanto para o sensor indutivo.

Um sensor eletrônico que funcione usando o circuito da FIG 3.9 será passivo uma vez que requer alimentação externa. Sua saída é um sinal de tensão alternada senoidal cuja frequência varia com o indutor ou capacitor. Por esta frequência apresentar infinitos estados este será um sensor analógico.

Os valores de capacitância e indutância tendem a ser extremamente pequenos e apresentam uma grande variação por menor que seja a modificação da geometria do dispositivo. Por exemplo, usando-se a EQ (3.7) para sensor de 1cm^2 e um afastamento de 1mm em estado estacionário obtém-se a capacitância de $8,85 \times 10^{-13}\text{F}$. Tomando-se a primeira derivada em relação ao deslocamento da EQ (3.7) determina-se o valor sensibilidade. Este valor no caso deste sensor vale $-8,85 \times 10^{-10}\text{F/m}$. Supondo um deslocamento de $0,1\text{mm}$ a capacitância do sensor cai 10%, o que seria facilmente detectado.

A medição por capacitância ou indutância está sujeita às variações do campo eletromagnético local. O sensor pode alterar as medidas pela simples proximidade de uma massa metálica ou de um ímã. Capacitores e indutores de referência podem ser necessários para obter-se uma leitura corrigida. Uma alternativa seria proteger o dispositivo através de uma blindagem eletromagnética.

3.3. Sensor eletrônico de deslocamento

Conforme anteriormente discutido, sensores de pressão são construídos com base na medição de deformação. Deformação pode ser definida como um deslocamento de pequenas proporções. Portanto, de acordo com a grandeza do deslocamento a ser medido, um sensor de pressão pode ser utilizado.

TÉCNICAS DE MEDIÇÃO DE ÂNGULO DE ATAQUE USANDO SENSORES ELETRÔNICOS

Quando o tamanho do deslocamento aumenta outras técnicas se tornam mais interessantes. A grandeza máxima do deslocamento abordada nesta seção é de cerca de um metro e a grandeza mínima se encontra na faixa dos milímetros. O resistor variável (potenciômetro), o LVDT e o encoder são sensores adequados para esta faixa de deslocamento.

Técnicas de medição de deslocamento normalmente são úteis para a medição tanto de deslocamento linear quanto deslocamento angular. As técnicas abordadas nessa seção serão analisadas para o movimento linear e a adaptação para uso angular é facilmente deduzida.

3.3.1 Medição por potenciômetro

Um diagrama elétrico de um sistema de medição por potenciômetro está mostrado na FIG 3.10. O potenciômetro está mecanicamente acoplado à peça cujo deslocamento deseja-se observar de forma que quando há um deslocamento muda-se a resistência do potenciômetro. A modificação da resistência altera a tensão de saída do circuito.

Este circuito é, portanto, um circuito passivo uma vez que requer energia para seu funcionamento. O sinal de saída deste sensor é uma tensão contínua com amplitude variável. Uma vez que esta tensão pode assumir infinitos estados, este é um sensor analógico contínuo.

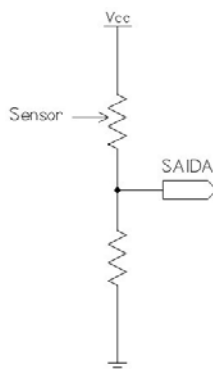


FIGURA 3.10 – Circuito elétrico de medição de distância por potenciômetro

TÉCNICAS DE MEDIÇÃO DE ÂNGULO DE ATAQUE USANDO SENSORES ELETRÔNICOS

O sistema de medição de posição por potenciômetros é simples, robusto e confiável. Porém, o potenciômetro pode apresentar um grande atrito e conseqüente histerese. A histerese neste tipo de equipamento atinge cerca de 0,1% a 1% do fundo de escala. Adicionalmente, imperfeições no material resistivo podem causar deformações na curva de resposta. Estes problemas podem ser corrigidos com um maior controle na fabricação do potenciômetro, entretanto o sistema perde robustez e os custos sobem rapidamente. Outro problema com o uso de potenciômetros é o tamanho do curso. Para tamanhos superiores a 30cm existe a necessidade de construção sob encomenda, o que também faz seu preço aumentar (SINCLAIR, 2001).

3.3.1 Medição por LVDT

LVDT é a sigla em inglês para transformador diferencial variável linear (*“linear variable differential transformer”*). Um esquema do sensor com sua ligação eletrônica se encontra na FIG 3.11.

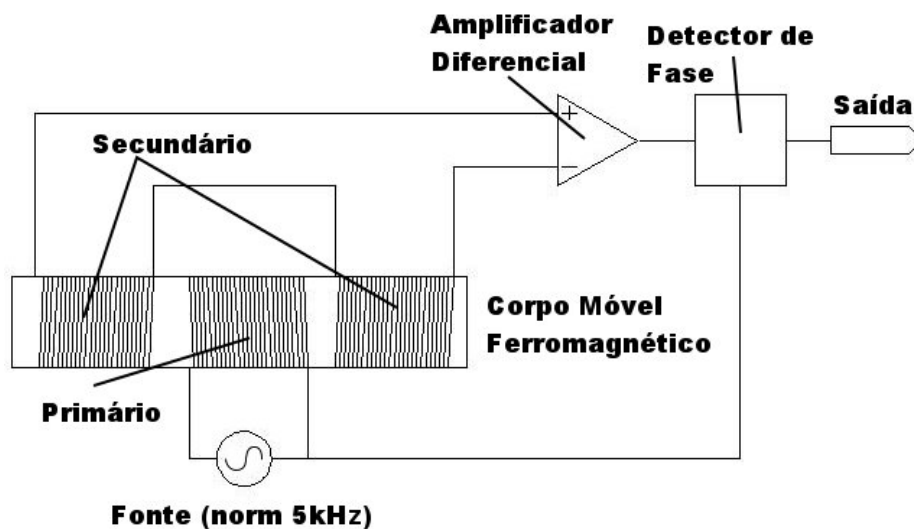


FIGURA 3.11 – LVDT: funcionamento e eletrônica

TÉCNICAS DE MEDIÇÃO DE ÂNGULO DE ATAQUE USANDO SENSORES ELETRÔNICOS

A fonte de alimentação de corrente alternada alimenta a bobina primária do LVDT. Isto induz um campo eletromagnético que percorre o corpo móvel ferromagnético e induz nas bobinas secundárias uma corrente alternada. A corrente alternada no secundário é amplificada em um amplificador diferencial. Tanto o sinal enviado para o primário quanto o sinal enviado para o secundário são alimentados em um detector de fase, um dispositivo capaz de retornar uma tensão proporcional à diferença de fase entre dois sinais na entrada. Com o deslocamento do corpo móvel ferromagnético, a relutância entre as bobinas do primário e do secundário se altera. A fase do sinal no secundário se modifica levando, por consequência, a uma alteração na voltagem de saída no detector de fase.

O LVDT, quando associado a um detector tal como foi descrito é um sensor passivo uma vez que requer energia para seu funcionamento. O sinal de saída deste sensor é uma tensão contínua com amplitude variável. Uma vez que esta tensão pode assumir infinitos estados, este é um sensor analógico.

Os LVDT são os melhores sensores disponíveis para as faixas de medida em que eles podem ser utilizados, por apresentarem atrito extremamente baixo por não possuírem contato direto com o elemento a ser medido (SINCLAIR, 2001). Apresentam ainda resposta linear, uma boa resolução de detecção dependente apenas do detector de fase, além de não se danificarem quando o deslocamento mecânico é excessivo.

Os LVDT são divididos em duas faixas: os atuadores de curso curto e de curso longo. Os sensores de curso longo chegam a até 7cm e os sensores de curso curto podem ter cursos tão pequenos quanto 1mm.

3.3.3 Medição por codificador

Codificador (*encoder*) é um medidor baseado em um sistema binário de detecção de deslocamento. A medição de posicionamento por meio de codificadores é feita da forma esquematizada na FIG 3.12.

TÉCNICAS DE MEDIÇÃO DE ÂNGULO DE ATAQUE USANDO SENSORES ELETRÔNICOS

Fabrica-se uma régua similar à apresentada na FIG 3.12. Luz visível, ou qualquer outro tipo de radiação eletromagnética, pode atravessar as partes claras da régua e não podem atravessar as partes escuras. Em um suporte estático posicionam-se quatro diodos (fontes) e quatro foto-transistores (detectores). O suporte é feito de tal forma que a régua possa passar livremente entre os diodos e transistores, conforme diagramado na FIG 3.12. A régua é presa à peça cuja posição se deseja conhecer. No arranjo diagramado na FIG 3.12, a régua possui 16 estados que podem ser associados aos números binários de 0 a 15. Quando a régua se move, a combinação dos foto-transistores que detectam sinal se altera e pode ser deduzido o tamanho do movimento. A régua pode repetir o padrão para estender o tamanho máximo do sensor, desde que exista uma posição inicial. Uma variante desta técnica pode ser usada com uma placa com chavetas e uma série de contatos mecânicos tais como os empregados em caixas de música mecânicas.

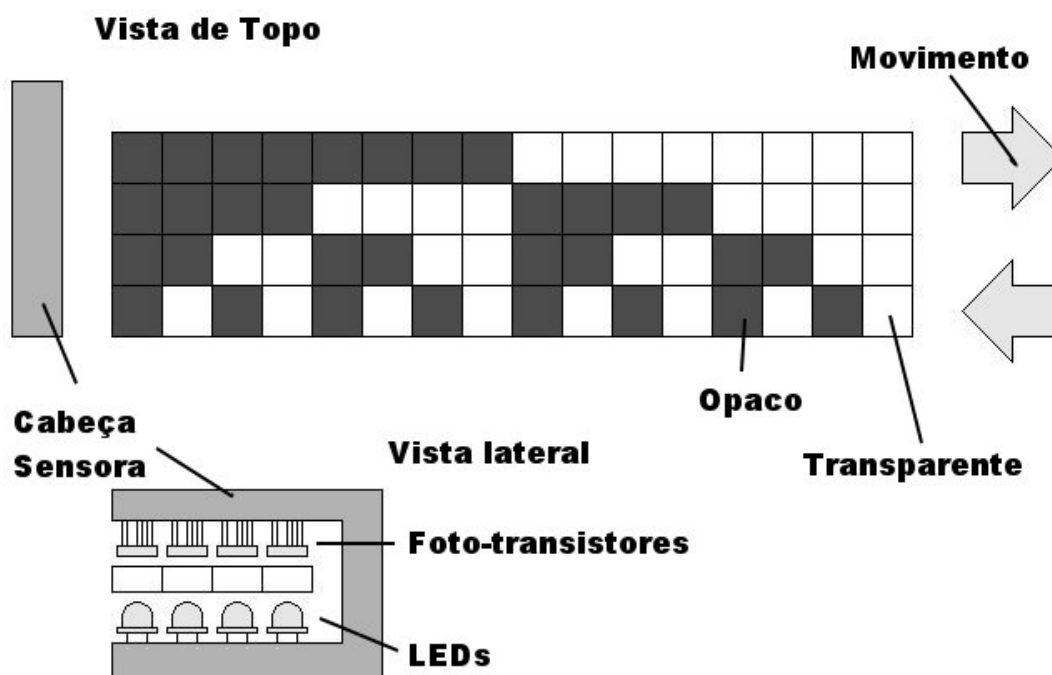


FIGURA 3.12 – Medição de posicionamento por codificador

TÉCNICAS DE MEDIÇÃO DE ÂNGULO DE ATAQUE USANDO SENSORES ELETRÔNICOS

Este sensor é um sensor passivo uma vez que os diodos e os transistores requerem energia para o funcionamento. A saída deste sensor é um conjunto de sinais de corrente contínua com amplitude variável em apenas dois estados. Sendo o número de estados finitos, o sensor é digital.

O número de bits empregados pode variar desde um até o número máximo factível. Porém, quanto maior o número de bits maior o número de leitores e assim o sistema, como um todo, cresce em complexidade e perde em confiabilidade.

Um maior número de bits empregados confere a este sistema digital um maior número de estados e assim uma maior resolução pois para réguas de mesmo tamanho, a precisão da posição de um dado estado será maior quanto maior forem os números de bits empregados. Um sistema digital como o exibido irá errar a posição em alguma quantidade fixa equivalente à metade do tamanho do bit.

Este sistema dispensa a calibração uma vez que, em condições ótimas de operação, o comportamento é previsível e linear. Em contrapartida apresenta baixa robustez ao ruído. Caso a leitura um único bit esteja comprometida, o erro de posicionamento é imprevisível.

Para a deeterminação da integridade da leitura neste tipo de sistem existem alguns algoritmos de verificação conhecidos geralmente por funções de verificação de redundância. Neste caso, bits adicionais são inseridos na informação lida. Estes bits são função da informação propriamente dita. Assim, ao fim da leitura, a função inversa é feita e a qualidade da leitura é conhecida. Alguns exemplos deste tipo de funções são a verificação de paridade (NICOLSI, 2000), o CRC16 e o CRC32.

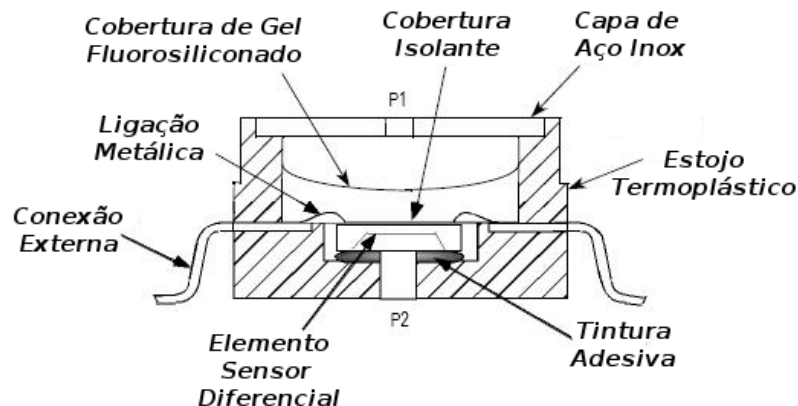
3.4. Sensores disponíveis no mercado

Um sensor disponível no mercado para aplicação imediata em sistemas de medição de ângulo de ataque a base de pressão é o sensor de pressão do tipo compacto de estado sólido. Um exemplo deste tipo de sensor é o MPX5004DP da *Freescale* descrito em FREESCALE

TÉCNICAS DE MEDIÇÃO DE ÂNGULO DE ATAQUE USANDO SENSORES ELETRÔNICOS

(2007), mostrado nas FIG 3.13 e FIG 3.14. Trata-se de um sensor piezoresistivo que se encaixa na descrição dos sensores de pressão usando extensômetros com fiação a base de semicondutores. Este sensor usa uma peça de silício especialmente cortada de tal forma que a peça atua como um resistor cuja resistividade varia com a pressão. No caso deste dispositivo pode-se medir um diferencial de pressão de 4000 Pa em uma única direção sendo as medições em sentido reverso proibidas sob risco de danificar o dispositivo. A saída do circuito integrado está na forma de sinal de voltagem diretamente proporcional à pressão aplicada com erro de inclinação menor que 1%. O circuito integrado possui compensação por efeitos de variação de temperatura, além de ser de tamanho extremamente reduzido, cabendo em uma área de 4cm^2 .

Vista em Corte



Aparência Típica



FIGURA 3.13 – Sensor piezo resistivo de mercado

Um sensor que poderia ser usado para medir posicionamento é o codificador rotativo Grayhill 62A11-01-020S que tem quatro estados e dois bits descrito em GRAYHILL (2007), conforme mostra a FIG 3.14. Os modelos incluem 12, 16, 20, 24 e 32 posições possíveis ao longo dos

TÉCNICAS DE MEDIÇÃO DE ÂNGULO DE ATAQUE USANDO SENSORES ELETRÔNICOS

360°. No caso do modelo de 32 posições é possível medir posição angular de 11,25° em 11,25°, existindo um total de 8 repetições do mesmo padrão de 2 bits ao longo da circunferência. Este é um modelo barato. Codificadores mais caros aumentam a precisão por possuírem um maior número de estados para um mesmo comprimento ou ângulo e são robustos a interferência por ruído eletromagnético.

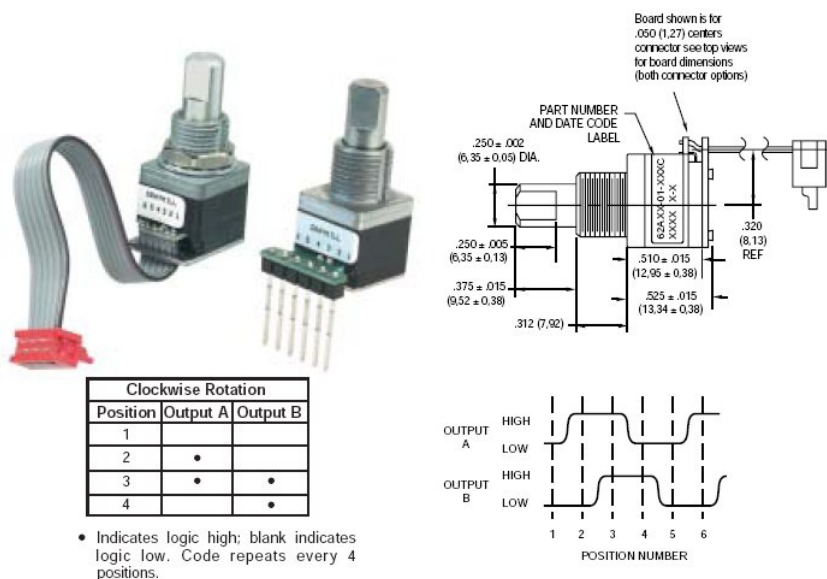


FIGURA 3.14 – Codificador para medição de velocidade de baixo custo

4. SISTEMA MEDIDOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

4.1. Introdução

Um sistema medidor de ângulo de ataque consiste do sensor de ângulo de ataque e todos os possíveis acessórios necessários para que se possa realizar uma leitura deste ângulo. O sistema medidor pode ser extremamente complexo e realizar diversas alterações no sinal de saída do sensor do ângulo de ataque antes de apresentar uma medida.

A técnica da representação de um sistema por meio de diagrama de blocos é um artifício comumente empregado para simplificar a apresentação e o projeto do mesmo. Neste capítulo serão apresentados alguns diagramas de blocos de sistemas medidores de ângulo de ataque e uma topologia será escolhida. Neste ponto, são escolhidas as partes do sistema de medição que serão estudados neste trabalho. Para cada parte abordada neste trabalho é definida uma técnica de construção.

Um sistema para a medição de ângulo de ataque de aeronaves não tripuladas de pequeno porte é proposto ao final deste capítulo. Desta forma é possível determinar uma série de características desejáveis para os sensores desenvolvidos as quais foram utilizadas como metas durante o desenvolvimento dos protótipos neste trabalho.

4.2. Sistemas medidores de ângulo de ataque

Os sistemas medidores de ângulo de ataque encontrados nas referências são de dois tipos: os sistemas mecânicos e os sistemas eletro-mecânicos. Os sistemas mecânicos são caracterizados pela ausência de uso de energia elétrica. Já os sistemas eletro-mecânicos utilizam energia elétrica em pelo menos um bloco. Adicionalmente, neste tipo de sistema existe pelo menos um bloco mecânico.

SISTEMA MEDIDOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

4.2.1. Sistemas mecânicos

Uma topologia possível para o sistema mecânico de medição de ângulo de ataque está apresentada na FIG 4.1

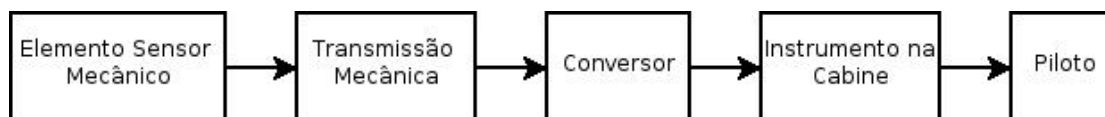


FIGURA 4.1 – Diagrama de blocos de um sistema medidor de ângulo de ataque mecânico

Neste sistema, a medição do ângulo de ataque se inicia por meio da sensibilização do elemento sensor mecânico, o bloco mais à esquerda na FIG 4.1. Conforme visto no Capítulo 2, os sensores de ângulo de ataque apresentam saída em forma ou de pressão pneumática ou de deslocamento (angular ou linear).

O posicionamento do sensor de ângulo de ataque é feito de modo que exista o mínimo de interferência ao passo que o posicionamento do ponto de leitura é feito de modo que a localização seja a mais conveniente possível. Portanto, uma forma de transmissão é necessária para a criação de um sistema prático. A transmissão mecânica pode ser feita por meio de guinhóis, polias e cabos ou por meio de linhas pneumáticas de pressão.

O sistema medidor de ângulo de ataque pode ou não apresentar um conversor. O conversor é um dispositivo que modifica o sinal de entrada para que o bloco imediatamente a seguir possa utilizar o sinal. O conversor pode ser, por exemplo, uma garrafa de normalização de pressão para filtrar mudanças bruscas na pressão pneumática ou um redutor de engrenagem.

Finalmente o instrumento na cabine transforma a informação mecânica em informação visual para o piloto da aeronave. Este instrumento pode apresentar em sua face indicações de ângulos de ataque notáveis tais como o ângulo de estol e o ângulo de máxima razão de planeio.

SISTEMA MEDIDOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

4.2.2. Sistemas eletro-mecânicos

O sistema representado pelo diagrama de blocos na FIG 4.2 é um exemplo de sistema medidor de ângulo de ataque eletro-mecânico.

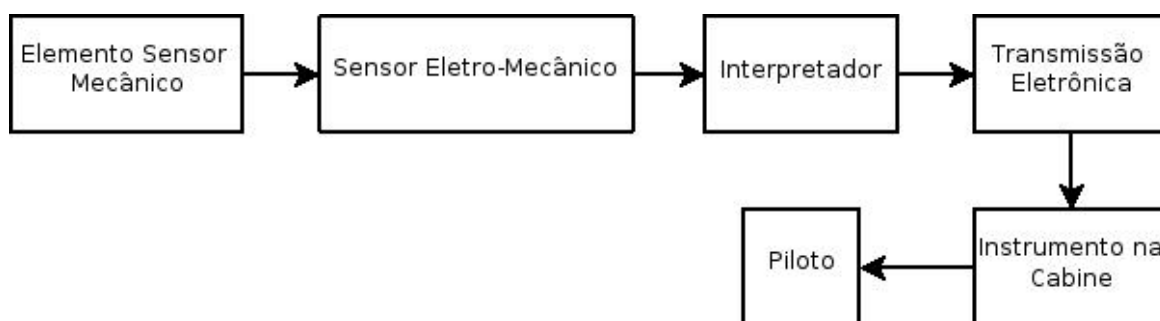


FIGURA 4.2 – Diagrama de blocos de um sistema medidor de ângulo de ataque eletro-mecânico

No sistema eletro-mecânico, a medição de ângulo de ataque se inicia por meio de um elemento sensor mecânico. Em seguida, o sinal é alimentado a um sensor eletro-mecânico. Sensores eletro-mecânicos apropriados para o uso em conjunto com sensores de ângulo de ataque foram descritos no Capítulo 3 deste trabalho.

A saída do sensor eletro-mecânico pode ser opcionalmente direcionada à entrada de um interpretador. Este componente teria como função recondicionar o sinal proveniente do sensor eletro-mecânico por meio de emprego de curvas de calibração, de algoritmos de filtragem ou amplificadores. O interpretador pode, por exemplo, corrigir o sinal vindo do sensor eletrônico para compensar por não linearidades ou no sensor de ângulo de ataque ou no sensor eletro-mecânico. O interpretador pode ser construído usando-se como base micro-controladores tais como o 8051 apresentado por NICOLSI (2000), computadores analógicos baseados em amplificadores operacionais em arranjos apontados por JUNG (1997) ou até mesmo circuitos lineares baseados em capacitores, resistores e indutores.

O sinal de saída do interpretador é enviado através de uma linha de transmissão eletrônica para o instrumento de leitura na cabine. A função deste componente é similar à transmissão

SISTEMA MEDIDOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

mecânica no sistema medidor de ângulo de ataque mecânico. A transmissão eletrônica é muito mais eficiente do que a mecânica em termos de dissipação de energia e histerese.

O sinal proveniente da linha de transmissão é conduzido até o instrumento para leitura humana. De forma similar ao instrumento de leitura mecânico, poderiam estar marcados ângulos de ataque relevantes ao vôo em tal instrumento.

O sistema apresentado na FIG 4.2 pode ser modificado para comunicar-se com computadores de bordo ou sistemas de pilotagem automática. O diagrama apresentado na FIG 4.3 representa um sistema modificado desta forma.

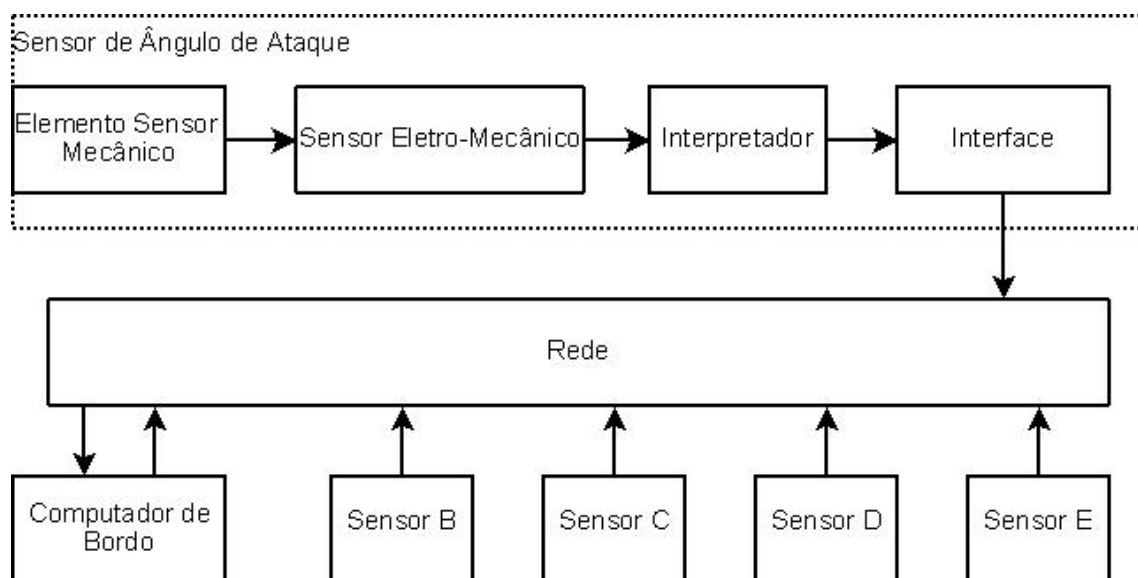


FIGURA 4.3 – Diagrama de blocos de um sistema sensor de ângulo de ataque eletro-mecânico para uso de computador de bordo.

Na FIG 4.3 a transmissão eletrônica é substituída por uma interface. A interface é um circuito eletrônico capaz de interpretar o sinal vindo do interpretador em um formato capaz de comunicação com a rede. Existem dezenas de padrões distintos tanto na eletrônica que executa a comunicação quanto no programa ou protocolo que organiza a comunicação em uma rede. Recomenda-se escolha de eletrônica e protocolo capazes de formação de redes com extensão de alguns metros para o uso em aviões. Um exemplo de padrão eletrônico aplicável é o EIA-485 e um exemplo padrão de comunicação aplicável seria o TCP/IP.

SISTEMA MEDIDOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

A interface é conectada à rede de sensores. Conforme pode ser visto na FIG 4.3 a rede pode estar conectada a outros sensores que obedecem ao mesmo padrão. O computador de bordo está também conectado à rede de modo que este pode executar a leitura do sensor de ângulo de ataque.

4.3. Sistema proposto

4.3.1. Propósito

O propósito da definição de um sistema medidor de ângulo de ataque neste trabalho é o de orientar o dimensionamento dos sensores de modo a que seja possível a construção futura de um sistema experimental de medição. Este sistema será destinado a aeronaves de pequeno porte não tripuladas tais como as mostradas na FIG 4.4. A topologia escolhida para o sistema e as restrições de projeto estão descritas a seguir.

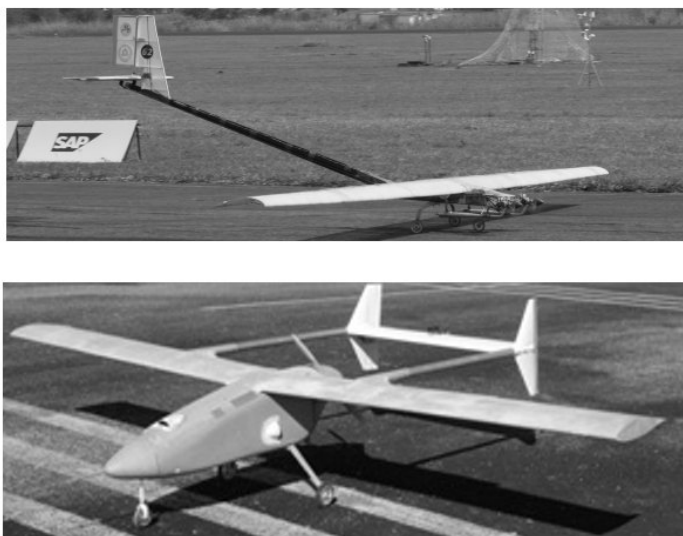


FIGURA 4.4 – Aeronaves de pequeno porte não tripuladas.

SISTEMA MEDIDOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

4.3.2. Topologia escolhida

Seguindo as atuais tendências para o desenvolvimento de sistemas, a topologia escolhida para o sensor é eletro-mecânica. Esta topologia apresenta vantagem pois a compensação de não linearidades é mais simples de ser feita com micro-processadores do que com elementos mecânicos. A topologia escolhida está mostrada na FIG 4.5.

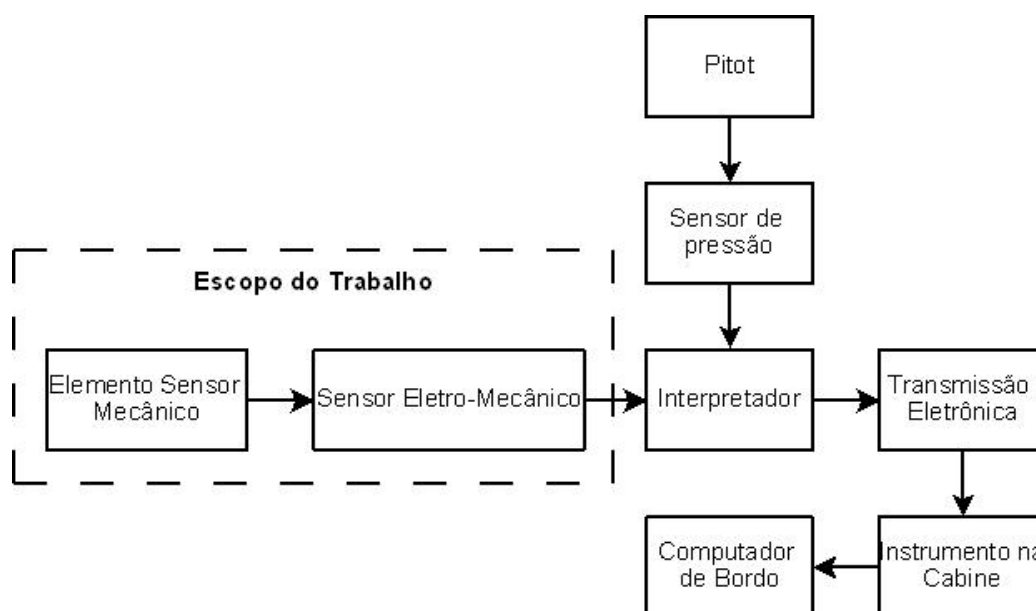


FIGURA 4.5 – Topologia escolhida para o medidor de ângulo de ataque

Na FIG 4.5 observa-se que somente o sensor de ângulo de ataque mecânico e o sensor eletro-mecânico foram escolhidos como foco deste trabalho. Estes elementos foram escolhidos pois são os elementos sensíveis exclusivos do sensor de ângulo de ataque. Os demais elementos ou são elementos sensíveis de outros sensores ou elementos de suporte para a medição do ângulo de ataque.

SISTEMA MEDIDOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

Sensor mecânico de ângulo de ataque:

Conforme mencionado no Capítulo 2, o sensor de ângulo de ataque mecânico empregado no sistema proposto deverá usar a sonda axial de medição de ângulo de ataque por diferencial de pressão. Portanto, a saída deste dispositivo será um par de linhas de pressão pneumáticas.

A escolha por um dispositivo axial de medição de ângulo de ataque minimiza os erros de interferência que são muito influentes nos dispositivos de parede. Esta escolha também possibilita a construção de elementos sensores extremamente compactos.

Para o dimensionamento deste sensor será feito um estudo de *CFD* (lit. *Computer Fluid Dynamics* – Dinâmica de Fluidos Computacional) utilizando-se o algoritmo do método dos painéis desenvolvido por ISCOLD (2001). A sonda com melhor desempenho no cálculo será construída e testada em túnel de vento.

Sensor eletro-mecânico:

Uma vez que o sensor de medição de ângulo de ataque apresenta saída em forma de pressão pneumática um sensor de pressão eletrônico deve ocupar este bloco. Dentre os tipos apresentados no Capítulo 3, a medição por capacitância variável foi escolhida.

A escolha desta abordagem facilita a construção a medida que os sensores capacitivos são extremamente sensíveis conforme pode ser verificado no cálculo feito no Capítulo 3.

Devido à presença do interpretador no sistema proposto, a resposta deste sensor também não precisa ser linear embora esta seja uma característica desejável.

O projeto do sensor eletromecânico é dividido em dois: o dimensionamento da eletrônica e o dimensionamento do capacitor variável com a pressão. O capacitor variável com a pressão foi desenvolvido a partir de manômetros em U inclinados. A eletrônica de leitura foi projetada para retornar um sinal de tensão contínua com informação transmitida pela amplitude e codificada de modo analógico. O uso deste tipo de sinal de saída facilitou a construção do interpretador.

SISTEMA MEDIDOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

Interpretador:

Conforme visto na FIG 4.5, o projeto do interpretador não faz parte do escopo do trabalho. Entretanto este dispositivo deverá ser capaz de corrigir as não linearidades tanto do sensor mecânico de ângulo de ataque quanto do sensor eletrônico de pressão.

O interpretador do sistema proposto deverá ser capaz de resolver o problema descrito na EQ (4.1).

$$\alpha_M = f(V_a, V_q) \quad (4.1)$$

que expressa o ângulo de ataque medido (α_M) como função da tensão vinda do sensor de pressão dinâmico (V_q) e da tensão vinda do sensor de ângulo de ataque por diferencial de pressão (V_a). Os valores das tensões são dados pelas EQ (4.2) e EQ (4.3).

$$V_a = g(\Delta P_{12}) \quad (4.2)$$

$$V_q = h(q) \quad (4.3)$$

onde g denota um polinômio de calibração do sensor de pressão que detecta o diferencial de pressão ΔP_{12} vindo do sensor mecânico de ângulo de ataque e, de maneira similar, h é um polinômio de calibração do sensor de pressão que detecta a pressão dinâmico (q) durante o vôo da aeronave. O valor de ΔP_{12} por sua vez é dado pela EQ (4.4).

$$\frac{\Delta P_{12}}{q} = k(\alpha, q) \quad (4.4)$$

Onde k denota a função de calibração do sensor mecânico de detecção do ângulo de ataque. Nota-se que a função calibradora do sensor de ângulo de ataque dependerá também da pressão dinâmico do escoamento de acordo com os dados obtidos por GRACEY (1958) reproduzidos nos gráficos GRA A.1 até GRA A.8 no apêndice A.

SISTEMA MEDIDOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

Para resolver o problema representado pela EQ (4.1) o interpretador precisará calcular a inversa de g e h (EQ (4.2) e EQ (4.3)), determinar a fração entre ΔP_{12} e a pressão dinâmica e por fim calcular a inversa de k (EQ (4.4)).

O desenvolvimento de um interpretador é facilitado caso as funções g , h e k sejam paramétricas pois isto simplifica o processo de inversão das mesmas. Assim sendo, durante o desenvolvimento dos sensores, curvas paramétricas de calibração linearizadas foram obtidas usando-se método dos mínimos quadrados tal como descrito em AGUIRRE (2004).

O tipo de equacionamento descrito anteriormente pode ser executado por microcontroladores de baixo custo tais como o 8051 descrito em NICOLOSI (2000). O equacionamento poderia até ser resolvido até por computador analógico a base de amplificadores operacionais configurados para executar funções básicas (JUNG, 1997) dependendo da complexidade das funções g , h e k .

Demais elementos do sistema proposto:

Os outros elementos não serão abordados durante este trabalho. Contudo, são essenciais para a construção de um sistema medidor de ângulo de ataque completamente operacional.

A transmissão eletrônica pode ser construída utilizando-se cabos elétricos apropriados para a distância de transmissão. Um cuidado deve ser tomado na escolha para que a linha de transmissão não cause grandes perdas.

A interface com o computador de bordo seria inteiramente dependente do tipo de entrada disponível por parte deste. Recomenda-se o uso de interfaces simples tais como a comunicação serial UART ou RS-232 se disponíveis.

Não estão representados no diagrama o subsistema de alimentação do sensor e o sistema de medição da pressão dinâmica. O subsistema de alimentação deve fornecer energia para todas as partes eletrônicas do sistema. O sistema de medição de pressão dinâmica deve fornecer o valor da pressão dinâmica em um sinal de tensão contínua com informação analógica na amplitude para o interpretador, conforme visto anteriormente.

4.4. Restrições de projeto

Independentemente da qualidade ou da tecnologia empregada em um sensor, este sempre irá apresentar restrições de operação ou um envelope no qual o sensor é capaz de realizar medidas úteis. Desta forma, no caso do sensor proposto, algumas restrições de dimensionamento devem ser feitas. As restrições levam em consideração o tipo de vôo das aeronaves apresentadas na FIG 4.4 assim como dificuldades de construção mecânica ou eletrônica do sensor ou simplesmente condições favoráveis para a construção do primeiro protótipo.

4.4.1. Condições atmosféricas

Altitude:

A altitude de vôo para o sistema fica limitada a $2000m$ ASL (acima do nível do mar).

Massa específica:

Utilizando o equacionamento de ESDU (2003) para a atmosfera padrão ICAO determina-se que a massa específica do ar encontrada pelo instrumento estará contida em um intervalo de $1kg/m^3$ (altitude máxima em dia padrão) e $1,3kg/m^3$ (altitude mínima em um dia frio).

Temperatura:

O sistema fica restrito a temperaturas entre $5^{\circ}C$ e $60^{\circ}C$. Este intervalo de temperatura permite o uso de componentes comuns (NATIONAL, 1997, PHILIPS, 1997, GRAYHILL, 2007 e FREESCALE, 2007). O intervalo escolhido também evita estudo de formação de gelo no sistema.

SISTEMA MEDIDOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

4.4.2. Condições de vôo da aeronaveVelocidade:

O sistema fica restrito a velocidades de vôo entre $10m/s$ e $40m/s$. Essas são velocidades de vôo típicas para as aeronaves na FIG 4.4

Número de Mach:

De acordo com o modelo dos gases ideais para o ar atmosférico encontrada em WHITE (1994) e as restrições anteriormente definidas, o número de Mach de operação do sistema varia entre $0,029$ e $0,12$.

Pressão Dinâmica:

Utilizando-se os limites anteriormente definidos determina-se que o envelope de pressões dinâmicas de operação do sistema será de $50Pa$ e $1040Pa$.

Ângulo de ataque contínuo:

Os limites de ângulo de ataque contínuo do sistema ficam limitados entre -30° a 30° . Em ângulos mais baixos do que 30° , as aeronaves da FIG 4.4 estolam. De fato, o envelope típico de vôo destas aeronaves varia entre -5° e 10° .

Frequência de oscilação do ângulo de ataque:

O sistema não medirá variações de ângulo de ataque superiores a $100Hz$ de ciclo. Este limite é definido de tal forma que a eletrônica posteriormente descrita apresente robustez de operação. O limite pode ser modificado caso o sistema não consiga medir oscilações de curto período nas aeronaves mostradas na FIG 4.4.

SISTEMA MEDIDOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

Fator de carga:

O sistema fica restrito a fatores de carga cujas forças inerciais e aerodinâmicas não causem deformação apreciável na estrutura de fixação do sensor de ângulo de ataque. Esta restrição é condizente com os fatores de carga encontrados pelas aeronaves da FIG 4.4.

Tolerância à vibração:

O sistema deverá tolerar um nível baixo de vibrações leves. Desta forma, no sistema final, não será usado componentes encaixáveis sem cola ou fixação presa por parafusos.

4.4.3. Condições de operação do sensor eletro-mecânico de pressãoIntervalo de pressão:

Associando o intervalo de pressão dinâmica anteriormente definido aos gráficos GRA A.1 até A.8 no Apêndice A é possível concluir que o sensor de pressão deverá ser capaz de medir pressões em intervalos de $-2000Pa$ até $2000Pa$ para servir ao sistema proposto nas condições especificadas.

Resolução:

O sensor de pressão limitará a resolução com a que o sistema medirá o ângulo de ataque. Desta forma, é desejável a resolução de $0,25^\circ$ para o sistema proposto e por consequência, tomando-se as características já definidas, o sensor de pressão idealmente deverá ser capaz de diferenciar pressões de $4Pa$ ou $0,1\%$ do intervalo de medição definido. Na prática, durante o desenvolvimento dos sensores deste trabalho atingiu-se esta resolução apenas em sensores estáticos desassociados com a parte mecânica.

5 SENSOR DE PRESSÃO DESENVOLVIDO

5.1. Introdução

Conforme especificado no Capítulo 4, o sistema medidor de ângulo de ataque deverá incluir um sensor eletro-mecânico capacitivo de pressão. Para que o sistema seja capaz de medir o intervalo proposto é preciso que o sensor seja capaz de medir pressões de $-2000Pa$ até $2000Pa$ com resolução desejável de $4Pa$ ou $0,1\%$ do intervalo de medição. Ainda, de acordo com o selecionado, o sensor eletro-mecânico tem que apresentar em sua saída um sinal de tensão com informação transmitida pela amplitude e codificada de modo analógico. Neste capítulo está descrito o processo de desenvolvimento do sensor de pressão que atende os requisitos acima.

5.2. Projeto

Ao analisar as abordagens possíveis para os sensores do Capítulo 3, repara-se que cada sensor eletro-mecânico consiste de um elemento sensível e de um circuito eletrônico associado para fazer a sua medição. Portanto, ao se construir um sensor de pressão capacitivo, existe dois subsistemas a serem dimensionados: o capacitor que varia a capacitância de acordo com a pressão e o circuito eletrônico para a sua leitura.

Neste trabalho, inicialmente, esforço foi centrado em medição de capacitância. Esta grandeza de um capacitor não é prontamente lida a partir de valores estacionários de corrente ou tensão. Esta medida pode ser determinada indiretamente através de circuitos não estacionários tais como osciladores como o mostrado no Capítulo 3. Um circuito oscilador foi construído e estudado para que este servisse como medidor de capacitância.

SENSOR DE PRESSÃO DESENVOLVIDO

Em seguida, foram feitas tentativas de se converter um manômetro inclinado em U comum em um sensor capacitivo. A alta sensibilidade do manômetro em U e a flexibilidade de dimensionamento do fundo de escala destes dispositivos aumentam as probabilidades de se obter um sensor capacitivo operacional embora não seja embarcável. No total, dois protótipos foram construídos e testados usando a eletrônica previamente construída.

Um conversor eletrônico de sinais foi desenvolvido como passo seguinte. Tratou-se de um circuito capaz de transformar sinal de saída do oscilador previamente construído em um sinal de tensão com informação transmitida pela amplitude e codificada de modo analógico. O objetivo da eletrônica adicional foi adequar a saída do sensor de pressão capacitivo ao especificado no Capítulo 4.

Um protótipo operacional integrando o sensor capacitivo e a eletrônica desenvolvida foi construído. Este protótipo foi dotado de cinco sensores e foi projetado para uso durante os testes em túnel de vento. Este equipamento foi construído com maior rigor mecânico para que aumentasse as chances de atingir a sensibilidade desejável descrita no Capítulo 4.

Por fim foi feita uma primeira tentativa de construção de um sensor capacitivo de pressão embarcável. Este sensor foi criado com base no modelo obtido durante a revisão bibliográfica (Capítulo 3).

5.3. Eletrônica para medição de capacitância

Descrição

Conforme descrito anteriormente, uma forma precisa de determinação da capacitância envolve o uso de circuitos osciladores cujo período de oscilação esteja diretamente ligado à capacitância de um capacitor (POZAR, 2001). Um exemplo deste tipo de circuito foi apresentado na FIG 3.6. NATIONAL (1997) traz outra espécie de circuito oscilador que dispensa o emprego de indutores e apresenta uma saída em forma de sinal de onda quadrada ao invés de onda senoidal. A eliminação dos indutores é benéfica pois estes tendem a captar

SENSOR DE PRESSÃO DESENVOLVIDO

radiação eletromagnética do ambiente e inserir em forma de ruído no circuito oscilador. O circuito apresentado por NATIONAL (1997) está reproduzido na FIG 5.1.

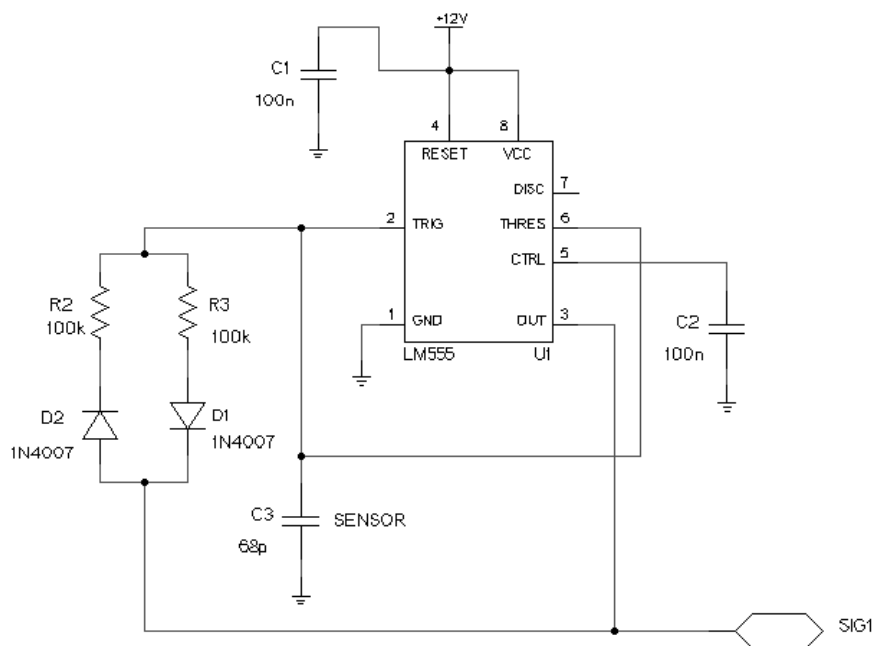


FIGURA 5.1 – Circuito oscilador de frequência controlada por capacitor

O circuito integrado em uso é conhecido como temporizador 555. Este circuito integrado é especialmente projetado para construção multivibradores astáveis, monoestáveis e biestáveis.

Quando o circuito da FIG 5.1 é ligado pela primeira vez, o pino 3 imediatamente sobe para 12V. A diferença de tensão carrega o capacitor C3 (sensor) através de D2 e R2. A diferença de potencial entre os terminais de C3 vai aumentando. Quando a tensão em C3 passa de 8V o pino 6 do temporizador 555 ativa e como consequência a tensão do pino 3 cai imediatamente a 0V. O capacitor C3 começa a descarregar por R3 e D1 e pelo próprio pino 3 que leva a corrente para o terra (pino 1). A diferença de potencial de C3 continua caindo até 4V. Nesta tensão o pino 2 temporizador 555 ativa-se, desligando o pino 6 e ligando o pino 3 que volta a apresentar 12V de tensão. O ciclo então se fecha e continua de forma indefinida.

SENSOR DE PRESSÃO DESENVOLVIDO

No caso da FIG 5.1 o dispositivo se encontra em uma configuração astável gerando na saída do circuito uma onda quadrada com máximo em $12V$ e mínimo em $0V$. A relação entre o tempo em nível lógico ligado e desligado na saída é próxima de 50% e esta se mantém constante independente da capacitância do sensor. A frequência da resposta deste circuito é dependente somente da capacitância do sensor (capacitância C3). Este circuito pode medir uma ampla faixa de capacitâncias sendo que a frequência de saída pode alcançar $600kHz$, suficiente para a medição de capacitâncias tão pequenas quanto $11,6pF$ de acordo com a curva de calibração.

O sinal de saída do circuito oscilador pode ser facilmente lido com auxílio de um osciloscópio. Um procedimento de calibração e os resultados estão mostrados a seguir.

Calibração

Para calibrar o circuito descrito na FIG 5.1, o mesmo foi construído com um adaptador para capacitores no lugar de C3, a posição de instalação do sensor de pressão capacitivo no circuito. Desta forma poderiam ser instalados capacitores de valores conhecidos para a observação do comportamento da saída e construção de uma curva.

Para a calibração, foram instalados capacitores cerâmicos de disco de $10pF$, $33pF$, $47pF$, $66pF$, $100pF$, $120pF$, $150pF$, $330pF$, $33nF$ e $100nF$. Para cada capacitor instalado foi observado o período e a frequência do sinal de saída do oscilador com auxílio de um osciloscópio. Os dados foram compilados no GRA 5.1 visto abaixo.

SENSOR DE PRESSÃO DESENVOLVIDO

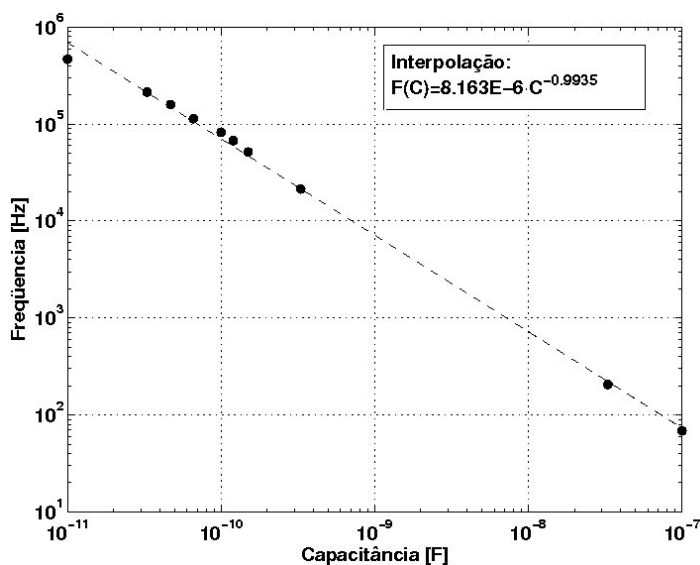


GRÁFICO 5.1 – Calibração do oscilador de frequência controlada por capacitor

Utilizando o método dos mínimos quadrados (AGUIRRE, 2007) adaptado ao uso de equações exponenciais foi possível levantar a curva de tendência deste oscilador que é tal como apontada pela EQUAÇÃO (5.1). A inversa desta é facilmente derivável e foi usada como curva de calibração do oscilador em todos os experimentos.

$$f(C) = 8,163 \cdot 10^{-6} \cdot C^{-0.9935} \quad (5.1)$$

Nota-se pelo GRA 5.1 que a aproximação dada pela EQUAÇÃO (5.1) é bastante satisfatória para capacitâncias acima de $33pF$. Para capacitâncias menores o oscilador aparentemente muda de regime. Por tanto o uso deste oscilador para capacitâncias menores, seria necessário uma outra curva de calibração.

SENSOR DE PRESSÃO DESENVOLVIDO

5.4. Manômetros em U capacitivos

Uma vez que o circuito necessário para medição de capacitância foi construído e calibrado, o próximo passo foi a criação de capacitores variáveis com a pressão.

Para a criação de tais capacitores, primeiramente foi necessária a criação de uma bancada de testes e uma metodologia para ensaios com os sensores. Em seguida, manômetros em U foram adaptados para atuar como capacitores variáveis com a pressão. Devido a algumas dificuldades, mais de um protótipo foi necessário conforme será visto a seguir.

5.4.1 Bancada de testes**Excitador de pressão**

Para a criação de diversas pressões compreendidas no fundo de escala proposto, o equipamento abaixo foi utilizado:

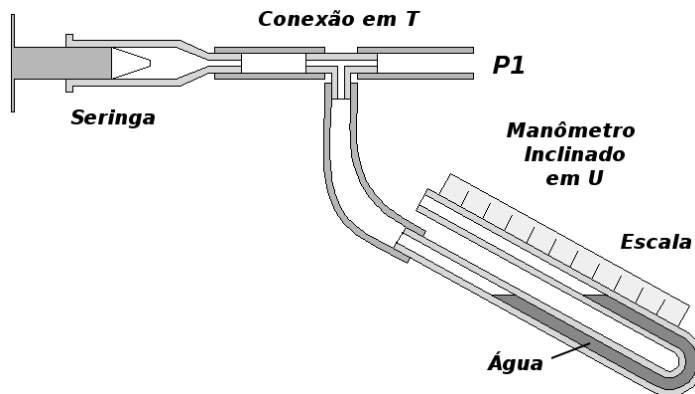


FIGURA 5.2 – Excitador de pressão simples

SENSOR DE PRESSÃO DESENVOLVIDO

Na FIG 5.2 a seringa é usada para aumentar ou diminuir a pressão do ar que entra tanto no manômetro em U quanto a pressão PI do sensor de pressão capacitivo em teste. O valor da pressão PI pode ser calculado usando equacionamento de relação entre altura de coluna de água e pressão lendo-se a escala milimetrada no manômetro em U.

O tamanho da seringa, do manômetro e de sua inclinação foram escolhidos de forma que o excitador pudesse gerar todas as pressões requeridas nos ensaios. Assim sendo o manômetro em U do excitador de pressão foi o padrão adotado para a calibração dos sensores de pressão.

O manômetro em U utilizado apresentava uma inclinação de 15° com um menisco formado de cerca de $5mm$. As medidas foram realizadas utilizando-se o topo do menisco, conferindo uma precisão máxima de $2,53Pa$ para todas as medições de pressão neste trabalho.

Medição da capacitância

Um circuito conforme o descrito pela FIG 5.1 foi montado para que se pudesse medir a capacitância dos sensores construídos.

Arranjo da bancada de testes

Com os componentes acima foi possível montar a bancada de testes esquematizada na FIG 5.3 no laboratório de eletrônica do CEA (Centro de Estudos Aeronáuticos). Todos os sensores ensaiados nesta seção foram testados com auxílio desta bancada.

SENSOR DE PRESSÃO DESENVOLVIDO

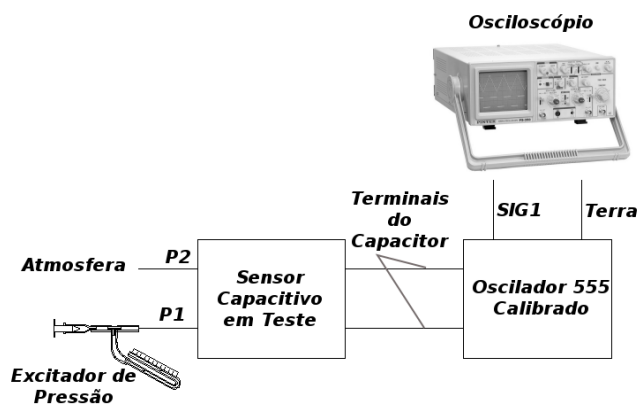


FIGURA 5.3 – Montagem experimental de testes dos sensores capacitivos

Metodologia de teste dos sensores capacitivos

Com a bancada de testes, a seguinte metodologia foi utilizada para determinar a curva de calibração dos sensores capacitivos desenvolvidos.

- i. Instalação do sensor a ser testado na bancada de testes.
- ii. Aplicação da pressão máxima e mínima ao sensor em teste para verificação de funcionamento do sensor. Caso não exista reação no osciloscópio, interromper os testes e procurar por falhas no circuito eletrônico.
- iii. Desconexão do excitador de pressão e permitir que o sensor capacitivo em teste volte ao estado de repouso.
- iv. Levantamento da curva de resposta do sensor através de pressurização progressiva seguida de despressurização. O levantamento inclui conhecimento da histerese do sensor. São utilizados pelo menos dez pontos de ensaio durante o processo.

SENSOR DE PRESSÃO DESENVOLVIDO

5.4.2 Sensor C0

Um primeiro sensor capacitivo foi construindo usando como base um manômetro em U inclinado comum com inclinação fixa de 40° , comprimento de leitura de 140mm e tubo de plástico padrão de $3/16\text{in}$ ($4,7625\text{mm}$) de diâmetro externo. Cerca de $0,4\text{m}$ de fio cobre encapado de $0,5\text{mm}$ de diâmetro é enrolado ao redor do tubo por fora conforme mostrado na FIG 5.4. Um furo é feito no tubo e um segundo fio de cobre de mesmo diâmetro inserido. A ponta deste segundo fio é desprotegida e o arranjo é feito de tal modo que exista sempre contato entre o líquido do manômetro e o fio de cobre. O manômetro é preenchido com uma mistura de água pura com sal cuja massa específica é aproximadamente 1g/cm^3 e a resistividade linear da mistura é $20\Omega/\text{cm}$.

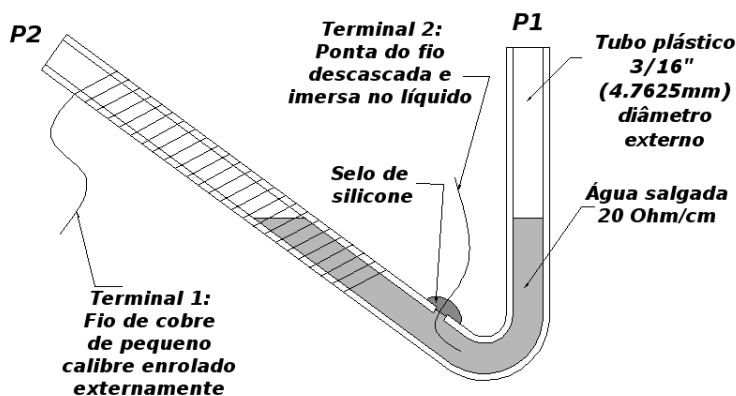


FIGURA 5.4 – Sensor de pressão capacitivo C0

O fio enrolado ao redor do manômetro atua como um dos terminais do capacitor. O fio imerso e o próprio líquido atuam como o segundo terminal do capacitor. O isolante entre os terminais consiste do material do tubo do manômetro (plástico), do isolante do fio enrolado externamente e do ar dentro do tubo. O efeito de variação de capacitância ocorre quando o nível da água dentro do tubo muda em decorrência da alteração de $P1$ em relação a $P2$.

SENSOR DE PRESSÃO DESENVOLVIDO

Este sensor pode ser configurado para medição de pressão de modo unidirecional ou bidirecional simplesmente mudando-se o nível de água no interior do manômetro inclinado em U.

Este tipo de projeto pode ser modificado para sejam possíveis diversas escalas e resoluções bastando modificar a inclinação do manômetro em U, seu comprimento e seu diâmetro. A capacitância estacionária do sensor pode ser ajustada modificando-se o número de voltas do Terminal 1 do capacitor na FIG 5.4.

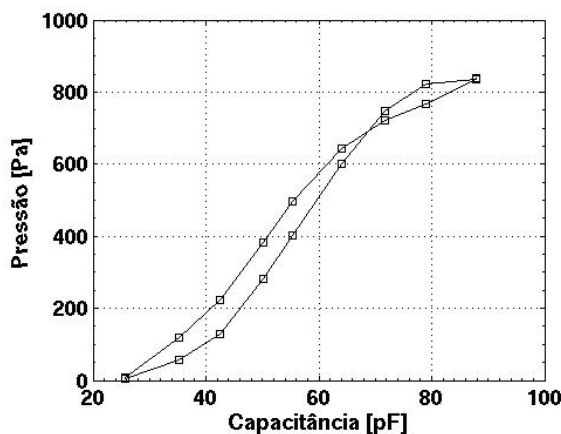


GRÁFICO 5.2 – Calibração do sensor C0

O sensor foi instalado na bancada de testes. Utilizando o excitador de pressão primeiramente aumentou-se a pressão em intervalos regulares até que fosse alcançado o batente superior do sensor de pressão em teste. Em seguida, a pressão foi diminuída em intervalos regulares. O resultado do teste está mostrado no GRA 5.2. Neste, é possível verificar a histerese do sensor na curva de calibração. Pelo afastamento máximo entre as duas curvas, se deduz que a resolução do sensor é de $10Pa$ no fundo de escala de $800Pa$ ou $1,25\%$ do fundo de escala.

O sensor não se mostrou prático uma vez que, após sete dias, o terminal submerso na água com sal apresentou corrosão severa e deixou de conduzir. A resolução do sensor também não

SENSOR DE PRESSÃO DESENVOLVIDO

foi considerada satisfatória. Uma nova forma de se criar um sensor capacitivo a partir de um manômetro em U foi criada e resultou no sensor C1 descrito a seguir.

5.4.3 Sensor C1

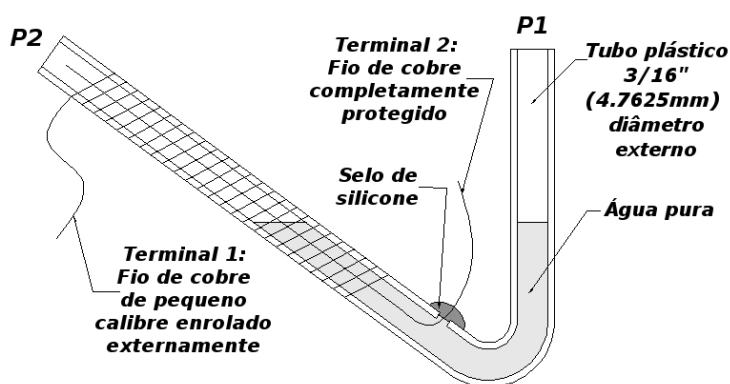


FIGURA 5.5 – Sensor de pressão capacitivo C1

O sensor C1 é uma modificação do sensor C0 que resolve o problema de corrosão. O manômetro em U inclinado que é utilizado como base deste sensor capacitivo é o mesmo do sensor anterior. O terminal 1 do capacitor no sensor C1 é feito da mesma maneira que este é feito no sensor C0. O segundo terminal, entretanto, consiste de um fio de cobre de diâmetro de $0,5\text{mm}$ encapado que percorre o interior manômetro inclinado tal como indicado na FIG 5.5. O líquido do manômetro foi substituído por água pura de massa específica de aproximadamente 1g/cm^3 . Assim sendo, o líquido deixa de ser parte do terminal do capacitor e passa a atuar como um eletrólito capacitivo.

O funcionamento do sensor está esquematizado na FIG 5.6. Como pode ser visto, quando $P1$ é maior que $P2$ o nível do líquido sobe na seção inclinada expulsando o ar do tubo. O aumento do nível da água causa um aumento da capacitância uma vez que o ar é um elemento de menor permissividade do que a água. O inverso ocorre caso $P1$ seja menor que $P2$.

SENSOR DE PRESSÃO DESENVOLVIDO

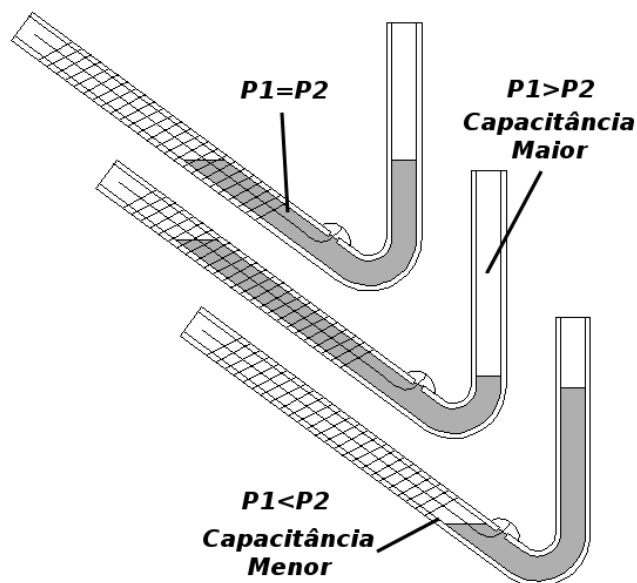


FIGURA 5.6 – Funcionamento do sensor de pressão C1

Do mesmo modo que o sensor C0, o sensor C1 pode ser configurado para medição de pressão de forma unidirecional ou bi-direcional. As mesmas modificações de projeto aplicáveis ao projeto do sensor C0 são válidas para o sensor C1.

Este sensor foi submetido à um procedimento de calibração similar ao realizado no sensor C0 e o resultado pode ser verificado no GRA 5.3. Utilizando o mesmo critério do sensor anterior, verifica-se que a resolução do sensor é de $5Pa$ em um fundo de escala de $500Pa$ ou 1% do fundo de escala.

O sensor tal como apresentado funcionou durante três meses sem que fossem necessários quaisquer tipos de reparos. A resolução do sensor também apresentou melhoria devido ao fato da modificação no projeto ter eliminado o líquido como parte do terminal do capacitor. Uma vez que tanto a eletrônica quanto o sensor capacitivo de pressão se encontravam operacionais foi decidido que um medidor de pressão integrado deveria ser desenvolvido. O resultado foi o sensor C2 descrito nas próximas seções.

SENSOR DE PRESSÃO DESENVOLVIDO

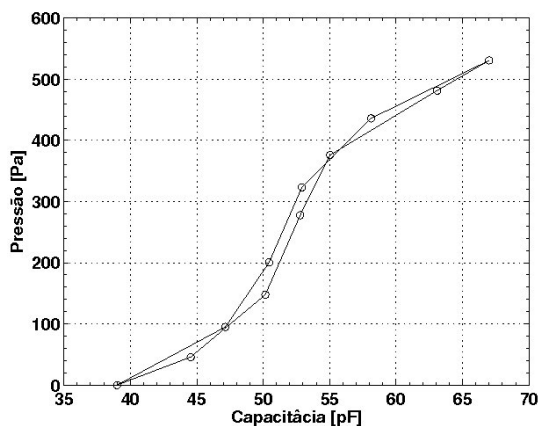


GRÁFICO 5.3 – Calibração do sensor C1

5.5 Conversão de variação em frequência para variação de tensão

Para o protótipo C2 foi decidido que a eletrônica de saída iria se adequar à forma tal como especificada no Capítulo 4. Por tanto existe a necessidade de se desenvolver um conversor de sinais capaz de transformar um sinal de tensão em forma de onda quadrada com informação codificada na frequência de modo analógico em um sinal de tensão contínua com informação contida na amplitude. Este conversor é acoplado à saída do circuito apresentado na FIG 5.1 e o conjunto forma a eletrônica de leitura do sensor C2.

A técnica para a conversão do sinal de frequência em sinal de tensão utilizada neste trabalho utiliza uma malha de captura de fase (*Phase Lock Loop*) como base. A descrição do funcionamento da malha de captura é dada a seguir.

SENSOR DE PRESSÃO DESENVOLVIDO

5.5.1 Malha de captura de fase

Uma malha de captura de fase é um circuito eletrônico capaz de sintonizar o sinal de saída ao sinal de entrada de modo que a diferença de fase entre a entrada e a saída seja conhecida. Este princípio encontra aplicações em circuitos de sincronização de dados e geração de frequências (MISRA, 2001) e consiste de um conjunto de circuitos ligados em malha fechada tal como mostrado no diagrama da FIG 5.7.

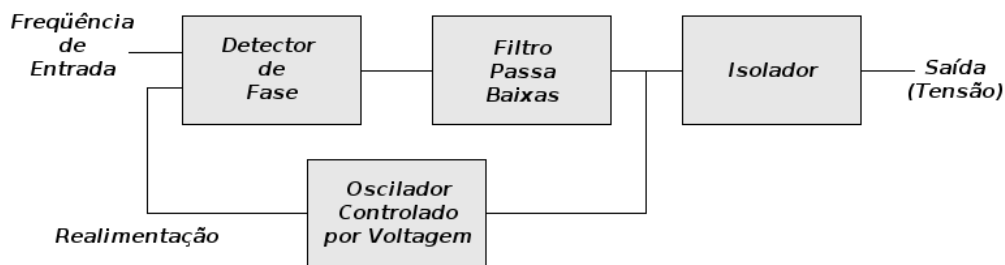


FIGURA 5.7 – Componentes de uma malha de captura de fase

Primeiramente dois sinais em frequência são unidos por um bloco detector de fase. A saída deste bloco é idealmente um sinal que consiste na soma de dois sinais distintos: um sinal de frequência igual a soma das frequências dos dois sinais de entrada e um outro com frequência igual a subtração.

O sinal de saída do detector de fase é inserido em um filtro de frequência passa-baixas eliminando a componente de frequência mais alta da saída do detector de fase. O sinal filtrado de tensão é alimentado no oscilador controlado por voltagem. Este bloco é um oscilador de frequência ajustável conforme a tensão em sua entrada. A saída do oscilador controlado por voltagem é ligada a uma das entradas do detector de fase e completa o sistema de malha fechada.

Após um transiente, a saída do oscilador controlado por voltagem apresentará uma frequência similar à frequência de entrada (o sistema obterá uma trava). Neste caso o sinal após o filtro terá frequência infinitamente baixa, ou seja, uma tensão contínua. Portanto, a saída do filtro é

SENSOR DE PRESSÃO DESENVOLVIDO

um sinal de tensão contínua com amplitude proporcional à frequência de entrada do detector de fase.

Com auxílio de um circuito isolante é possível fazer a leitura deste valor sem perturbar a trava. Este é o princípio de funcionamento do conversor de frequência em tensão utilizado no projeto do sensor C2.

5.5.2 Projeto do conversor de frequência para tensão

O sistema de conversão de frequência para tensão foi construído usando como base principal o circuito integrado do padrão 4046. Este circuito integrado contém os circuitos referentes aos blocos expostos na FIG 5.7 em um único componente (PHILIPS, 1997). O diagrama eletrônico de construção se encontra na FIG 5.8.

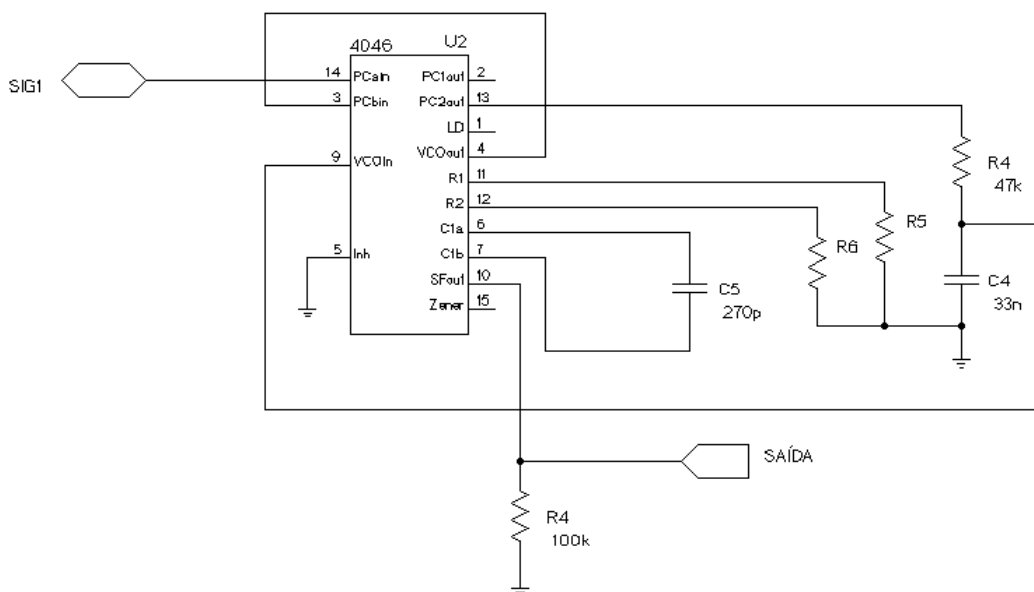


FIGURA 5.8 – Circuito empregando uma malha de captura de fase para conversão de sinal de frequência em sinal de tensão

SENSOR DE PRESSÃO DESENVOLVIDO

No caso de circuitos integrados do padrão 4046 os pinos 14 e 3 são as entradas do detector de fase. O pino 13 é a saída do detector de fase e está ligado a um filtro RC representado por R4 e C4 na FIG 5.8. A saída do filtro RC está conectada a entrada do oscilador controlado por voltagem no pino 9. Os resistores R6 e R5 e o capacitor C5 determinam o comportamento da resposta do oscilador controlado por voltagem. O pino 10 é a saída do circuito que copia a tensão de entrada do pino 9.

Na FIG 5.8 a saída do pino 10 varia em infinitos estados entre $0V$ e $12V$ conforme o sinal inserido em SIG1 (saída analógica). A tensão na saída é diretamente proporcional à frequência na entrada. Os resistores R6 e R5 controlam a razão de proporcionalidade da conversão de frequência em tensão pelo circuito.

Nos circuitos montados, os resistores R6 e R5 foram substituídos por potenciômetros para que a tensão de saída pudesse ser configurada conforme a capacitância dos sensores instalados no oscilador (FIG 5.1). Desta forma, independentemente do tamanho da variação de capacitância dos sensores, o tamanho da variação de tensão na saída seria de $0V$ a $12V$ aproximadamente. Esta solução faz com que o circuito seja flexível o suficiente para ser usado com diversos tipos de sensores capacitivos.

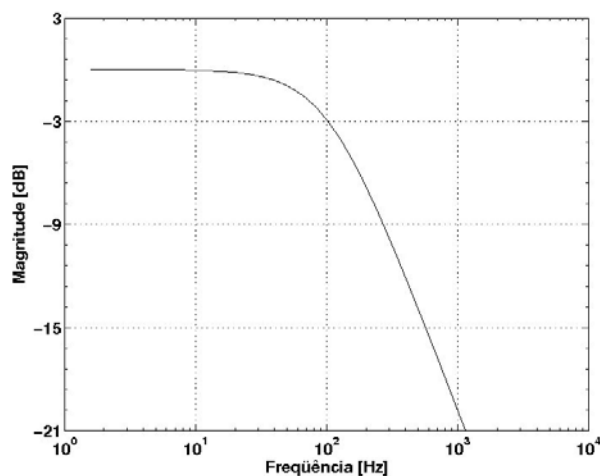


GRÁFICO 5.4– Resposta em frequência do filtro RC construído no circuito de malha de captura de fase

SENSOR DE PRESSÃO DESENVOLVIDO

O filtro RC do circuito da FIG 5.8 foi dimensionado para que apresentasse o comportamento tal como mostrado no GRA 5.4. Neste gráfico repara-se que o filtro retira sinais com frequências superiores a 100Hz . A frequência de corte do filtro é cerca de mil vezes menor do que a menor frequência possível para o oscilador no caso de um sensor C1 instalado (103kHz). Deste modo o filtro impede que a malha de captura de fase entre em ressonância com sua entrada permitindo que o sistema atinja uma trava. De forma similar, o filtro impede que variações na oscilação superiores a 100Hz sejam mensuráveis, sendo esta a frequência máxima da pressão medida por esta eletrônica.

5.6 Projeto C2

Descrição do sistema

O objetivo deste sistema foi criar um conjunto de cinco sensores de pressão manométricos capacitivos independentes. O número de sensores foi escolhido de modo que pudesse ser possível a medição de todas as tomadas de pressão do protótipo do medidor de ângulo de ataque descrito no Capítulo 6. Outro objetivo deste sistema foi melhorar a qualidade das medições de pressão em relação aos protótipos C0 e C1 por meio de uma construção mais cautelosa.

O projeto mecânico do sistema C2 está exibido na FIG 5.9. Cinco manômetros em U são transformados em sensores de pressão capacitivos do tipo C2 conforme descrito a seguir. A inclinação dos manômetros é configurável variando-se a altura dos dois suportes por meio de porcas. Para que os sensores de pressão sejam independentes, cada sensor é ligado a um circuito eletrônico de medição individual. O circuito eletrônico de medição emprega o conversor de frequência em tensão conforme discutido anteriormente. Um diagrama de blocos do circuito eletrônico de medição se encontra na FIG 5.10. Cada sensor independente foi nomeado de A até E. Existe apenas uma saída para a leitura no sistema C2. Um sistema de chaves seleciona qual sensor será lido na saída. A alimentação da eletrônica dos canais A até

SENSOR DE PRESSÃO DESENVOLVIDO

E é feita em paralelo através da mesma fonte. Um diagrama elétrico do sistema C2 se encontra na FIG 5.11.

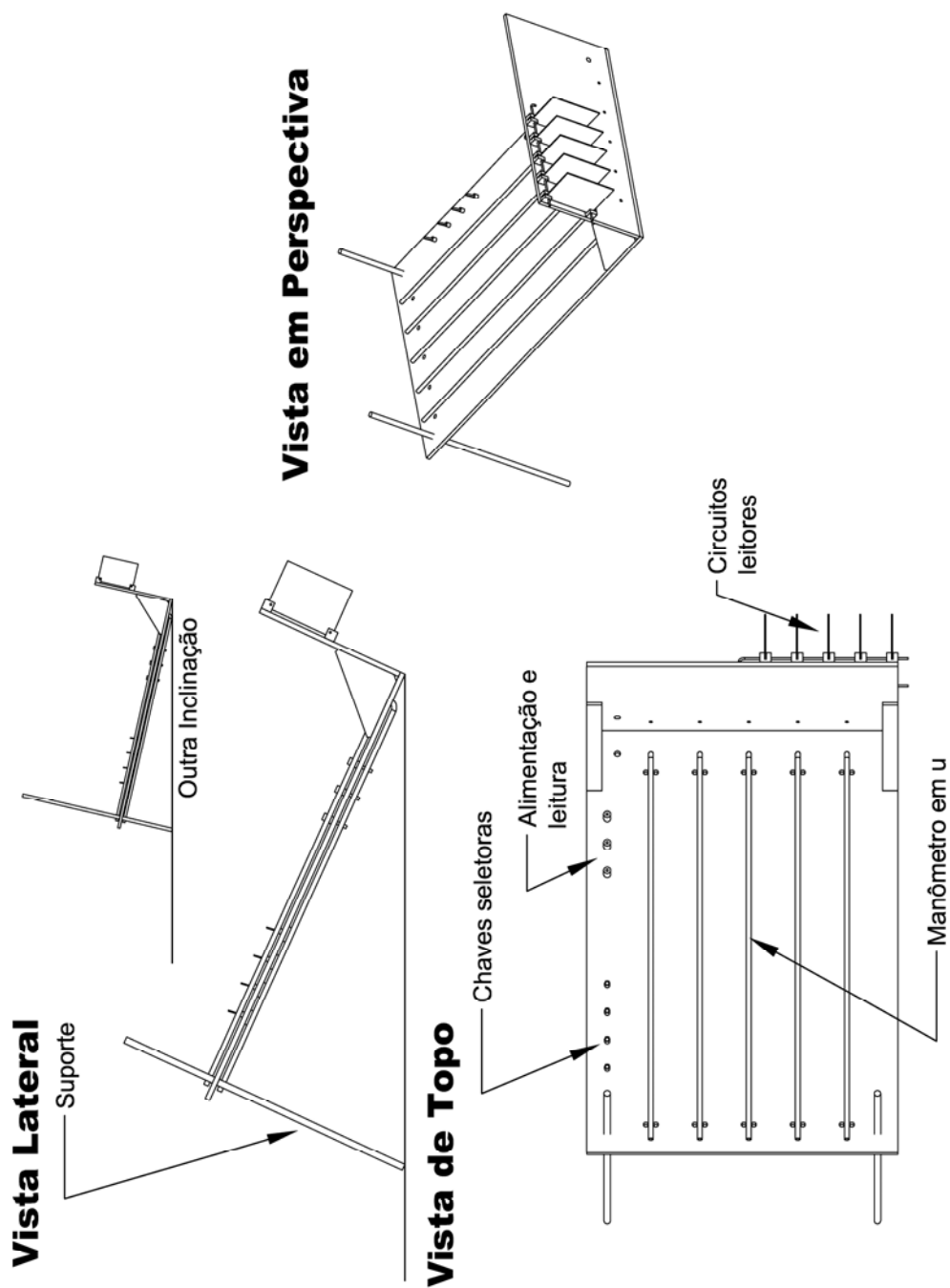


FIGURA 5.9 – Plantas do sistema C2

SENSOR DE PRESSÃO DESENVOLVIDO

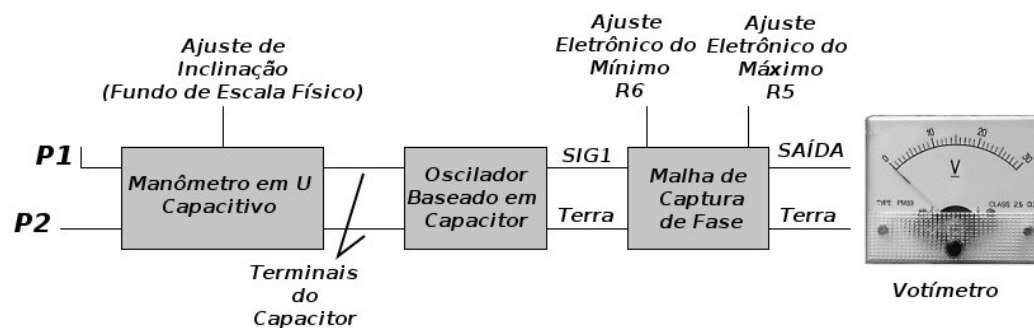


FIGURA 5.10 – Sensor de pressão capacitivo individual do sistema C2

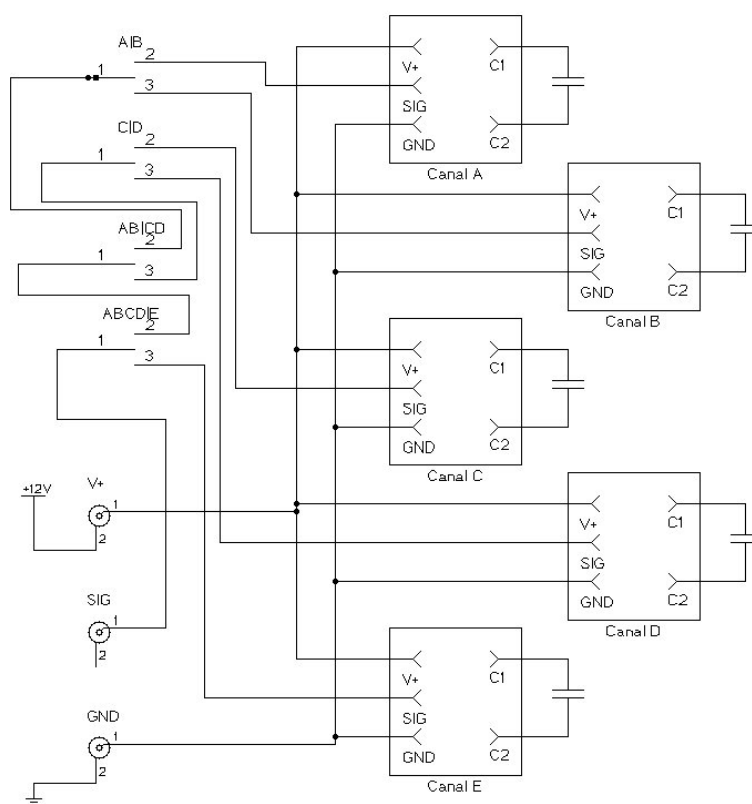


FIGURA 5.11 – Diagrama de ligação elétrica do sistema C2

SENSOR DE PRESSÃO DESENVOLVIDO

Sensor de pressão C2

O manômetro em U capacitivo utilizado no sistema C2 é uma modificação do sensor capacitivo C1. No sistema C2, o sensor capacitivo foi construindo usando como base um manômetro em U inclinado comum com inclinação variável, comprimento de leitura de 350mm e tubo de plástico padrão de $3/16\text{in}$ (4.7625mm) de diâmetro externo. Cerca de 1m de fio cobre de $0,5\text{mm}$ de diâmetro encapado é enrolado ao redor do tubo por fora, compondo o terminal 1 do capacitor. Um fio de cobre encapado de mesmo calibre é inserido por dentro do manômetro em U conforme diagramando na FIG 5.12. Água pura com massa específica de aproximadamente 1g/cm^3 preenche o manômetro em U.

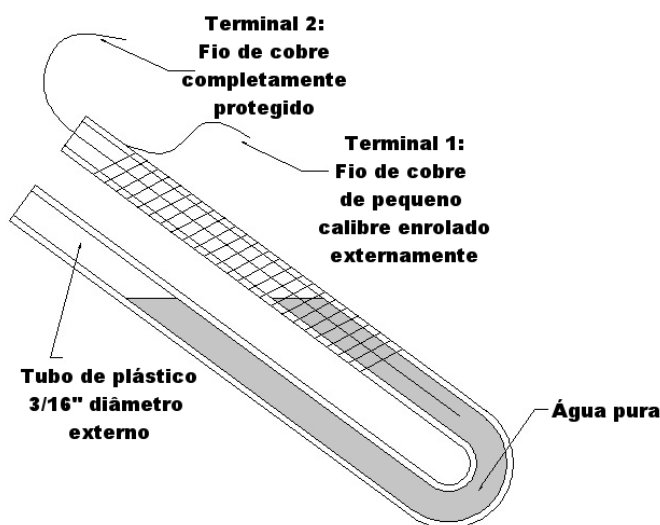


FIGURA 5.12 – Sensor de pressão capacitivo C2

O funcionamento do sensor capacitivo C2 é análogo ao funcionamento do sensor capacitivo C1.

SENSOR DE PRESSÃO DESENVOLVIDO

Configuração do sistema C2

No diagrama de blocos dos sensores (FIG 5.10) está indicado que cada sensor de pressão tem um ajuste mecânico e dois ajustes eletrônicos do fundo de escala. O ajuste mecânico do fundo de escala sensor de pressão corresponde ao ajuste de inclinação da estrutura. Este ajuste é, portanto, comum a todos os sensores. O ajuste eletrônico do fundo de escala é composto pelos potenciômetros do circuito eletrônico. Este ajuste permite variar o comprimento de leitura do manômetro em U, sendo possível escolher apenas uma região do manômetro para uma leitura mais precisa da pressão.

Ao todo, o sistema C2 possui onze possíveis ajustes. Para que este sistema possa ser facilmente utilizado, uma metodologia de configuração foi desenvolvida:

- i. Ajuste do ângulo dos manômetros em U de tal forma que a água que os preenche fique sempre dentro da região coberta pelo terminal 1 de cada um dos manômetros em U individuais durante a tomada de dados.
- ii. Ajuste em cada canal os valores dos resistores para que a região de leitura eletrônica seja mais ampla do que a variação de altura da coluna de água durante o experimento.

O ajuste dos resistores dos canais individuais é feito conforme a seguinte rotina:

- i. Instalação de um multímetro configurado para medir tensão na saída do sistema C2.
- ii. Instalação do excitador de pressão em uma das entradas de pressão do canal que está sendo configurado.
- iii. Ajuste de R5 e R6 para a posição de menor resistência.
- iv. Levar o sensor capacitivo para a posição de máxima capacitância (nível de água mais alto durante o experimento) utilizando a seringa do excitador de pressão.
- v. Ajuste de R6 para que a leitura no multímetro seja próxima de 0V.
- vi. Levar o sensor capacitivo para a posição de mínima capacitância (nível de água mais baixo durante o experimento) utilizando a seringa do excitador de pressão.
- vii. Ajuste de R5 para que a leitura no multímetro seja próxima de 12V.

SENSOR DE PRESSÃO DESENVOLVIDO

viii. Repetir o mesmo procedimento para cada um dos cinco canais de pressão.

Calibração do sistema C2

Uma vez que o sistema C2 possui cinco canais medidores de pressão independentes, são necessárias cinco curvas de calibração distintas. Nota-se que estas curvas de calibração somente são válidas para um determinado ajuste do sistema. Caso seja modificado qualquer um dos onze parâmetros ajustáveis do sistema, um novo conjunto de curvas deve ser levantado.

O conjunto de curvas no GRA 5.5 representa um conjunto de curvas de calibração do sistema C2 durante os ensaios do sensor de ângulo de ataque no túnel de vento. No caso deste gráfico, a inclinação do instrumento estava ajustada para 17° e a região de leitura eletrônica em todos os sensores de pressão foi configurada para $350mm$ (máxima).

Pode ser observado que a característica de histerese em cada um dos canais do sistema C2 é superior à histerese apresentada no sensor C1. A pior característica de histerese está no canal A que provoca uma resolução de $10Pa$ em $1000Pa$ ou resolução de 1% do fundo de escala de acordo com o método descrito para o sensor C0.

Nota-se também que a resposta do circuito tem a forma de uma equação de segunda ordem. Uma linearização conforme o método dos mínimos quadrados apresentado por AGUIRRE (2007) é aplicada ao GRA 5.5 gerando o GRA 5.6.

SENSOR DE PRESSÃO DESENVOLVIDO

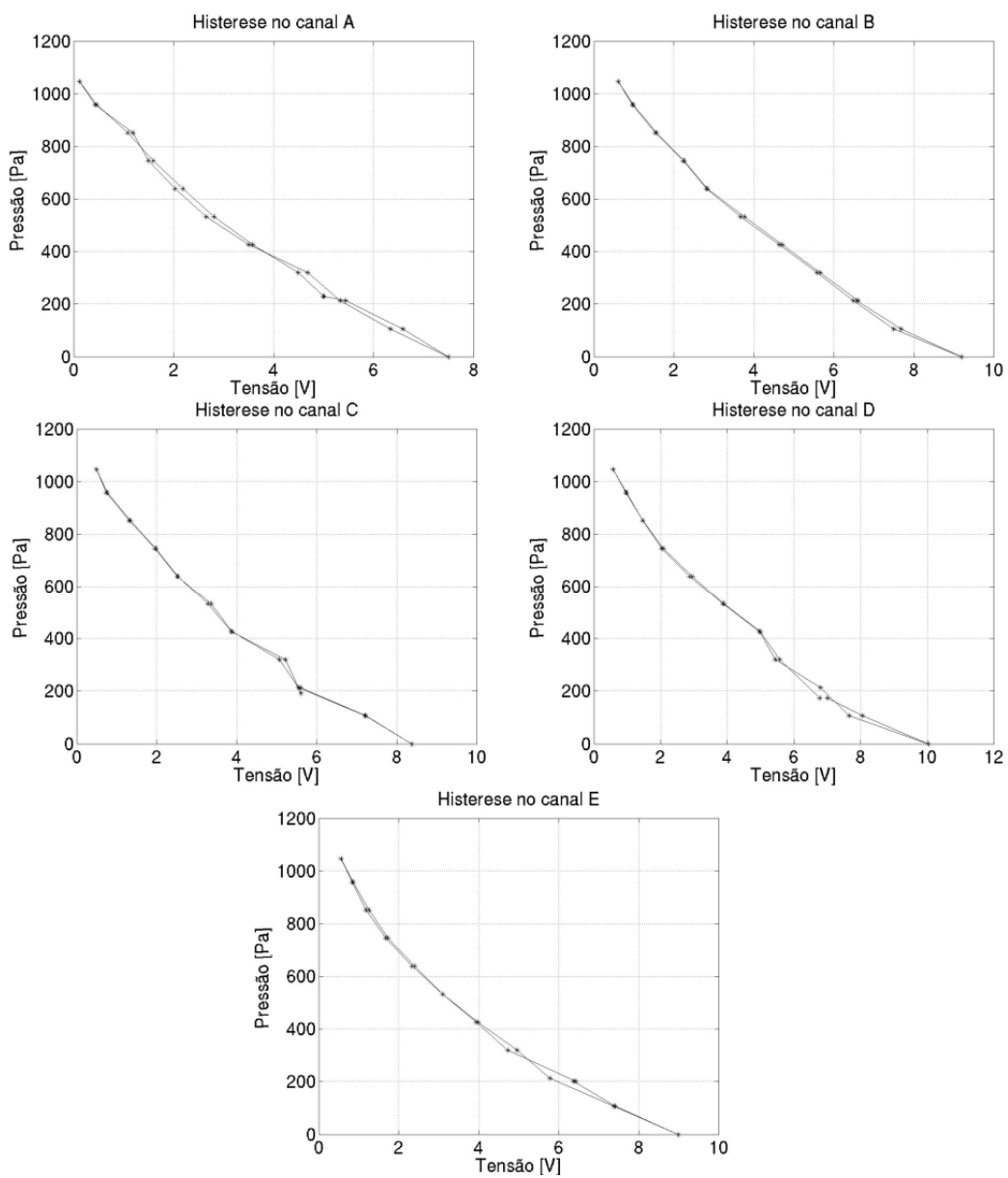


GRÁFICO 5.5 – Histerese no sistema C2 durante um teste no túnel de vento

SENSOR DE PRESSÃO DESENVOLVIDO

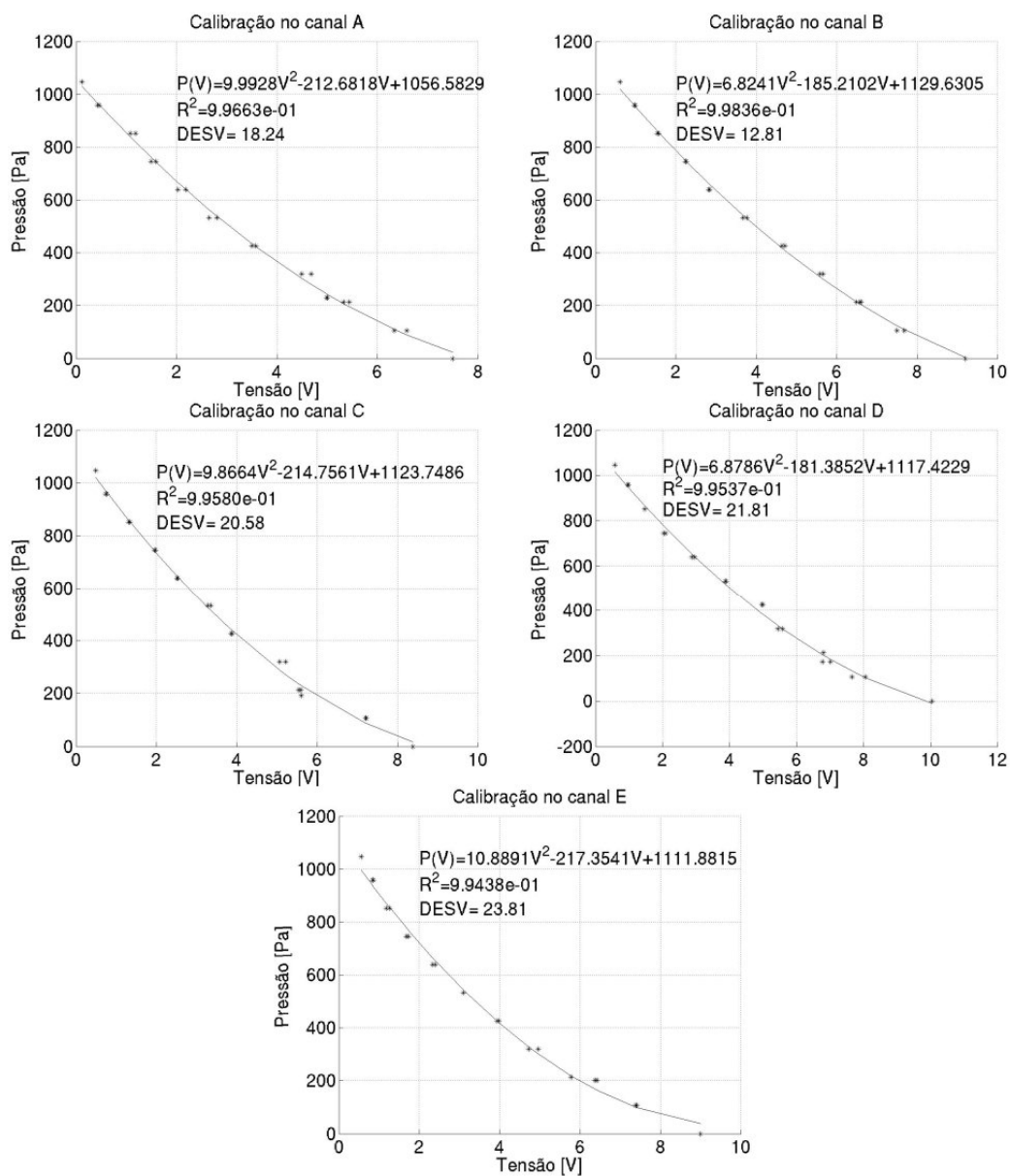


GRÁFICO 5.6 – Linearização da calibração do sistema C2 durante um teste no túnel de vento

SENSOR DE PRESSÃO DESENVOLVIDO

5.7 Sensor A

Conforme pôde ser visto nas seções anteriores, os sensores capacitivos C0, C1 e C2 foram baseados em manômetros em U. Estes tipos de sensores só podem ser utilizados em aplicações estáticas tais como bancadas de medição de pressão. Para aplicações embarcadas, um projeto de sensor seco é necessário.

No Capítulo 3 foi descrito uma abordagem de sensor capacitivo que pode ser utilizada em aplicações embarcadas. Uma modificação daquele sensor consistiu no projeto do sensor A. Este sensor está apresentado na FIG 5.13. A carcaça do sensor consiste da união de dois adaptadores hidráulicos: um adaptador macho de mangueira de $1/4\text{pol}$ ($6,35\text{mm}$) para macho $1/2\text{pol}$ ($12,7\text{mm}$) ($P1$) e um adaptador fêmea de $9/16\text{pol}$ ($14,2875\text{mm}$) para macho de $1/4\text{pol}$ ($6,35\text{mm}$) ($P2$). Para assegurar a vedação cola a base de silicone foi empregada. Uma folha de alumínio fina foi colada com ciano-acrilato à base do adaptador $P1$. A folha de alumínio isola duas câmaras quando o sensor é fechado. Um furo é feito na lateral do adaptador $P2$ usando-se broca fina de $0,5\text{mm}$ na posição indicada. Um fio fino encapado é passado pelo furo e a ponta dele é manualmente dobrada na forma de uma espiral plana que é colada ao diafragma de alumínio usando-se fita isolante. Os adaptadores são unidos e vedados. O fio é esticado e o furo no adaptador $P2$ é vedado com silicone. Durante a construção, cuidado é tomado para que o diafragma de alumínio mantenha contato elétrico efetivo com a carcaça tanto do adaptador $P1$ quanto do adaptador $P2$.

SENSOR DE PRESSÃO DESENVOLVIDO

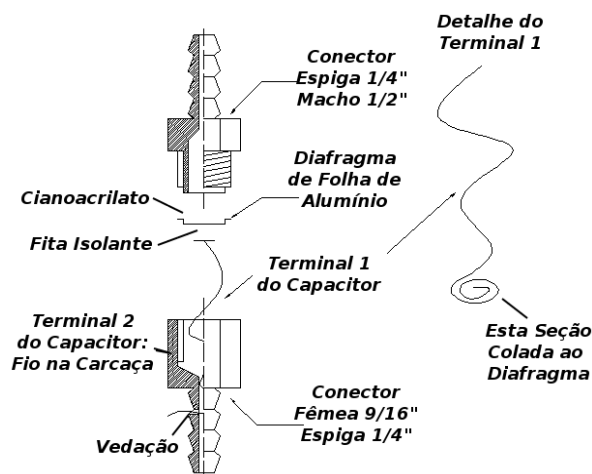


FIGURA 5.13 – Protótipo de sensor de pressão A

O fio protegido atua como terminal 1 do capacitor. O outro terminal consiste da soma dos adaptadores (carcaça) e a folha de alumínio. A fita isolante e a capa do fio atuam como meio não condutor entre os terminais do capacitor.

O efeito de variação da capacitância pode ser entendido observando-se a FIG 5.14. Quando P_1 é maior que P_2 o terminal 1 do capacitor se curva na direção do adaptador metálico de P_2 . Como o adaptador metálico de P_2 é a maior massa do terminal 2 do capacitor, a deformação do terminal 1 representa uma diminuição de distância entre os terminais. Portanto, de acordo com a EQ (3.7), a capacitância do sistema deve aumentar. O inverso ocorre caso P_2 seja maior que P_1 .

Neste sensor, devido à assimetria das peças é possível determinar se a pressão aplicada em P_1 é maior ou não do que a pressão aplicada em P_2 . É possível também aplicar reversão de pressão neste projeto. A resposta deste sensor é possivelmente não linear uma vez que existem três partes no terminal 2 do capacitor e cada uma delas contribui para a capacitância final do sistema.

SENSOR DE PRESSÃO DESENVOLVIDO

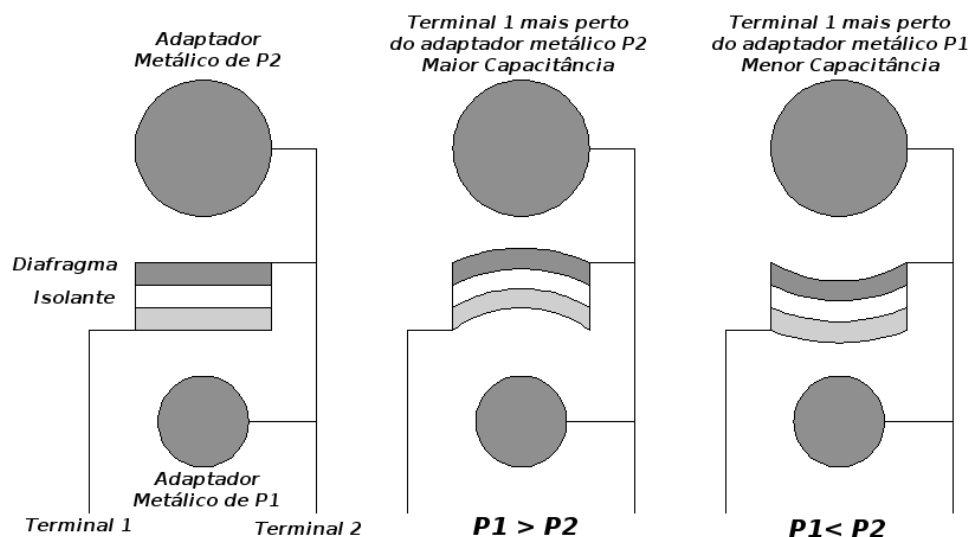


FIGURA 5.14 – Diagrama de funcionamento do sensor de pressão A

O sensor representado funcionou em laboratório durante alguns testes de toque no diafragma, entretanto dados não puderam ser obtidos devido a problemas com a colagem do terminal 1 ao alumínio. O problema não foi resolvido em tempo hábil para ser incluído nesta monografia, sendo este sensor uma sugestão de capacitor variável com pressão possível de ser embarcado em aeronaves.

6. DESENVOLVIMENTO DA FORMA DO SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

6.1 Introdução

Conforme definido no Capítulo 4 o sensor de ângulo de ataque utilizará o princípio de medição por diferencial de pressão e será um sensor axial de medição.

Constata-se na revisão bibliográfica (Capítulo 2) que o diferencial de pressão medido deveria variar com a pressão dinâmica do escoamento. Por este motivo, o sensor de ângulo de ataque por diferencial de pressão deve ser específico para o uso em um intervalo de pressões dinâmicas. O intervalo considerado neste trabalho é definido entre $50Pa$ e $1040Pa$ (Capítulo 4), equivalentes ao intervalo de velocidades de $10m/s$ a $40m/s$.

Uma vez que equacionamento analítico apropriado não foi encontrado durante a revisão, foi decidido empregar análise por de dinâmica de fluidos computacional (*CFD*) para o dimensionamento do sensor de ângulo de ataque. Por meio desta técnica, determina-se a distribuição de pressão na superfície do sensor de ângulo de ataque para uma dada geometria. Com este dado, as formas geométricas do sensor podem ser comparadas em termos de sensibilidade e a melhor poderia ser escolhida para construção e ensaio.

Tendo em vista as múltiplas considerações anteriores, um método para orientar a criação do sensor de ângulo de ataque por diferencial de pressão teve que ser definido. Este método está descrito a seguir.

DESENVOLVIMENTO DA FORMA DO SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

6.2 Método para a criação do sensor de ângulo de ataque

O diagrama apresentado na FIG 6.1 resume os passos que foram tomados para a criação e estudo do sensor de ângulo de ataque.

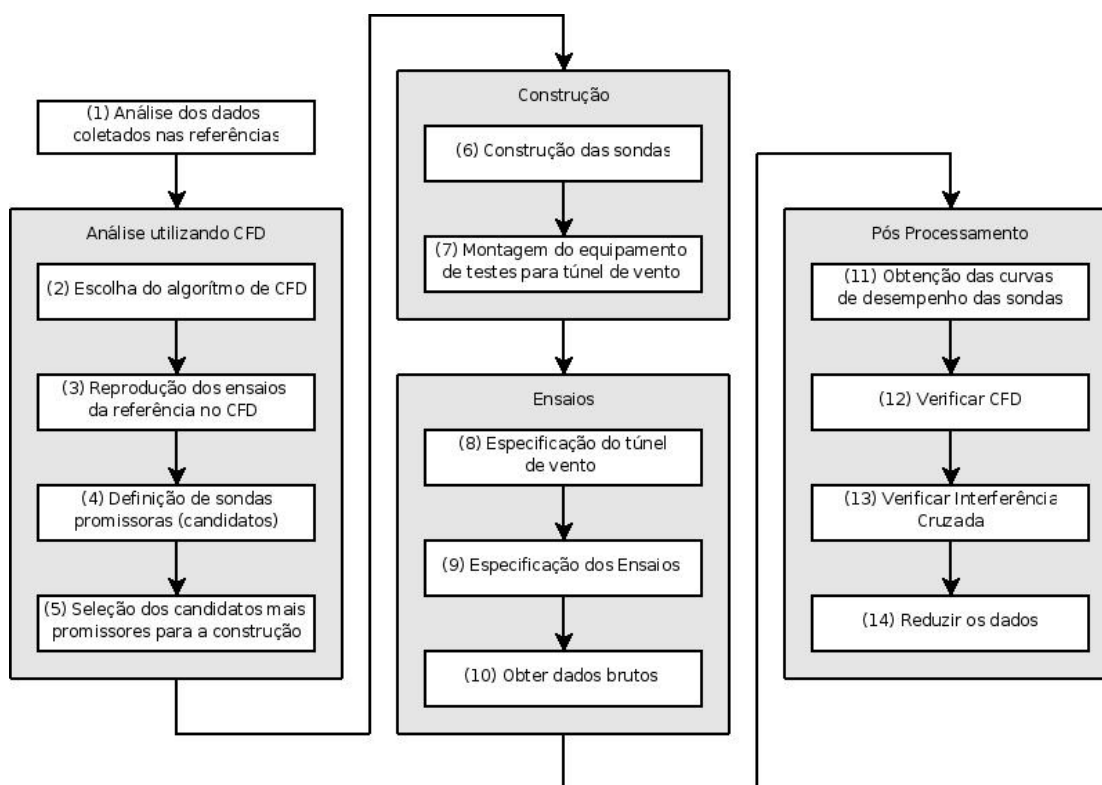


FIGURA 6.1 – Passos para o projeto de um sensor de ângulo de ataque por diferencial de pressão

Conforme pode ser visto, o processo de criação foi linear e apresentou quatro fases: análise das sondas por meio de CFD, construção, ensaios em túnel e pós processamento.

O primeiro passo para a análise de CFD consistiu da escolha do algoritmo de cálculo. Esta tarefa requer alguma compreensão da metodologia de solução empregada pelos diferentes algoritmos disponíveis. Uma vez que o algoritmo foi selecionado, os casos encontrados nas referências foram simulados para que fossem conhecidos os erros entre ensaio em túnel e

DESENVOLVIMENTO DA FORMA DO SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

simulação. O conhecimento deste erro permite fixar uma ligação entre os dados simulados e os resultados experimentais. Em seguida uma série de sondas potencialmente promissoras foram elaboradas e testadas. Os resultados destas sondas foram comparados e estabeleceu-se uma melhor sonda para a construção, encerrando a fase de análise das sondas.

A construção das sondas veio a seguir. Durante esta fase foram constuídas as sondas e também o equipamento de testes para o túnel de vento.

O próximo passo foi a realização dos ensaios. Uma fase preparatória para os ensaios consistiu de uma série de testes para o conhecimento das capacidades do túnel de vento disponibilizado para este trabalho. Em seguida, uma série de ensaios foi especificada para uma maior eficiência durante a tomada dos dados de calibração. Por fim, os ensaios especificados foram executados e dados foram levantados.

Por último, uma fase de pós-processamento dos dados foi conduzida. Durante esta fase foram obtidas curvas de desempenho para as sondas testadas. Também foram efetuadas comparações entre os resultados teóricos e os resultados experimentais obtidos em túnel e foram feitos levantamentos sobre como a medição do ângulo de ataque interfere na medição do ângulo de derrapagem (interferência cruzada). Por fim, uma redução dos dados das sondas foi efetuada, visando a obtenção de uma única curva de desempenho para as mesmas.

As primeiras três fases do processo anteriormente descrito estão contidas neste capítulo. A última fase está descrita no capítulo a seguir.

6.3 Análise dos dados contidos na referência

Os dados encontrados para sensores de ângulo de ataque por diferencial de pressão se encontram no Capítulo 2 deste trabalho. Estes sensores (sondas) são comparados com base em sua sensibilidade, ou seja, na primeira derivada da curva ângulo de ataque (α) versus diferencial de pressão entre as tomadas sobre a pressão dinâmica do escoamento ($\Delta P_{12}/q$). Valores mais altos de sensibilidade permitem sensores de pressão menos sensíveis e tornam a construção do sistema medidor mais simples.

Na revisão bibliográfica ficou determinado que a sonda B apresenta a maior sensibilidade em velocidades baixas em comparação com as demais sondas (TAB 2.1). Este resultado é obtido em Mach 0,35. Observando-se o padrão das demais sondas é possível afirmar que quanto menor o número de Mach maior será a sensibilidade de uma dada sonda. A sonda B então é potencialmente mais sensível na faixa de Mach entre 0,029 até 0,12. Porém os resultados encontrados não confirmam esta hipótese.

A sonda C é a segunda sonda mais sensível. A sonda C é notavelmente similar à sonda B exceto pelo posicionamento das tomadas de pressão (FIG 2.8). Comparando-se estas duas sondas é possível estipular que aumentando-se o ângulo entre as tomadas de pressão pode-se aumentar a sensibilidade da sonda. Novamente, os resultados na revisão bibliográfica não são suficientes para suportar tal hipótese.

Observa-se também que sondas cônicas apresentam sensibilidade menor do que as sondas em formato hemisférico se forem considerados os resultados para as sondas B até F que foram testadas em mesmas velocidades.

Por fim, observando os dados contidos na revisão bibliográfica, nada se pode afirmar sobre o desempenho das sondas prismáticas uma vez que nenhum dado foi encontrado. Estas sondas podem ser ou não mais sensíveis que a sonda B e, dada sua forma prismática, estas são mais fáceis de serem construídas.

DESENVOLVIMENTO DA FORMA DO SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

As hipóteses levantadas anteriormente requerem uma investigação e, para tanto, o método de cálculo por dinâmica de fluidos (*CFD*) foi empregado. Uma vez que tais pontos estejam esclarecidos é possível escolher uma sonda de maior sensibilidade que por sua vez apresente maior possibilidade de sucesso durante os ensaios no túnel de vento. A análise das sondas utilizando código computacional está descrita a seguir.

6.4 Análise de sondas utilizando código computacional

6.4.1 Introdução

O uso de cálculo computacional se justifica na medida que dados adicionais aos levantados durante a revisão podem ser obtidos em um tempo menor do que a alternativa representada por uma exaustiva campanha de ensaios em túnel de vento.

Entretanto, o uso de cálculo numérico apresenta seus próprios desafios sendo que os resultados podem variar conforme o problema estudado e o método utilizado (ANDERSON, 1995). Neste aspecto, para um mesmo problema e método, a discretização, o critério de convergência e a até mesmo a precisão da mantissa computacional da máquina podem alterar os resultados. Deste modo, é esperado que o cálculo numérico produza resultados diferentes dos resultados experimentais.

Para que o método numérico seja útil, é necessário que seja estudada grandeza do erro do método em questão em relação a um problema aerodinâmico bem documentado. As curvas de sustentação do perfil NACA 0012 e a distribuição de pressão ao redor de um cilindro são exemplos de problemas aerodinâmicos geralmente utilizados como referência (ANDERSON, 1991 e HOERNER, 1965).

Neste trabalho, para a simulação computacional de escoamentos ao redor de sondas de ângulo de ataque, o primeiro passo foi escolher um algoritmo. O passo seguinte foi conhecer o erro

DESENVOLVIMENTO DA FORMA DO SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

deste algoritmo em relação a problemas bem documentados. Neste âmbito, foram utilizados os dados de GRACEY (1958) como fonte de comparação. Em seguida, algumas sondas promissoras puderam ser simuladas e comparadas para um posterior teste em túnel de vento. Este processo está descrito a seguir.

6.4.2 Algoritmo de cálculo selecionado

Para o cálculo da distribuição de pressão em torno de corpos tais como sondas de ângulo de ataque por diferencial de pressão é necessário que algoritmo seja capaz de modelar escoamentos tri-dimensionais já que as sondas têm baixa razão de aspecto.

É desejável também que o algoritmo de cálculo modele a camada limite do escoamento uma vez que esta modifica a forma aparente da sonda ao escoamento. Nas condições de velocidade apontadas pelo Capítulo 4 é de se esperar uma grande interferência da camada limite devido ao baixo número de Reynolds.

O algoritmo também deve ser robusto o suficiente para não apresentar problemas de convergência. Esta restrição se aplica principalmente à altos ângulos de ataque onde o escoamento ao redor da sonda se assemelha ao escoamento ao redor de um cilindro (FIG 6.2), com formação de estruturas vorticiais não permanentes e de grande intensidade.

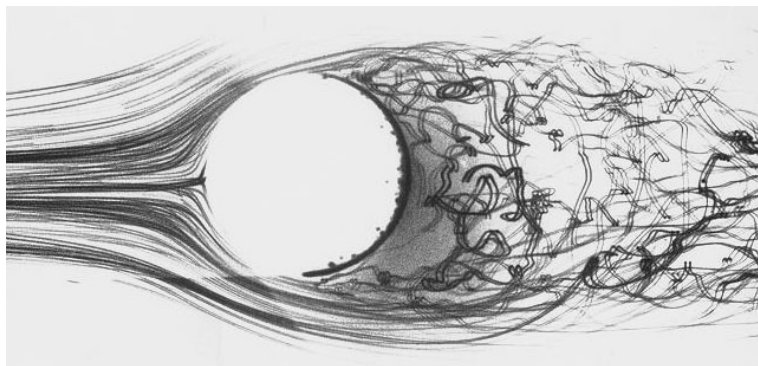


FIGURA 6.2 – Escoamento ao redor de um cilindro

DESENVOLVIMENTO DA FORMA DO SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

Neste trabalho foi utilizado o método dos painéis tri-dimensional para a obtenção da distribuição de pressão ao redor da sonda quando submetida a escoamentos subsônicos. Este método foi utilizado por OLIVEIRA (2001) para a determinação do gradiente de pressão na fuselagem do CEA308. O algoritmo é baseado na simplificação da equação da conservação da quantidade de movimento no modelamento de Navier-Stokes e também é conhecido como método do cálculo potencial (ANDERSON,1991). Neste caso, a equação de Navier-Stokes sofre simplificações assumindo-se massa específica constante para o ar e viscosidade nula. O resultado das simplificações está expresso pela EQ (6.1).

$$\nabla^2 \phi = 0 \quad (6.1)$$

O campo potencial de velocidades (ϕ) deve obedecer a EQ (6.1) para que este seja a solução do problema em estudo no método do cálculo potencial. As velocidades do campo são extraídas através da derivada do campo (função gradiente) e o campo de pressão é conhecido utilizando-se o equacionamento de Bernoulli representado pela EQ (6.2).

$$p_{inf} = p_{loc} + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \quad (6.2)$$

Para o cálculo numérico, primeiramente a superfície do corpo é discretizada em uma série de quadriláteros. Nos vértices destes são posicionadas singularidades (fontes ou sumidouros) de intensidade desconhecida. A velocidade normal em cada quadrilátero deve ser nula na solução do problema (condição de contorno). Através da condição de contorno pode ser determinada a intensidade das singularidades antes desconhecidas. Com o valor das singularidades é possível determinar o campo de potencial de velocidades e em seguida a distribuição de pressão.

Este método requer apenas malhas superficiais para o cálculo do escoamento ao redor de uma dada geometria. Isto faz com que o tempo de cálculo seja consideravelmente menor do que as técnicas que envolvem modelamento do volume de fluido. As malhas superficiais também são mais fáceis de serem construídas. Porém, o algoritmo potencial não modela camada limite, escoamento turbulento ou descolamentos pois estes são fenômenos onde a viscosidade é dominante ou significativa frente à quantidade de movimento. Também, o algoritmo deve ser simplificado para uma simulação mais precisa de escoamentos compressíveis..

DESENVOLVIMENTO DA FORMA DO SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

Mesmo com as restrições descritas, o método foi escolhido, sobretudo devido ao fato de que nas pressões dinâmicas definidas no Capítulo 4 existe pouca compressão do ar e por tanto pode-se assumir um escoamento incompressível. Ainda assim a ausência da viscosidade se reflete em um grande erro computacional, principalmente nas situações de ângulo de ataque elevado. Mesmo com estas restrições, é possível diferenciar as sondas com maior sensibilidade por meio de comparação entre os resultados.

6.4.3 Comparação entre os resultados numéricos e os dados extraídos da referência

Geração automática de malhas

Conforme discutido anteriormente, soluções de *CFD* podem variar de acordo com a discretização das malhas. Assim sendo, antes de realizar comparações entre resultados do algoritmo selecionado e os dados contidos em GRACEY (1958) foi criado um método padrão para a definição das malhas de entrada no qual é possível controlar o tamanho da discretização. Este método consiste na criação de funções geratrizes de malhas automáticas onde uma malha referente a uma geometria de sonda pode ser definida através de uma série finita de parâmetros. O detalhamento destas funções está descrito nesta seção.

Para a criação das funções geratrizes de malha primeiramente foi decidido quais classes de sondas de ângulo de ataque deveriam ser simuladas. As sondas apresentadas neste trabalho podem ser classificadas como sondas de revolução ou sondas prismáticas de tronco de pirâmide de base quadrada. Deste modo foram criadas duas funções geratrizes de malhas, cada uma específica a um tipo de classe. Estas funções foram criadas em MATLAB™ e os algoritmos de criação estão descritos a seguir.

DESENVOLVIMENTO DA FORMA DO SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

Malhas de corpos de revolução

O algoritmo para a criação de malhas de corpos de revolução está resumida na FIG 6.3.

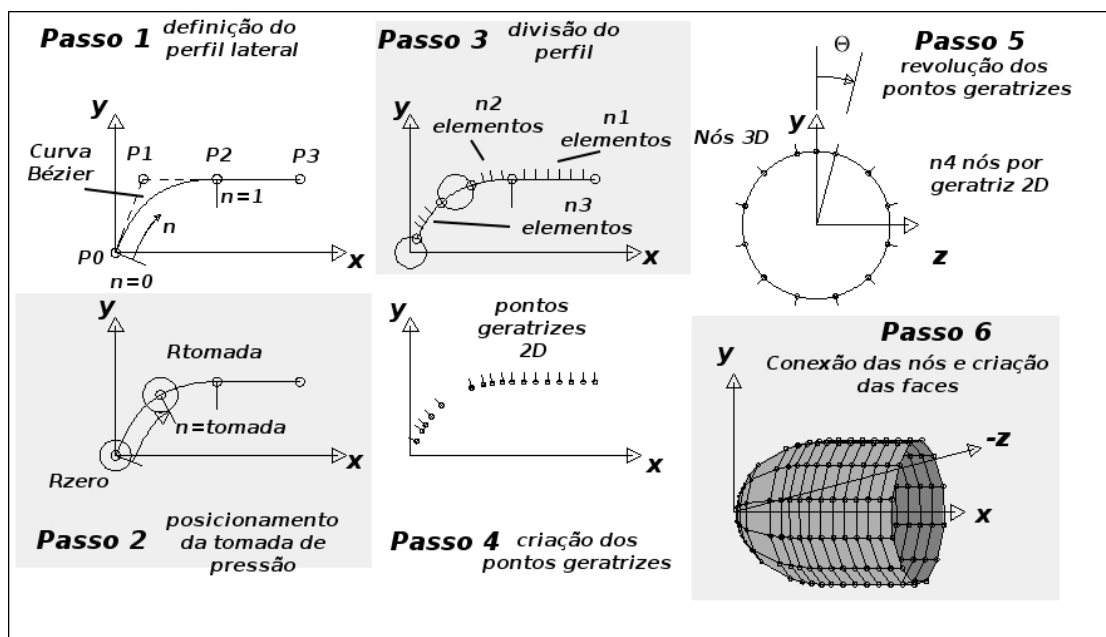


FIGURA 6.3 – Passos para a criação de malhas de corpos de revolução

No passo 1 é definido o perfil que sofrerá revolução. Este perfil é definido pelos pontos P_0 , P_1 , P_2 e P_3 . O segmento entre P_0 e P_2 é definido por uma curva do tipo Bézier quadrática cuja fórmula se encontra na EQUAÇÃO (6.3). A seção entre P_2 e P_3 é um segmento de reta.

$$B(n) = (1-n)^2 \cdot P_0 + 2n \cdot (1-n) \cdot P_1 + n^2 \cdot P_2 \quad n \in [0,1] \quad (6.3)$$

No passo 2 define-se o lugar onde a tomada de pressão irá se localizar. Este local é dado em valor de n , o número adimensional utilizado no polinômio da curva Bézier. No mesmo passo é definido um círculo de raio R_{zero} onde não serão criados vértices de malha. Esta região sem vértices é necessária pois evita o problema de costura de malha no ápice da forma. Também é definido o círculo de raio R_{tomada} que determina o tamanho do elemento equivalente à tomada de pressão na sonda.

DESENVOLVIMENTO DA FORMA DO SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

No passo 3 ocorre a definição de pontos que servirão de base para a construção da malha finalizada. Estes pontos são organizados em um grupo denominado pontos geratrizes bi-dimensionais (passo 4).

No passo 5, os pontos geratrizes bi-dimensionais sofrem transformação de rotação conforme mostrado na FIG 6.3. Esta operação gera todos os vértices tri-dimensionais da malha. No passo 6, os vértices são agrupados de quatro em quatro, definindo as faces da malha. Durante este passo, duas faces são marcadas com sendo os pontos de tomada de pressão. Tais faces apresentam área equivalente à área do furo da tomada de pressão em uma sonda real e o tamanho desta área também é um parâmetro de entrada da função. A função escrita também verifica a direção das normais na malha.

Um exemplo de malha gerada por esta função está exibida na FIG 6.4. Este caso representa uma sonda hemisférica de $0,5\text{pol}$ (12.7mm) de diâmetro, com tomadas de pressão de $1/16\text{pol}$ (1.5875mm) de diâmetro afastadas em 90° cuja a malha foi gerada com 528 faces. Deve se notar que apesar da aparência esférica desta malha a mesma não é uma esfera perfeita uma vez que o polinômio rotacionado é uma curva Bézier que não cria uma circunferência perfeita. Também se nota que a tomada de pressão é quadrada e não circular porém a área do elemento que representa a tomada de pressão é igual a área de um furo ortogonal de $1/16\text{pol}$ (1.5875mm) de diâmetro.

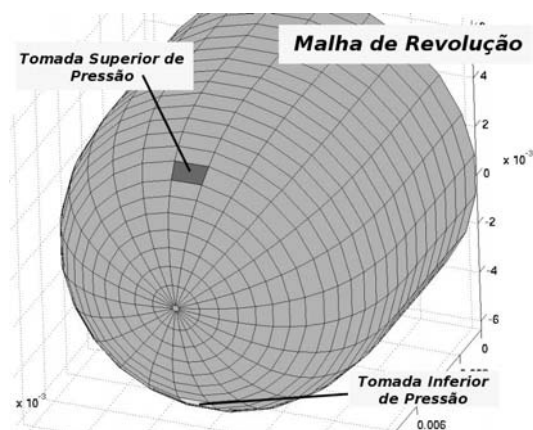


FIGURA 6.4 – Resultado da função automática de geração de malha de corpos de revolução

DESENVOLVIMENTO DA FORMA DO SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

Malhas de corpos prismáticos

O algoritmo para a criação de malhas de corpos de revolução está resumido na FIG 6.5.

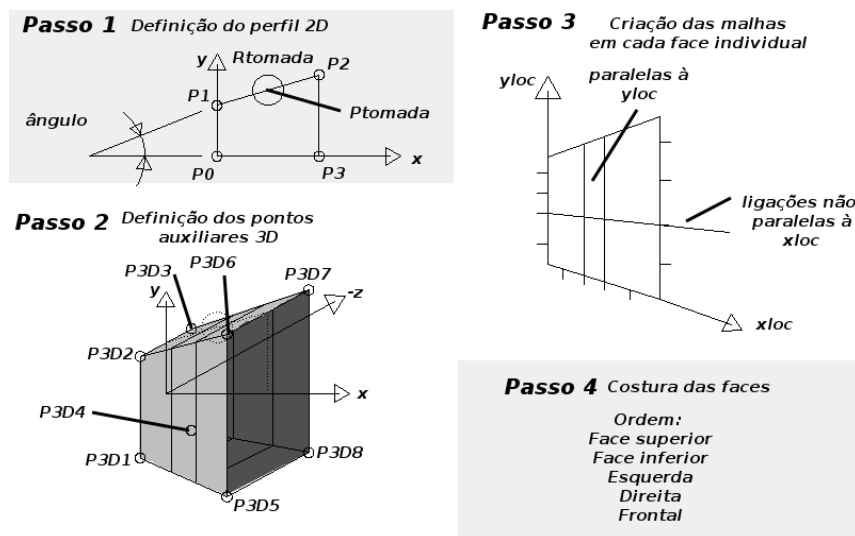


FIGURA 6.5 – Passos para a criação de malhas de corpos prismáticos

No passo 1 definem-se os pontos bi-dimensionais que servirão de bases para a criação da malha tri-dimensional. Neste mesmo passo o ponto *Ptomada* define a posição da tomada de pressão no perfil. O círculo de raio *Rtomada* serve de base para a definição da face equivalente a tomada de pressão.

No passo 2 os pontos bi-dimensionais são utilizados para a criação dos pontos auxiliares tri-dimensionais. Tais pontos serão utilizados na definição das paredes da malha prismática.

No passo 3 os pontos auxiliares tri-dimensionais definem um conjunto de coordenadas locais para cada parede. Utilizando estas coordenadas locais, os nós das paredes são calculados. Os nós são agrupados criando-se as faces das paredes. As faces equivalente às tomadas de pressão são marcadas nesta fase.

Por fim, no passo 4 é feita a união das malhas das paredes e cria-se a malha do corpo. Neste processo, os nós duplicados são unidos e as faces são re-definidas. A malha resultante pode ser alimentada no algoritmo de cálculo numérico.

DESENVOLVIMENTO DA FORMA DO SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

De forma similar à função geratriz da malha de corpos de revolução, nesta função a área da face equivalente à tomada de pressão é equivalente a área do furo de uma tomada de pressão circular especificada na entrada. Ainda, no caso da função escrita neste trabalho, o tamanho da tomada de pressão determina o tamanho das faces na malha. Em todos os casos, foi considerado um mínimo aceitável de 5 faces em qualquer direção nos problemas que utilizaram esta função geratriz.

Na FIG 6.6 se encontra uma malha gerada pela função geratriz de malhas prismáticas. No caso desta malha, a base é quadrada com $0,5\text{pol}$ ($12,7\text{mm}$) de lado, o topo também é quadrado com $0,25\text{pol}$ ($6,35\text{mm}$) de lado, inclinação das paredes é 30° e a tomada de pressão equivale a um furo circular de $1/32\text{pol}$ ($0,79375\text{mm}$) de diâmetro o que faz com que a malha apresente 732 elementos sendo que existe pelo menos 9 elementos em cada direção da malha.

A exemplo do que ocorre com a malha circular, o elemento de tomada de pressão não é circular embora apresente área similar ao furo ortogonal de $1/32\text{pol}$ ($0,79375\text{mm}$) de diâmetro. No caso desta malha, a forma geométrica está precisamente descrita, ou seja, sem erros de aproximação tais como o reparado na malha hemisférica.

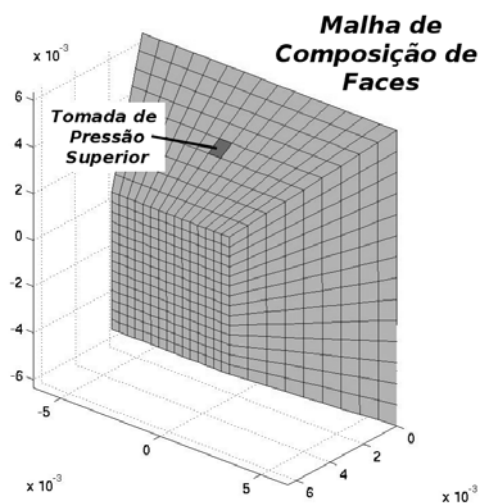


FIGURA 6.6 – Resultado da função de geração de malhas de corpos prismáticos

DESENVOLVIMENTO DA FORMA DO SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

Teste de malha

Antes de comparar resultados entre o cálculo numérico e os resultados de GRACEY (1958) foi feito um estudo de desempenho do cálculo numérico em relação ao número de faces da malha de entrada. O objetivo deste estudo foi o de determinar o número mínimo de faces necessários para que se pudesse determinar um resultado com o algoritmo de cálculo numérico escolhido.

Para este estudo uma sonda com a geometria tal como mostrado na FIG 6.7 foi simulada com malhas com diferentes números de elementos. Todas as malhas foram testadas na condição de 15° de ângulo de ataque.

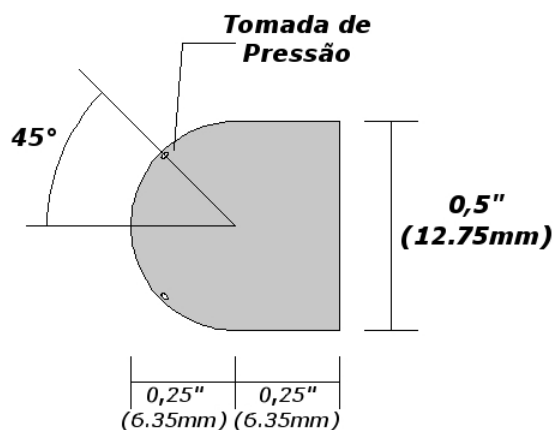


FIGURA 6.7 – Corpo usado no teste de convergência da simulação numérica

Os resultados das simulações se encontram resumidos na TAB 6.1 e impressos no GRA 6.1 onde é possível identificar que o tempo de solução sofre um aumento considerável quando o número de faces sobe de 528 para 1104. Repara-se ainda que o resultado da simulação sofre pouca alteração quando o número de faces aumenta além de 528. Desta forma, um número de faces de 528 ou mais é aceitável para a minimização dos erros causados pela variação do número de elementos nos problemas simulados e este número será usado em todas as malhas neste trabalho.

DESENVOLVIMENTO DA FORMA DO SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

TABELA 6.1 – Desempenho do programa de simulação computacional

Número de faces na malha	$\Delta P_{12}/q$	Tempo de execução da simulação
120	1,2237	570ms
240	1,1965	590ms
264	1,2824	880ms
528	1,2529	1950ms
1104	1,2829	8170ms
2208	1,2673	49540ms
2520	1,2827	303700ms

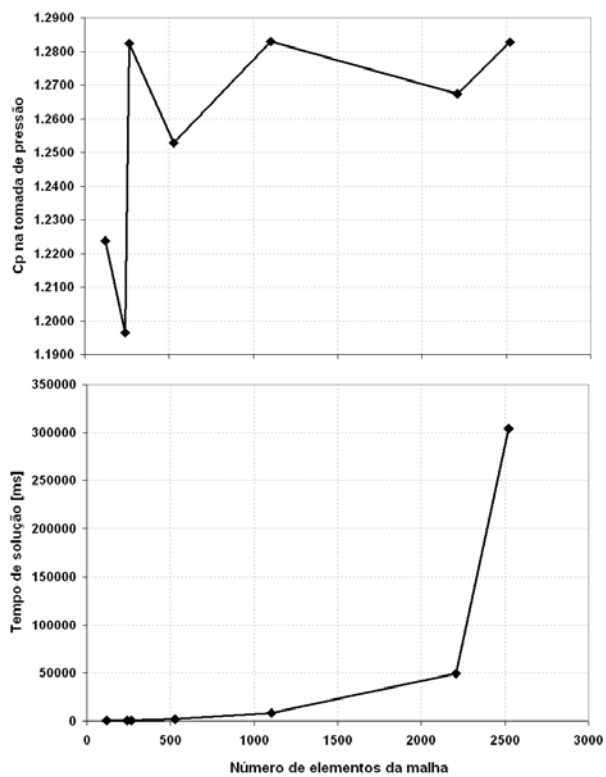


GRÁFICO 6.1 – Resultado do teste de malha

DESENVOLVIMENTO DA FORMA DO SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

Comparação entre resultados numéricos e resultados experimentais

Uma vez que o método de cálculo numérico foi definido, que funções padronizadas de entrada de dados foram criadas e que um estudo de variação de número de elementos foi conduzido é possível calcular os desempenhos das sondas descritas na FIG 2.8 e comparar o desempenho com os dados apresentados por GRACEY (1958).

As curvas de desempenho do CFD estão sobrepostas aos gráficos GRA A.1 até A.8 no Apêndice A deste trabalho. A resposta do cálculo computacional também se assemelhou a uma reta, de tal forma que os resultados puderam ser compilados na TAB 6.2.

A TAB 6.3 apresenta um resumo dos erros categorizados por tipo de sonda e pelo tipo de escoamento. O erro médio e desvio padrão são calculados conforme fórmulas de média simples e desvio padrão contidas em AGUIRRE (2007). Os casos são agrupados por tipo de escoamento. Desta forma é possível verificar que o erro do cálculo numérico cai com o aumento do número de Mach. Também é possível verificar que os corpos hemisféricos apresentam um erro maior do que os corpos cônicos na simulação numérica. Pode ser verificado que o desvio padrão é alto em qualquer caso, indicando que o valor médio tem baixa confiabilidade e pode ser assumido um erro no pior caso de 35% na sensibilidade da sonda.

Digno de nota é o fato dos dados contidos em GRACEY (1958) não apresentarem o número de Reynolds do escoamento em seus testes, apenas o número de Mach embora GRACEY (1958) cite no corpo de seu texto que para os dispositivos sensores de ângulo de ataque por diferencial de pressão, a magnitude do diferencial será proporcional principalmente à forma e em alguma extensão ao número de Mach e ao Reynolds. No caso dos dados calculados pelo programa de CFD assume-se que a viscosidade é nula, tornando o número de Reynolds igual a zero ao passo que nos dados de GRACEY (1958) este não é nulo por se tratarem de curvas experimentais.

DESENVOLVIMENTO DA FORMA DO SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

TABELA 6.2 – Comparação entre ensaio em túnel de GRACEY (1958) e o cálculo numérico (malha 528 faces)

Sonda	Inclinação Simulação Numérica [deg ⁻¹]	Inclinação Túnel [deg ⁻¹] / Mach do Ensaio	Erro de Inclinação
Sonda A	0,0838	0,0633 / 0,11	32,4%
Sonda B	0,0845	0,0759 / 0,35	11,3%
		0,0729 / 0,60	15,9%
Sonda C	0,0692	0,0632 / 0,35	9,5%
		0,0603 / 0,60	14,8%
Sonda D	0,0388	0,0385 / 0,35	0,8%
		0,0367 / 0,60	5,7%
Sonda E	0,0340	0,0318 / 0,35	6,9%
		0,0318 / 0,60	6,9%
Sonda F	0,0280	0,0257 / 0,35	8,9%
		0,0257 / 0,60	8,9%
Sonda G	0,0381	0,0385 / 0,70	1,0%
		0,0199 / 1,50	11,0%
Sonda H	0,0221	0,0210 / 1,60	5,2%
		0,0215 / 1,70	2,8%

TABELA 6.3 – Erro médio do cálculo numérico frente ao ensaio em túnel por categoria

Caso	Número de Amostras	Erro Médio	Desvio Padrão
Média de todos os casos	15	9,46%	7,73%
Média dos casos de baixo subsônico	1	32,38%	-
Média dos casos subsônicos	5	8,94%	4,06%
Média dos casos transônicos	6	7,93%	5,64%
Média dos casos supersônicos	3	5,23%	4,24%
Média dos casos com formas hemisféricas	5	14,75%	9,09%
Média dos casos com formas cônicas	10	6,32%	3,45%

DESENVOLVIMENTO DA FORMA DO SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

6.4.4 Definição de sondas para ensaio no CFD

Uma vez que o erro da simulação numérica foi conhecido, é possível estimar o desempenho de sondas calculadas por meio desta técnica e assim complementar as informações obtidas durante a revisão bibliográfica. Nesta seção, uma série de sondas adicionais foram criadas com o objetivo de localizar tendências que resultem em um aumento na sensibilidade das sondas.

Sondas de revolução

As sondas B e C são as sondas mais sensíveis encontradas na revisão bibliográfica. O objetivo desta série foi o de identificar uma possível melhor posição para as tomadas de pressão de modo a aumentar a sensibilidade das sondas.

Nesta série, os candidatos apresentam a mesma forma geométrica da sonda B e da C, sendo que somente a posição das tomadas de pressão é diferente. O candidato 1P apresenta afastamento de 60° entre as tomadas de pressão e os demais candidatos apresentam afastamentos sucessivamente maiores em passos de 10° . Um diagrama ilustrando os candidatos desta série de sondas está exibido na FIG 6.8.

O tamanho das tomadas de pressão foram escolhidos arbitrariamente como sendo furos de $1/16_{pol}$ ($1,5875mm$) de diâmetro. Isto ocorre pois não foram encontrados dados a respeito da relação do tamanho das tomadas de pressão com relação à sensibilidade da sonda. Espera-se que tomadas de pressão demasiadamente grandes sejam pouco sensíveis uma vez que apenas um valor de pressão pode ser lido por tomada de pressão. Em contra partida, espera-se que tomadas de pressão demasiadamente pequenas apresentem maior coeficiente de perda de carga e possivelmente maior histerese além de serem de maior dificuldade de construção. Deste modo o tamanho de $1/16_{pol}$ ($1,5875mm$) de diâmetro foi escolhido para as sondas desta série.

DESENVOLVIMENTO DA FORMA DO SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

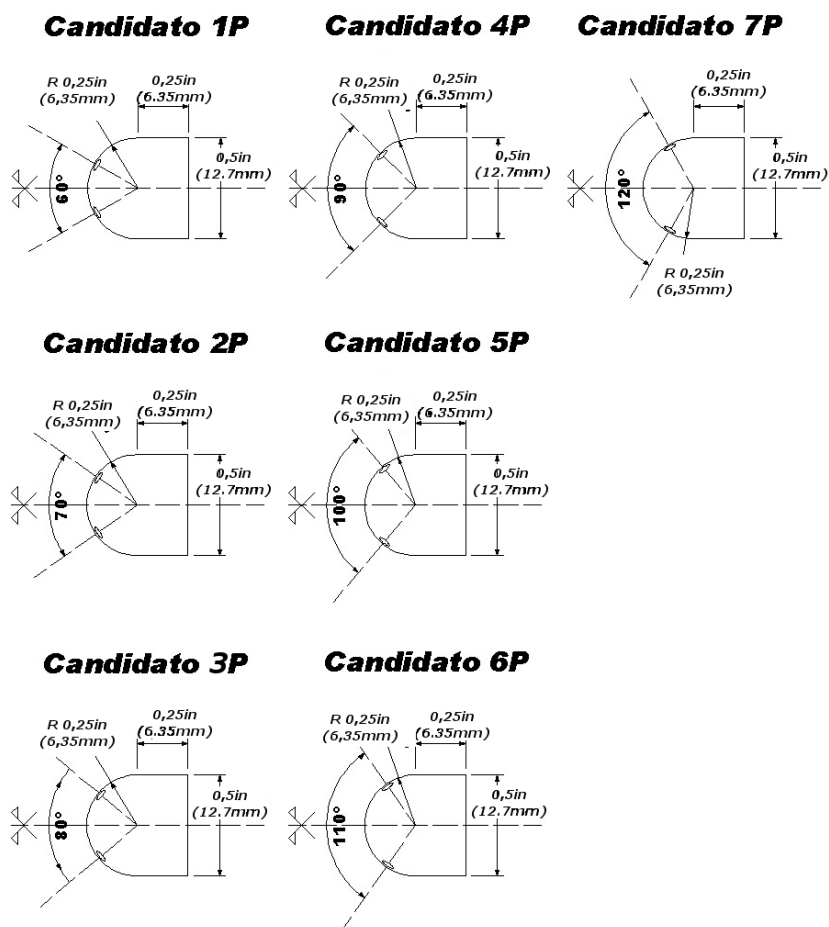


FIGURA 6.8 – Candidatos a sonda usando corpos de revolução

Sondas prismáticas

Na revisão bibliográfica não foram encontrados dados de desempenho das sondas prismáticas apresentadas por BABINSKY et al (2000). O objetivo desta série foi levantar dados de desempenho deste tipo de sonda e determinar se este tipo é mais sensível em comparação às sondas hemisféricas.

Os candidatos são todos troncos de pirâmide de base quadrada com diferentes inclinações. O tamanho das sondas foi escolhido de modo a ser compatível com as sondas anteriormente propostas. A inclinação das paredes foram escolhidas utilizando-se os ângulos de mais fácil

DESENVOLVIMENTO DA FORMA DO SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

construção utilizando-se uma fresadora de topo. As tomadas de pressão estão colocadas exatamente no centro das paredes inclinadas. Devido ao tamanho das paredes inclinadas, as áreas das tomadas de pressão foram escolhidas de tal modo que a malha equivalente apresentasse ao menos cinco elementos em qualquer direção. Os candidatos estão resumidos na FIG 6.9.

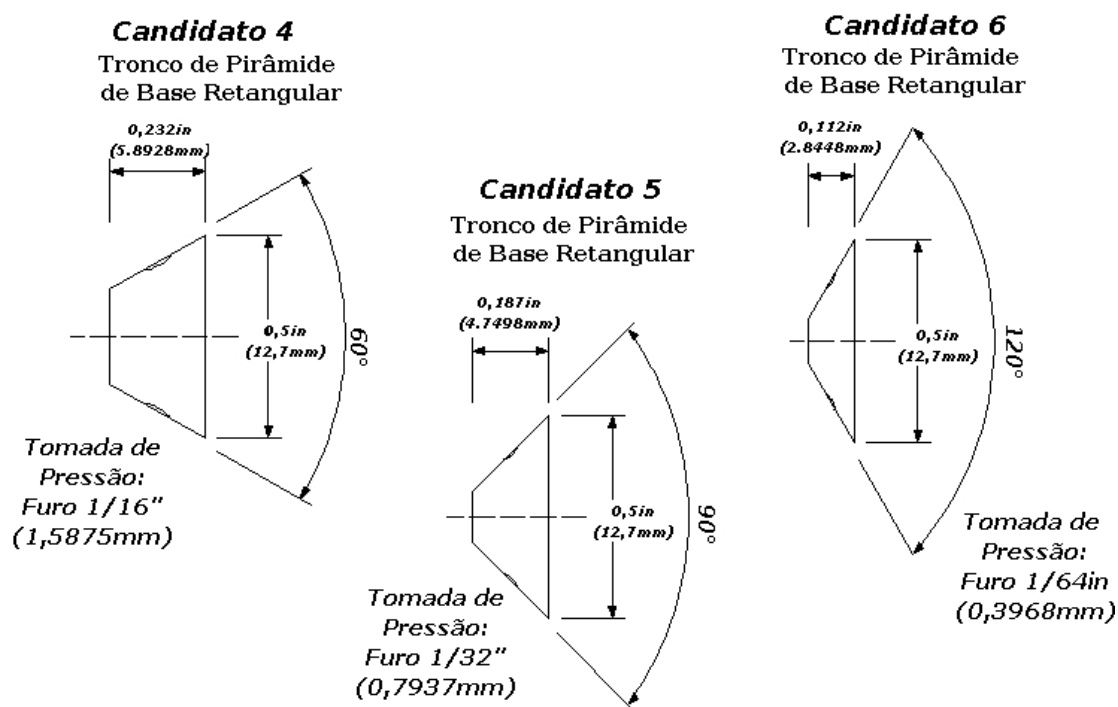


FIGURA 6.9 – Candidatos a sonda usando corpos prismáticos

DESENVOLVIMENTO DA FORMA DO SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

6.4.5 Seleção de sondas para a construção

Ensaio comparativo de posicionamento de tomadas de pressão nas sondas hemisféricas

As sondas 1P até 7P foram testadas com auxílio do algoritmo computacional de cálculo. O resultado da simulação pode ser visto no gráfico GRA 6.2. Neste gráfico, pode se ver que no intervalo de 0° a 20° todos os candidatos se comportam de forma linear.

Os dados contidos no GRA 6.2 podem ser linearizados em um polinômio de primeira ordem usando método dos mínimos quadrados (AGUIRRE, 2007) utilizando o intervalo de -15° até 15° de ângulo de ataque. Esta linearização permite montar o GRA 6.3 onde é possível diferenciar entre as sondas 1P até 7P.

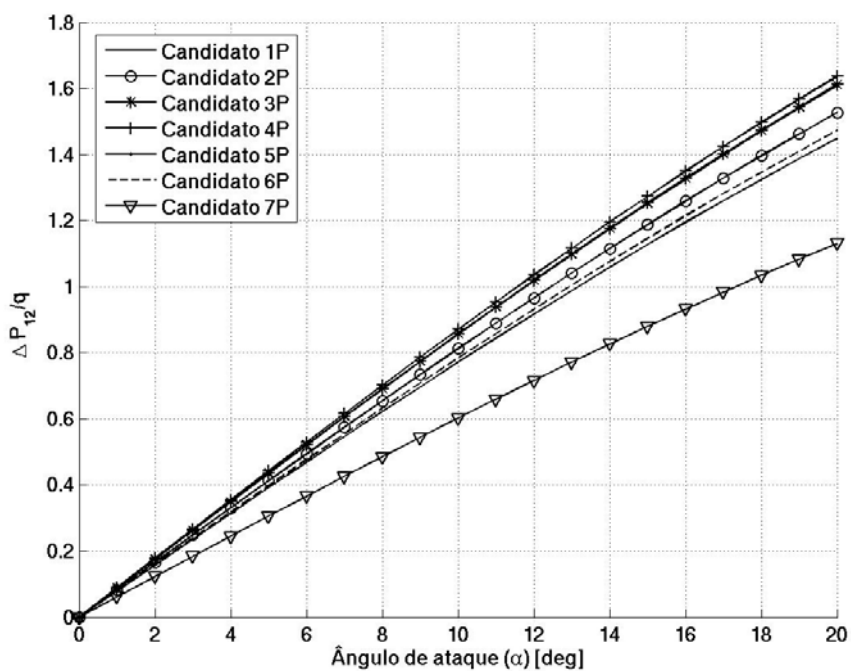


GRÁFICO 6.2 – Desempenho numérico das sondas 1P até 7P

DESENVOLVIMENTO DA FORMA DO SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

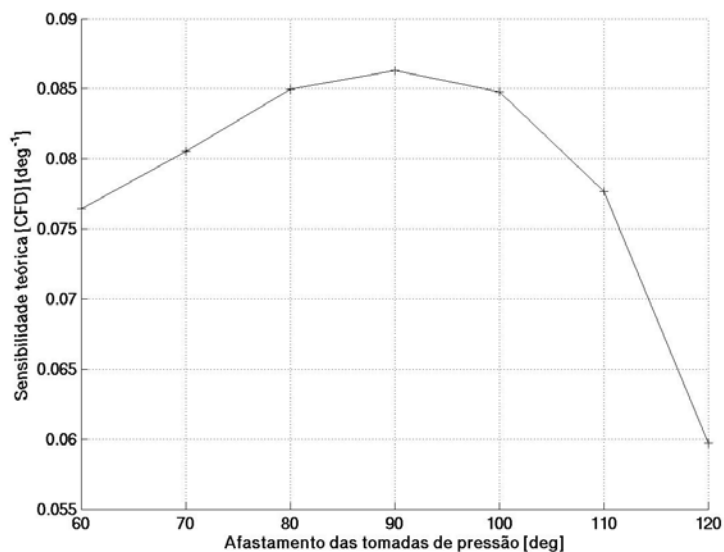


GRÁFICO 6.3 – Sensibilidade numérica das sondas 1P até 7P

Ensaio comparativo entre sondas prismáticas e sondas hemisféricas

As sondas 1S até 3S foram ensaiadas com auxílio do algoritmo computacional de cálculo de propriedades de fluidos. Os resultados estão apresentados no GRA 6.4. Uma vez que estas sondas apresentaram um resultado linear, a sensibilidade pode ser calculada pela aproximação das curvas à uma reta usando o método dos mínimos quadrados. O procedimento foi idêntico ao aplicado nas sondas 1P até 7P. Um gráfico comparativo de sensibilidades pode ser visto no GRA 6.5.

DESENVOLVIMENTO DA FORMA DO SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

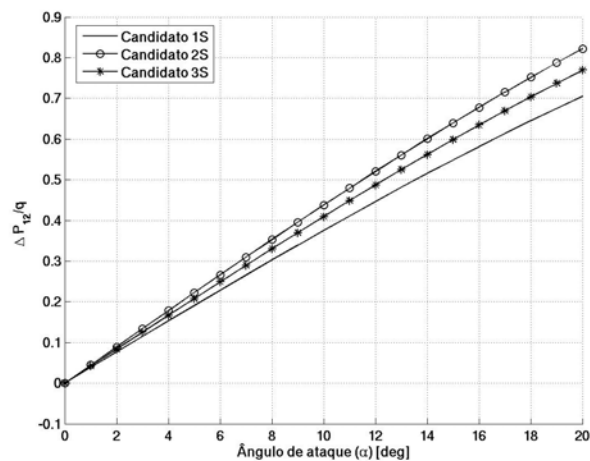


GRÁFICO 6.4 – Desempenho numérico das sondas 1S até 3S

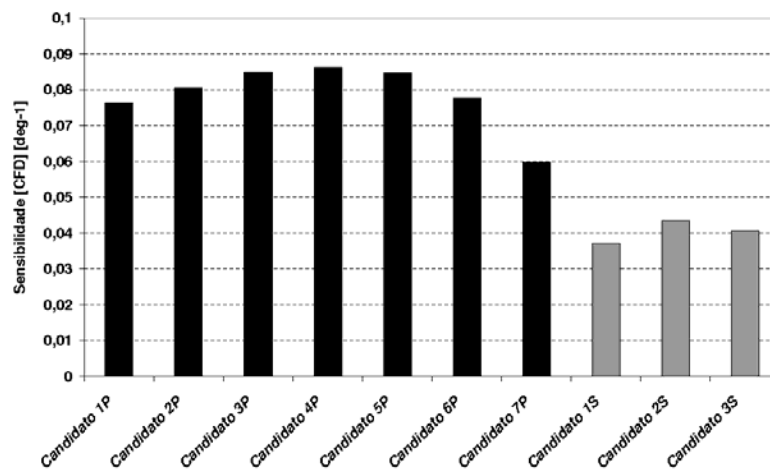


GRÁFICO 6.5 – Comparação de sensibilidade numérica entre as diferentes sondas

Seleção das formas a serem construídas

De acordo com os dados adquiridos com auxílio de computação numérica e resumidos no GRA 6.5 é possível determinar que a sonda 4P é a sonda que provavelmente apresenta maior sensibilidade dentre todas as sondas estudadas.

DESENVOLVIMENTO DA FORMA DO SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

Entretanto o resultado numérico obtido tem uma variação de cerca de 15% em relação aos resultados experimentais conforme constatado anteriormente. Dada esta incerteza não é possível determinar quais das sondas 3P, 4P ou 5P está mais próxima do projeto ótimo.

Um projeto baseado na sonda 4P foi feito para a construção, no entanto uma falha de comunicação levou à construção de uma sonda 7P. Foi decidido estudar a sonda 7P uma vez que esta já havia sido construída.

6.5 Construção da sonda de ângulo de ataque

Plantas da sonda

Conforme anteriormente discutido, a sonda testada foi baseada no modelo 7P da simulação computacional. A sonda construída contou com cinco pontos de tomada de pressão conforme indicado nas plantas abaixo. As tomadas de pressão A e C são destinadas à medição do ângulo de ataque por meio de diferencial de pressão, as tomadas B e D são destinadas à medição de ângulo de derrapagem e a tomada 0 é destinada à medição da pressão total do escoamento. Este projeto foi concebido de modo que se pudesse construir também um tubo de Pitot no mesmo local do sensor de ângulo de ataque. A sonda é construída de latão pois este se provou um excelente material para este tipo de usinagem. As plantas da sonda estão nas figuras FIG 6.10 e FIG 6.11.

DESENVOLVIMENTO DA FORMA DO SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

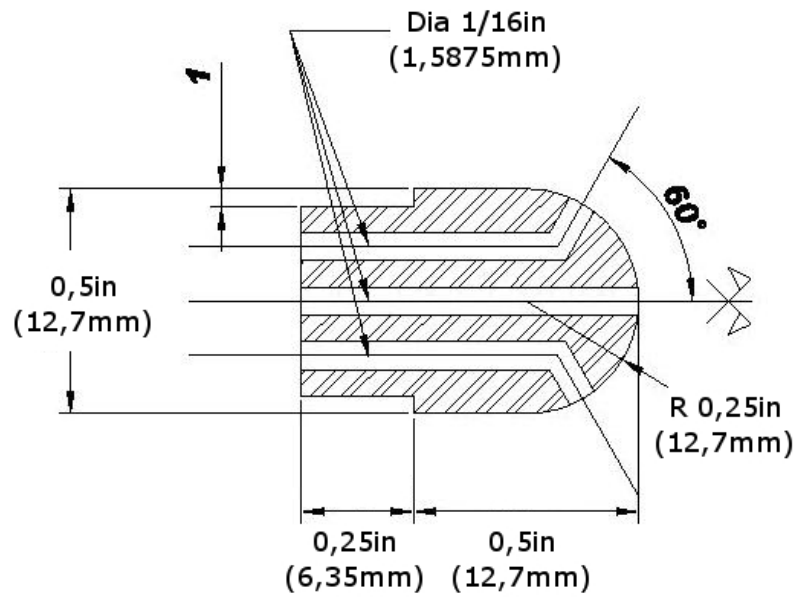


FIGURA 6.10 – Vista lateral da sonda projetada para ensaio em túnel de vento

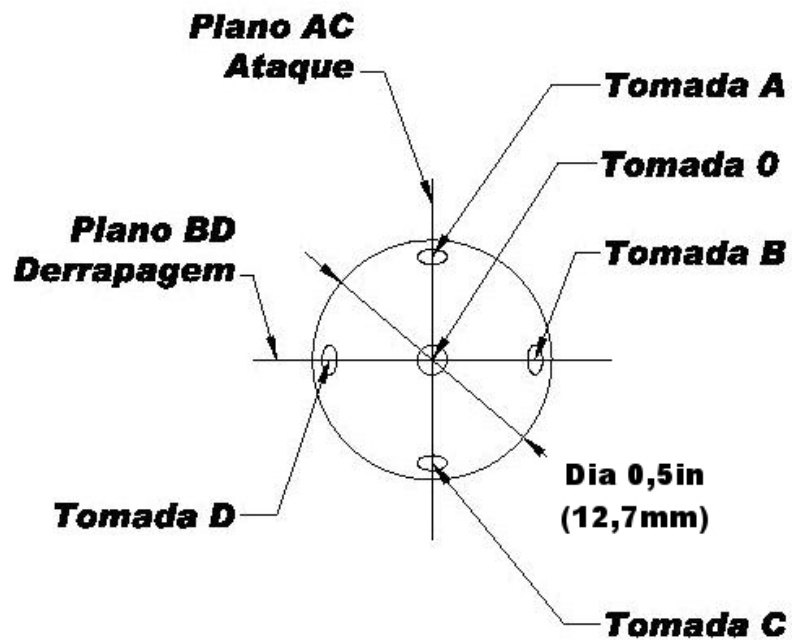


FIGURA 6.11 – Vista frontal da sonda projetada para ensaio em túnel de vento

DESENVOLVIMENTO DA FORMA DO SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

Montagem da sonda em uma estrutura de suporte

A sonda de ângulo de ataque é instalada na estrutura de suporte da forma com que está indicado na FIG 6.12. Cinco pequenas secções de tubo inox de diâmetro pequeno são coladas na face oposta da sonda utilizando uma mistura de *epóxi* e *micro-ballon* como cola e selo. As linhas de pressão são tubos de silicone que são colados aos adaptadores com auxílio de cola a base de cianoacrilato. Por fim um tubo de alumínio de *0,5pol (12,7mm)* de diâmetro e *1mm* de espessura de parede atua como a estrutura de suporte da sonda. A estrutura de suporte pode ser feita com um tubo de qualquer tamanho de parede.

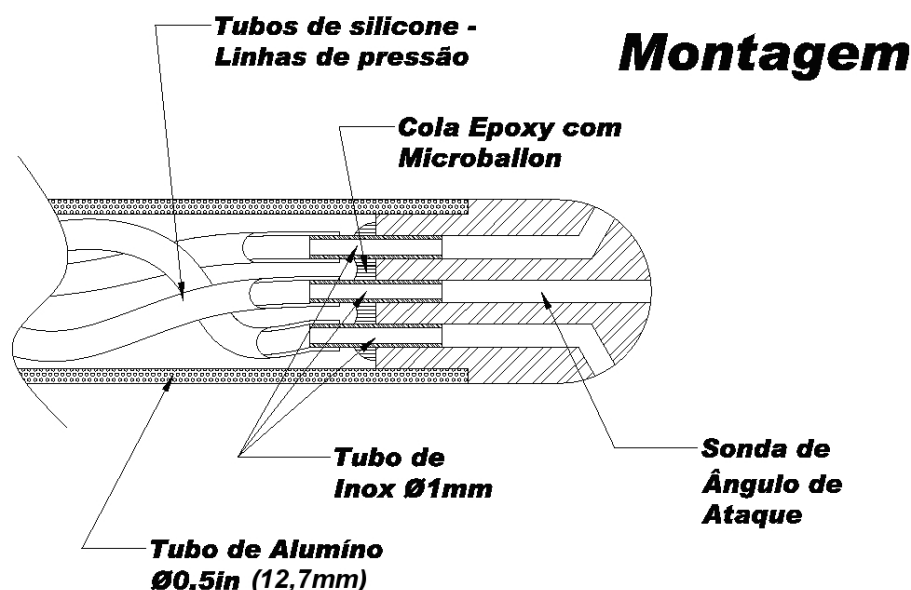


FIGURA 6.12 – Montagem da sonda à estrutura de suporte

Equipamento de testes para túnel de vento

A sonda adaptada à estrutura de suporte foi presa à um pedestal para que pudessem ser realizados os testes de desempenho da mesma em túnel de vento. O pedestal foi feito com altura suficiente para que a sonda fosse posicionada aproximadamente no centro da seção de testes do túnel de vento do CEA. Um diagrama do equipamento de testes se encontra na FIG 6.13.

DESENVOLVIMENTO DA FORMA DO SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

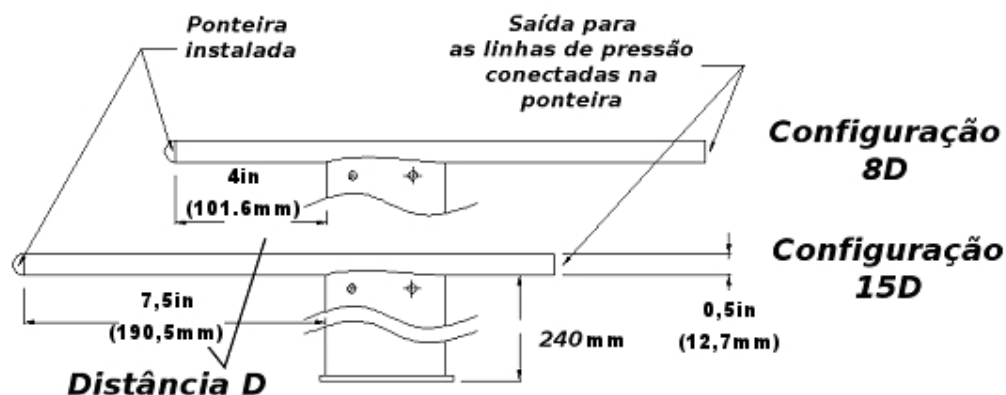


FIGURA 6.13 – Equipamento de testes para o túnel de vento (duas configurações)

Conforme pode ser visto na FIG 6.13, o equipamento de testes apresenta duas configurações de afastamento da sonda em relação ao pedestal. Esta característica permite o estudo da interferência da presença do pedestal na leitura do ângulo do escoamento.

No equipamento de testes, a estrutura de suporte pode ser rotacionada axialmente. Isto permite que possa ser estudada a variação de pressão nas tomadas tanto no plano AC (ataque) quanto no plano BD (derrapagem). O equipamento é instalado na seção de testes do túnel de vento do CEA conforme indica a FIG 6.14.

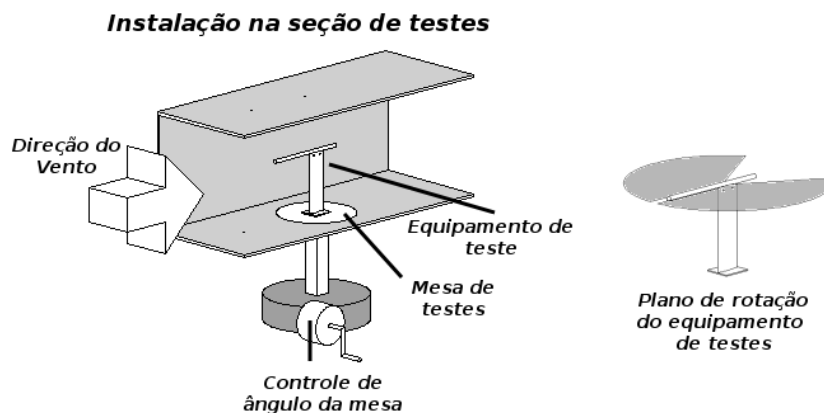


FIGURA 6.14 – Instalação do equipamento de testes no túnel de vento

6.6 Ensaios em túnel de vento do sensor de ângulo de ataque

6.6.1 O túnel de vento do CEA

Descrição

O equipamento utilizado foi o túnel de vento do CEA instalado no Departamento de Engenharia Mecânica da UFMG no Campus da Pampulha em Belo Horizonte. O túnel de vento é do tipo aberto com uma seção de testes de $45\text{cm} \times 45\text{cm} \times 120\text{cm}$. A motorização do túnel de vento é feita por um motor elétrico de indução de 4 pólos WEG de 11Hp e rotação nominal de 1738rpm em 60Hz . O controle de rotação é feito por meio de um inversor de frequências Siemens Micromaster 6SE6440-2UC27-5DA1 configurado em aceleração de rampa de 10s e manualmente controlado. A hélice propulsora do túnel de vento é uma hélice hepta-pá não especificada. Maiores detalhes do equipamento podem ser encontrados em OLIVEIRA (2004). O diagrama na FIG 6.15 detalha as partes do túnel.

O sistema anemométrico da seção de testes consiste de um tubo de Pitot instalado pelo teto da mesma e cuja distância da parede pode ser ajustada por meio de um parafuso. Este tubo de Pitot tem as dimensões tais como constam na FIG 6.16. A medição da pressão é feita por um manômetro inclinado preenchido por água preso ao túnel (número 13 na FIG 6.15).

A seção de testes possui um ponto para a tomada de pressão estática na seção de testes. A tomada de pressão estática está conectada a um manômetro em u inclinado e preenchido com água (números 18 e 12 na FIG 6.15). Neste trabalho, o sistema foi usado para a medição da pressão estática do escoamento não perturbado.

Completa o equipamento de leitura um higrômetro, um barômetro e um termômetro analógico. Este equipamento é instalado nas imediações do túnel e é usado para a determinação da atmosfera local conforme descrito na próxima seção

DESENVOLVIMENTO DA FORMA DO SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

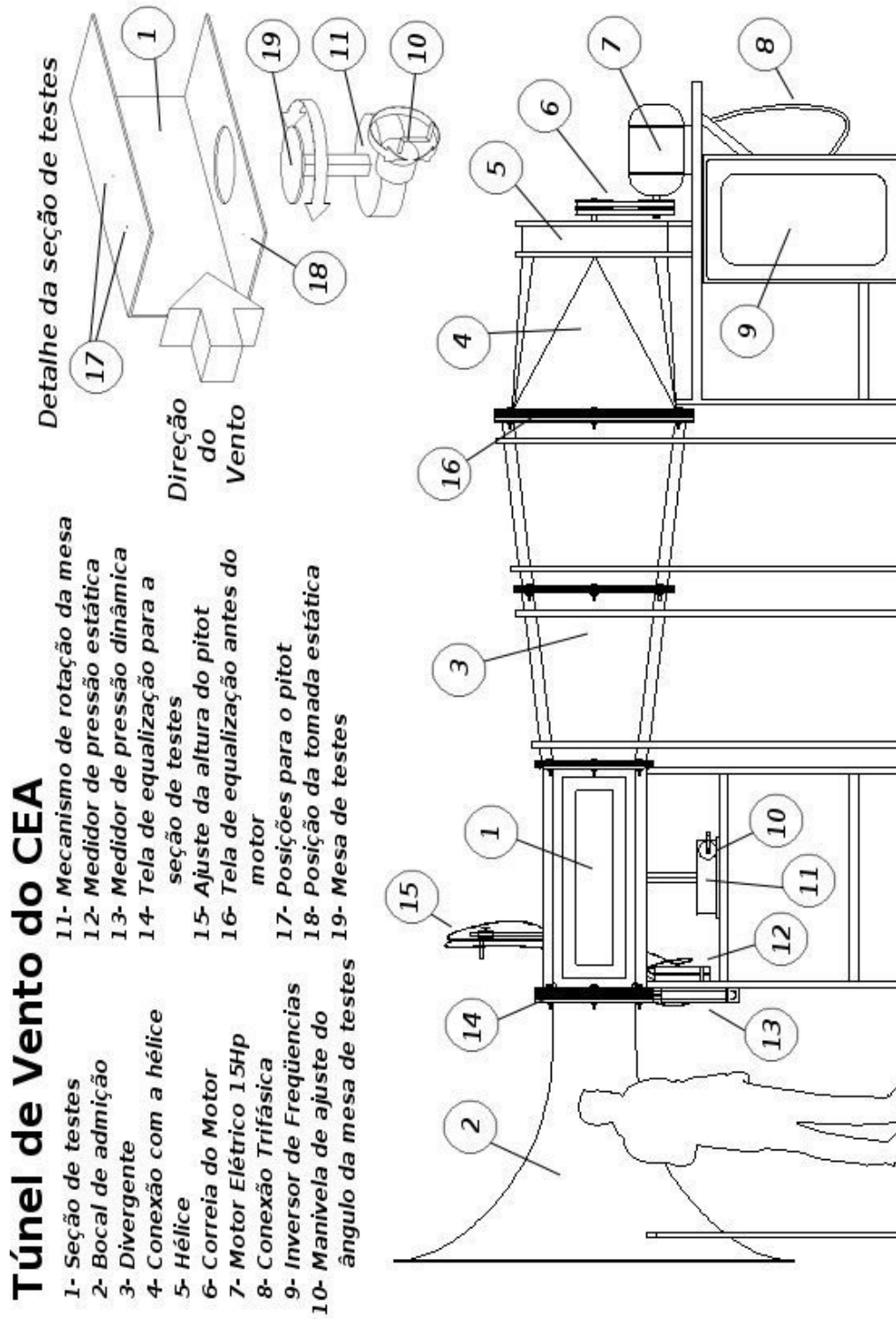


FIGURA 6.15 – Túnel de vento do CEA

DESENVOLVIMENTO DA FORMA DO SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

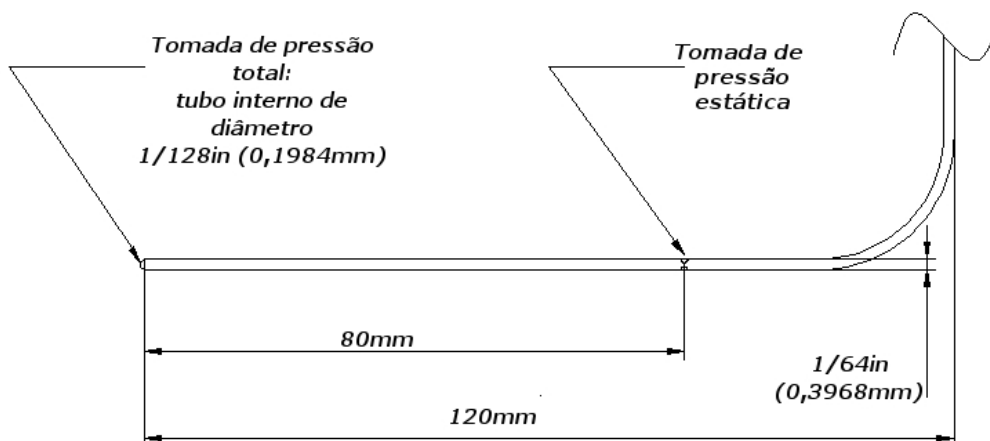


FIGURA 6.16 – Tubo de Pitot do sistema anemométrico do túnel de vento do CEA

Relação dos experimentos com a atmosfera local

Conforme pode ser visto na FIG 6.15, o túnel de vento do CEA é um túnel de tipo aberto. Portanto não é possível controlar a atmosfera na seção de testes. A atmosfera na seção de testes pode ser derivada a partir dos equipamentos instalados no túnel de vento em conjunto com a aplicação de cálculo baseado em modelagem da atmosfera conforme o padrão ICAO. Neste trabalho as diferentes características da atmosfera foram determinadas conforme descrito a seguir.

Massa específica do ar na seção de testes

A massa específica do ar na seção de testes foi considerada como sendo idêntica à massa específica do ar na sala uma vez que os experimentos foram realizados em baixo subsônico ($Mach < 0,3$) (ANDERSON, 1991). A massa específica do ar na sala é descrita a seguir.

DESENVOLVIMENTO DA FORMA DO SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

Massa específica do ar na sala

Segundo ESDU (2003) a massa específica do ar local pode ser retirada da seguinte equação.

$$\rho = \frac{\rho_{NC}}{1 + \frac{\Delta T_{ISO}}{T_{STD}}} \quad (6.4)$$

Onde ρ_{NC} é a massa específica local não corrigida, ΔT_{ISO} é a variação da temperatura local em relação à atmosfera ISO e T_{STD} é a temperatura local se a atmosfera seguisse o modelo ISO. O valor da massa específica local não corrigida é dada pela EQ (6.5), o valor da temperatura local da atmosfera ISO é dada pela EQ (6.6) e o valor de ΔT_{ISO} é dado pela EQ (6.7).

$$\rho_{NC} = (1,04884 - 23,659414 \cdot 10^{-6} \cdot H_p)^{4,255879} \quad (6.5)$$

$$T_{STD} = 288,15 - 6,5 \cdot 10^{-3} \cdot H_p \quad (6.6)$$

$$\Delta T_{ISO} = T - 32,152551 \cdot p^{0,19026311} \quad (6.7)$$

Onde H_p é a altitude de pressão local, T é a temperatura local lida no termômetro analógico e p é pressão da atmosfera seca local (descontada a pressão parcial de vapor). O valor de p é dado pela EQ (6.8) e o valor de H_p é dado pela EQ (6.9).

$$p = QNH - Ajuste - \Delta p_{Hu} \quad (6.8)$$

$$H_p = 44330,769 - 4946,5463 \cdot p^{0,19026331} \quad (6.9)$$

Onde QNH é o valor lido no barômetro analógico, Δp_{Hu} é a pressão parcial de vapor da atmosfera local e o $Ajuste$ é um valor finito pelo qual o barômetro analógico foi deslocado do zero. No caso do equipamento utilizado o $Ajuste$ foi de $65,1hPa$. O cálculo de Δp_{Hu} é feito pela EQ (6.10)

$$\Delta p_{Hu} = H_u \cdot 610,78 \cdot 10^{\left(\frac{7,5(T-273,15)}{T}\right)} \quad (6.10)$$

DESENVOLVIMENTO DA FORMA DO SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

Velocidade do ar na seção de testes

Com dado de massa específica do ar e com a leitura da pressão dinâmica (q) a velocidade do ar (V) na seção de testes é dada através da definição da pressão dinâmica EQ (6.11).

$$V = \sqrt{\frac{2q}{\rho}} \quad (6.11)$$

Viscosidade absoluta do ar na seção de testes

A viscosidade absoluta do ar na seção de testes neste trabalho é calculada com auxílio da EQ (6.12) retirada de WHITE (1994). A equação representada é a fórmula de *Sutherland* para a determinação da viscosidade absoluta do ar (μ) com apenas a temperatura local do ar (T).

$$\mu = \frac{1,458 \cdot 10^{-6} \cdot T^{3/2}}{T + 110,4} \quad (6.12)$$

Número de Reynolds na seção de testes

O número de Reynolds na seção de testes utiliza o comprimento característico de $0,5\text{pol}$ ($12,7\text{mm}$) neste trabalho que equivale ao diâmetro da sonda ensaiada. O número de Reynolds é definido pela EQ (6.13).

$$\text{Re} = \frac{\rho \cdot V \cdot c}{\mu} \quad (6.13)$$

DESENVOLVIMENTO DA FORMA DO SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

Número de Mach na seção de testes

O número de Mach na seção de testes foi calculado com base no modelamento de atmosfera como um gás ideal. O equacionamento foi retirado de ANDERSON (1991) e se encontra reproduzido na EQ (6.14).

$$M = \sqrt{5 \cdot \left[\left(1 + \frac{q}{p} \right)^{2/7} - 1 \right]} \quad (6.14)$$

Pressões na seção de testes

A pressão dinâmica no túnel de vento é retirada diretamente do instrumento anemométrico. A pressão estática da seção de testes é similarmente obtida. A pressão total do escoamento na seção de testes é resultado da soma das duas

Desempenho do túnel: verificação de qualidade do escoamento e vedação na seção de testes

Durante os últimos dois anos o túnel de vento do CEA foi deslocado pelo menos três vezes em função de constantes obras no campus da UFMG. Assim sendo, antes de conduzir os ensaios no túnel uma rápida verificação da vedação e das características do escoamento na seção de testes foi executada.

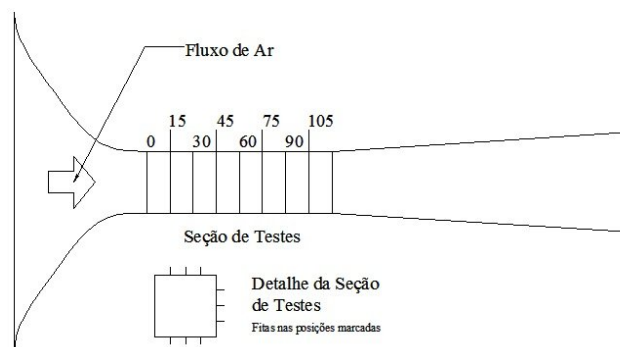


FIGURA 6.17 – Pontos de instalação dos fios de lã na seção de testes.

DESENVOLVIMENTO DA FORMA DO SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

Para efetuar a verificação, uma série de fios de lã foi instalada na seção de testes do túnel de vento. Os fios foram posicionados nas posições indicadas na FIG 6.17. O comprimento dos fios de lã utilizados foi de *5cm*. Em seguida o túnel foi ligado em máxima rotação. O objetivo do teste foi verificar se todos os fios se alinhavam de forma paralela, indicando uma seção de testes livre de vazamentos e vorticidades estacionárias. Conforme pode ser visto na FIG 6.18 este não foi o caso durante os primeiros ensaios. Nesta figura, a vibração de um dos fios sinalizou para um desalinhamento na mesa de ensaio. As falhas na seção de testes foram sanadas para a condução dos testes.

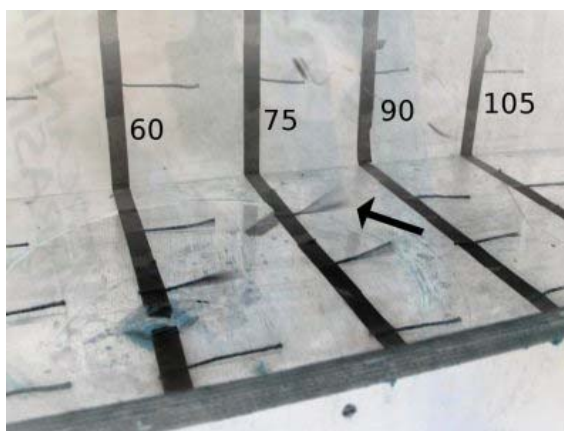


FIGURA 6.18 – Fio de lã acusando turbulência devido a uma fresta na mesa de ensaios do túnel de vento do CEA

Desempenho do túnel: espessura da camada limite de velocidade

Em toda interface entre um fluido e um corpo sólido existe a formação de uma camada limite. A camada limite é uma região em um escoamento caracterizada pela dissipação de energia em um escoamento devido ao atrito entre camadas de fluido com diferentes velocidades. Uma vez que o objetivo do uso do túnel de vento é o de simular o desempenho de um experimento em um escoamento livre, este não pode de forma alguma colidir com a camada limite.

DESENVOLVIMENTO DA FORMA DO SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

Um estudo simples da camada limite do túnel de vento foi feito com o objetivo de criar um modelo aproximado da camada limite na seção de testes. O procedimento consistiu de realizar repetidas medidas utilizando o tubo de Pitot do sistema anemométrico do túnel. Primeiramente posicionou-se este equipamento na posição mais a montante da seção de testes. O tubo foi posicionado a 30cm da parede da seção de testes e então o túnel foi ligada em sua maior velocidade. A pressão dinâmica foi registrada e, sem desligar o túnel, mudou-se a posição do tubo de Pitot para 25cm e tomou-se outra medida de pressão dinâmica. Este procedimento foi repetido até que o tubo de Pitot se encontrasse com a parede. A seguir o mesmo ensaio foi realizado na posição mais a jusante da seção de testes.

O resultado dos ensaios pode ser conferido nos gráficos apresentados no GRA 6.6. Nestes gráficos é possível visualizar a diminuição da velocidade a medida que o tubo de Pitot se aproxima das paredes da seção de testes. Utilizando-se a definição de camada limite de velocidades é possível estimar a espessura média da mesma nos dois pontos medidos.

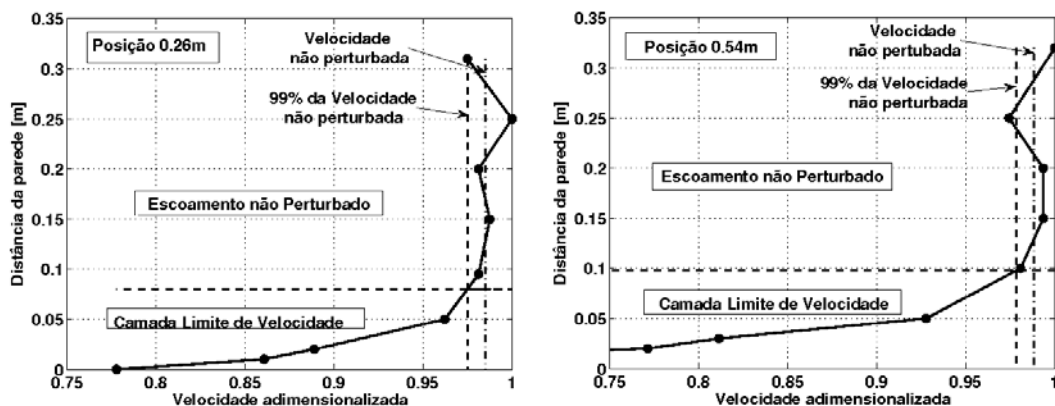


GRÁFICO 6.6 – Camada limite de velocidade em dois locais da seção de testes do túnel de vento do CEA

Uma vez que a seção de testes do túnel de vento apresenta dois planos de simetria, os dados de camada limite obtidos podem ser transladados às outras três paredes do túnel. Ainda, se for assumido que a camada limite da seção de testes do túnel de vento do CEA cresce linearmente, é possível definir o perfil da mesma. Este perfil está mostrado no GRA 6.7 e os polinômios descrevendo as retas se encontram nas equações EQ (6.15) e EQ (6.16).

DESENVOLVIMENTO DA FORMA DO SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

Neste trabalho, os experimentos foram conduzidos fora da região indentificada como sendo camada limite de velocidades da seção de testes do túnel.

$$CL(x) = 0,0620 \cdot x + 0,0644 \quad (6.15)$$

$$CL(x) = -0,0620 \cdot x + 0,3856 \quad (6.16)$$

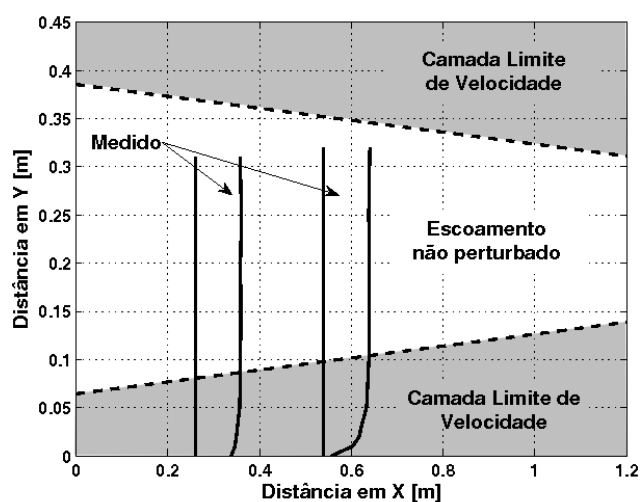


GRÁFICO 6.7 – Vista lateral da camada limite da seção de testes do túnel de vento do CEA

Desempenho do túnel: velocidade máxima e histerese do sistema anemométrico

De acordo com o especificado por OLIVEIRA (2004) o túnel de vento do CEA tem capacidade em projeto de $35m/s$. Entretanto, a hélice instalada no túnel de vento não é a mesma que foi especificada no projeto. Portanto é esperado que o túnel não seja capaz de atingir este desempenho.

Um estudo de desempenho do túnel de vento foi conduzido. O tubo de Pitot do sistema anemométrico foi posicionado a $10cm$ da parede. Em seguida o túnel de vento foi acelerado de $900rpm$ até $1800rpm$ em passos de $300rpm$. Para cada configuração de rotação, a pressão dinâmica na seção de testes foi aferida no sistema anemométrico do túnel. Na rotação mais alta, um anemômetro foi inserido na seção de testes para verificação da velocidade. O túnel

DESENVOLVIMENTO DA FORMA DO SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

foi desacelerado em passos de $300rpm$ para que se pudessem coletar dados referentes à histerese do sistema anemométrico do túnel.

Os dados atmosféricos coletados durante este ensaio estão resumidos na TAB 6.4. A curva de velocidades versus rotação comandada faz parte do GRA A.9. Neste gráfico, percebe-se que a velocidade máxima encontrada no túnel de vento foi de $26m/s$. O anemômetro utilizado durante o ensaio registrou $25,8m/s$, indicando que o sistema anemométrico do túnel funciona com razoável precisão.

TABELA 6.4 – Dados atmosféricos durante o ensaio de desempenho do túnel

Pressão atmosférica ao nível do mar	1019hPa
Temperatura local	22°C
Umidade local	0,49
Temperatura ao nível do mar	27,5°C
ΔT_{ISA}	+5,2°C
Pressão de vapor saturado	22,12hPa
Pressão local sem umidade	918,74hPa
Massa específica do ar	1,137kg/m ³

6.6.2 Especificação dos ensaios realizados no túnel de vento

Uma vez que o equipamento de testes para a sonda de ângulo de ataque estava construído e que o túnel de vento foi verificado foi possível determinar os ensaios a serem realizados. Foram elaborados onze ensaios, que se encontram resumidos na TAB 6.5. Estes ensaios estão detalhados a seguir.

DESENVOLVIMENTO DA FORMA DO SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

TABELA 6.5 – Resumo dos ensaios realizados no túnel de vento

Nome do ensaio	Configuração do túnel	Configuração do equipamento de testes	Plano de teste
Ensaio 1	900rpm	Configuração 15D	Plano AC
Ensaio 2	900rpm	Configuração 15D	Plano AC
Ensaio 3	900rpm	Configuração 15D	Plano BD
Ensaio 4	900rpm	Configuração 8D	Plano AC
Ensaio 5	1200rpm	Configuração 15D	Plano AC
Ensaio 6	1200rpm	Configuração 15D	Plano BD
Ensaio 7	1200rpm	Configuração 8D	Plano AC
Ensaio 8	1500rpm	Configuração 15D	Plano AC
Ensaio 9	1500rpm	Configuração 15D	Plano BD
Ensaio 10	1500rpm	Configuração 8D	Plano AC
Ensaio 11	1200rpm	Configuração 15D	Plano AC

Ensaio 1

O objetivo do ensaio 1 foi verificar a resposta diferencial de pressão do plano AC (ângulo de ataque) com a variação do ângulo de ataque enquanto o sensor se encontra submetido a velocidade de $10m/s$ ($900rpm$ no túnel). Também é objetivo deste ensaio verificar as perturbações nas tomadas de pressão B, D e 0 devido a variação de ângulo de ataque.

O sistema de testes foi instalado no túnel de vento na configuração 15D (FIG 6.13). O plano AC foi posicionado de modo perpendicular ao plano de rotação da mesa da seção de testes do túnel de vento. O túnel foi ligado em $900rpm$ com o equipamento alinhado com o escoamento. A seguir o ângulo foi aumentado (na direção da tomada de pressão A) de 3° em 3° graus até que atingisse os 30° positivos. A partir desta posição, o ângulo foi reduzido com mesmos intervalos até atingir 30° negativos. Em seguida novamente o ângulo foi aumentado até que se atingisse os 12° positivos, encerrando a aquisição. Em cada uma das posições o diferencial de pressão entre a tomada A e a tomada C foi registrado com auxílio do sensor C-2 (Capítulo 5). No caso deste ensaio, as pressões manométricas das tomadas B, D e 0 também foram registradas.

DESENVOLVIMENTO DA FORMA DO SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

Ensaio 2

O ensaio 2 é uma repetição do ensaio 1. Porém neste caso, as linhas equivalentes às tomadas B, D e 0 foram vedadas e nenhuma pressão foi registrada.

O objetivo deste ensaio foi verificar a repetitibilidade do ensaio anteriormente realizado na sonda.

Ensaio 3

O ensaio 3 foi conduzido de forma similar ao ensaio 2, porém o canal estudado foi o canal BD (ângulo de derrapagem). Desta forma o plano BD foi posicionado de modo perpendicular ao plano de rotação da mesa da seção de testes do túnel de vento e então o ângulo foi variado da mesma forma que foi no ensaio 1. Em cada uma das posições estudadas, o diferencial de pressão entre a tomada B e a tomada D foi tomado e foi convencionado que a tomada B seria a tomada superior.

O objetivo deste ensaio foi registrar a resposta no plano BD do diferencial de pressão em velocidades próximas a $10m/s$ ($900rpm$ no túnel).

Ensaio 4

O ensaio 4 é realizado no plano AC de forma similar ao ensaio 2. Porém neste caso, o sistema de testes estava configurado na posição 8D.

O objetivo deste ensaio foi o de verificar se existiria alguma mudança perceptível no diferencial de pressão registrado pela sonda em velocidades próximas de $10m/s$ caso a distância até o pedestal fosse reduzida.

DESENVOLVIMENTO DA FORMA DO SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

Ensaio 5

O ensaio 5 é realizado no plano AC de forma similar ao ensaio 2, porém neste caso o túnel está configurado para *1200rpm* ao invés de *900rpm*. Isto confere uma velocidade na seção de testes de cerca de *15m/s*.

O objetivo do ensaio é o de estudar o desempenho da sonda no canal AC para velocidades próximas de *15m/s*.

Ensaio 6

O ensaio 6 é realizado no plano BD de forma similar ao ensaio 3, porém neste caso o túnel está configurado para *1200rpm*. O objetivo do ensaio é o de estudar o desempenho da sonda no canal BD para velocidades próximas de *15m/s*.

Ensaio 7

O ensaio 7 é realizado no plano AC de forma similar ao ensaio 4, porém neste caso o túnel está configurado para *1200rpm*. O objetivo do ensaio é o de estudar a variação do desempenho da sonda quando existe variação da distância até o pedestal para velocidades de cerca de *15m/s*.

Ensaio 8

Completando a seqüência dos ensaios 2 e 5 se encontra o ensaio 8. Este ensaio também é realizado no plano AC porém o túnel se encontra configurado para *1500rpm*, conferindo velocidades próximas a *20m/s* na seção de testes.

DESENVOLVIMENTO DA FORMA DO SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

Ensaio 9

O ensaio 9 completa a seqüência iniciada pelos ensaios 3 e 6. Neste ensaio o plano de estudo é o plano BD e o túnel está configurado para *1500rpm*.

Ensaio 10

O ensaio 10 completa a seqüência iniciada pelos ensaios 4 e 7. Neste ensaio o plano de estudo é o plano AC, o equipamento de testes está configurado para a posição 8D e o túnel está configurado para *1500rpm*.

Ensaio 11

O ensaio 11 é diferente dos demais ensaios propostos. Neste ensaio, o túnel foi configurado para *1200rpm* e o plano de testes escolhido foi o plano AC. Apenas dois ângulos foram ensaiados: 6° e 15° positivos. As tomadas de pressão A e C foram medidas de modo independente ao invés de se medir o diferencial, ou seja, as pressões manométricas das tomadas A e C foram determinadas para os dois ângulos ensaiados.

O objetivo deste ensaio foi o de medir com precisão o coeficiente de pressão nestas duas tomadas para que os resultados do túnel de vento pudessem ser comparados diretamente com dados numéricos retirados da simulação computacional. Este ensaio visa estudar os desvios de resultados entre as duas metodologias.

DESENVOLVIMENTO DA FORMA DO SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

6.6.3 Dados coletados dos ensaios

Os ensaios anteriormente descritos foram conduzidos no túnel de vento de forma seqüencial no período de cerca de três semanas. Os resultados agrupados dos ensaios 1 até 10 podem ser vistos nos gráficos GRA A.10 até GRA A.12 no apêndice A e repetidos nesta seção para melhor visibilidade.

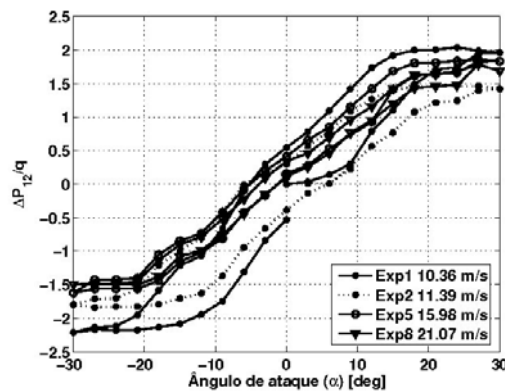


GRÁFICO A.10 – Resultado não processado dos ensaios com configuração 15D e alinhamento no plano AC

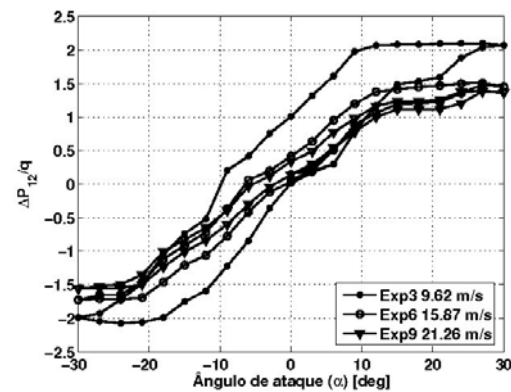


GRÁFICO A.11 – Resultado não processado dos ensaios com configuração 15D e alinhamento no plano BD

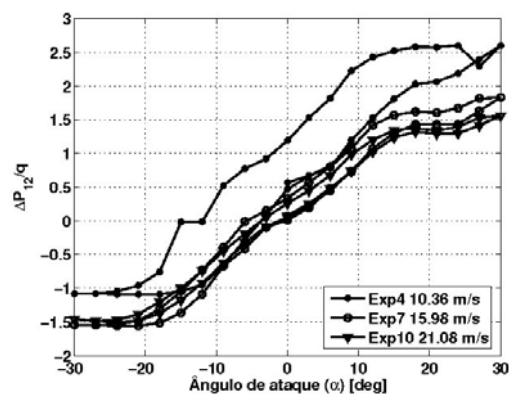


GRÁFICO A.12 – Resultado não processado dos ensaios com configuração 8D e alinhamento no plano AC

DESENVOLVIMENTO DA FORMA DO SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

Os dados atmosféricos obtidos durante estes ensaios podem ser vistos na seção A.4 do apêndice. No GRA A.13 estão registradas as massas específicas do ar para todos os experimentos realizados. Na GRA A.14 se encontra a pressão estática local na sala para todos os experimentos. O GRA A.15 mostra a relação da pressão estática na seção de testes com a pressão estática no ambiente. Nos GRA A.16 a A.18 estão mostradas as características dinâmicas do escoamento para cada experimento agrupado por rotação configurada no túnel de vento. Finalmente o GRA A.19 mostra o número de Reynolds para cada experimento.

No período de ensaio nota-se que houve pouca mudança na massa específica do ar uma vez que a variação máxima se encontrou na ordem de $0,004\text{kg/m}^3$. A pressão na sala apresentou variações tão grandes quanto 160Pa que representa aproximadamente 40% da pressão dinâmica máxima do túnel.

Nota-se também a existência de flutuações na pressão dinâmica de ensaios configurados para a mesma rotação de túnel. O caso mais extremo se encontra no GRA A.16. A variação observada se encontra ligada a mudanças de massa específica entre os ensaios e ao erro experimental de ajuste de rotação no túnel devido ao modo com que é feita a entrada da rotação de ensaio no controlador do motor do túnel.

Mesmo existindo flutuações moderadas de pressão dinâmica para os casos em que o túnel foi configurado para 900rpm , a erro entre as velocidades não superou valores superiores a 15% . Por tanto todos os ensaios foram aceitos para serem incluídos no pós-processamento. O pós-processamento dos dados coletados é conduzido no próximo capítulo.

7. PÓS-PROCESSAMENTO DOS DADOS

7.1 Introdução

Neste capítulo é descrito os métodos e os resultados da fase de pós-processamento do procedimento para o projeto do sensor de ângulo de ataque.

Os dados brutos obtidos em túnel de vento primeiro passam por uma eliminação de histerese através de um processo de média. Em seguida, os dados são ajustados em polinômios com auxílio do método de mínimos quadrados. Durante este procedimento, é evidenciada uma região não linear na curva de desempenho do sensor. Uma vez que não se observa diferenças em desempenho para os planos AC e BD ou para as configurações 15D e 8D, os resultados são agrupados por velocidade.

A análise do experimento 11 em relação aos dados retirados no CFD é realizada em seqüência. Este estudo visa verificar qual das tomadas de pressão apresenta um maior erro devido à formação da camada limite. Também visa fornecer dados para futuros estudos de CFD utilizando outros métodos.

Com os dados do experimento 1 foi realizada uma análise da interferência cruzada da sonda testada, ou seja, a variação de pressão nas tomadas de pressão total e ângulo de derrapagem quando varia-se o ângulo de ataque. O objetivo desta análise foi o de certificar que em uma mesma sonda pode-se realmente medir ângulo de ataque e derrapagem.

Por fim a análise de uma adimensionalização alternativa é efetuada. Esta análise busca a simplificação da formulação do desempenho da sonda para uma implementação mais simples no interpretador (Capítulo 4).

7.2 Pós-processamento dos dados brutos

Eliminação da histerese

Nos GRA A.10 até A.12 do Apêndice A é possível identificar uma histerese considerável em todos os ensaios realizados. Nota-se que a histerese é especialmente mais alta nos casos em que os ensaios foram realizados com $900rpm$ ou cerca de $10m/s$. A histerese nestes casos chega a 30% do fundo de escala observado.

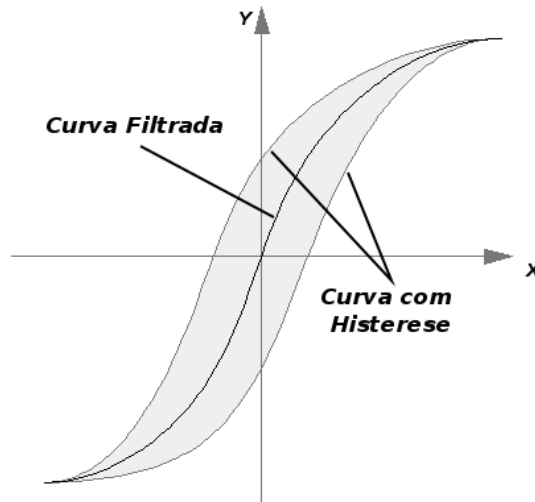


FIGURA 7.1 – Técnica de compensação de histerese

Para compensar a histerese do instrumento assume-se que a curva verdadeira esteja na média entre a curva de descida e a curva de subida. Esta técnica está esquematizada na FIG 7.1. Os GRA A.10 até A.12 foram submetidos a este procedimento e o resultado se encontra nos GRA A.20 até A.22 na seção A.5 do Apêndice A. Um conjunto de curvas filtradas está reproduzido na FIG 7.2 ilustrando o processo.

ENSAIOS COM O SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

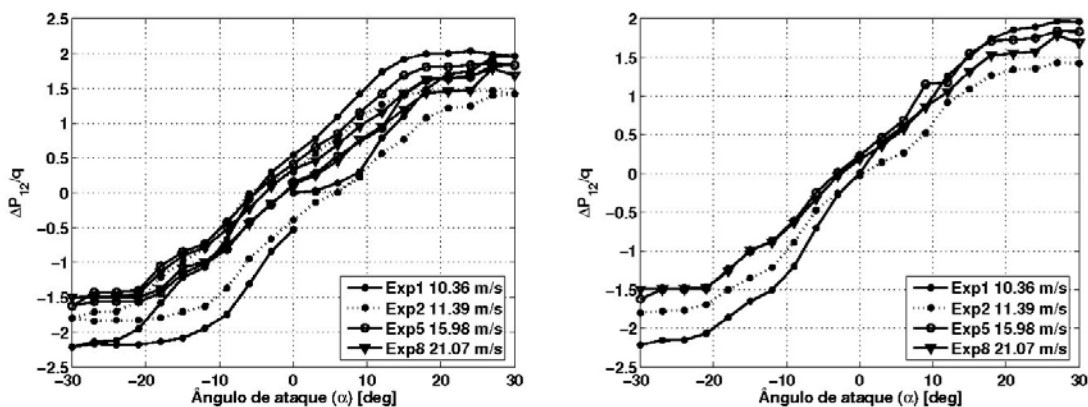


FIGURA 7.2 – Exemplo de filtragem de histerese: esquerda – curvas do plano AC com configuração 15D não filtrada; direita – mesmas curvas filtradas

Linearização

Com o tratamento da histerese nas curvas é possível perceber que existe uma região linear entre os ângulos -15° e $+15^\circ$ na curva de resposta do sensor de ângulo de ataque. Nota-se que fora deste intervalo as curvas tendem a mudar de inclinação em uma forma similar ao que ocorre no estol de aerofólios. Nota-se que em regiões acima de 20° , em qualquer direção, o sensor de ângulo de ataque perde sensibilidade.

Utilizando o método dos mínimos quadrados (AGUIRRE, 2006) para a região linear dos gráficos, pode-se determinar a sensibilidade da sonda nos diversos experimentos realizados. Um exemplo de aplicação está exibido na FIG 7.3 e a aplicação para todos os dados obtidos pode ser verificada nos gráficos GRA A.23 até GRA A.25 na seção A.6 do Apêndice A. Os resultados obtidos estão ordenados na TAB 7.1.

ENSAIOS COM O SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

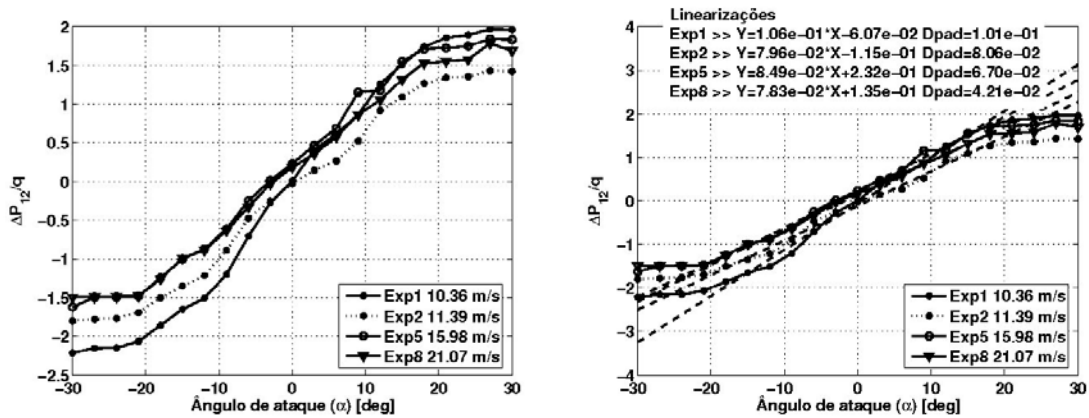


FIGURA 7.3 – Exemplo de linearização: esquerda – curvas do plano AC com configuração 15D filtradas; direita – mesmas curvas e suas respectivas linearizações

TABELA 7.1 – Resumo das linearizações dos ensaios realizados em túnel de vento

Nome do ensaio	Configuração do túnel	Configuração do equipamento de testes	Plano de teste	Velocidade [m/s] / Mach	Sensibilidade [deg ⁻¹]
Ensaio 1	900rpm	Configuração 15D	Plano AC	10,36 / 0,031	0,1060
Ensaio 2	900rpm	Configuração 15D	Plano AC	11,39 / 0,034	0,0796
Ensaio 3	900rpm	Configuração 15D	Plano BD	9,62 / 0,029	0,0975
Ensaio 4	900rpm	Configuração 8D	Plano AC	10,36 / 0,031	0,0910
Ensaio 5	1200rpm	Configuração 15D	Plano AC	15,98 / 0,048	0,0849
Ensaio 6	1200rpm	Configuração 15D	Plano BD	15,87 / 0,047	0,0780
Ensaio 7	1200rpm	Configuração 8D	Plano AC	15,98 / 0,047	0,0833
Ensaio 8	1500rpm	Configuração 15D	Plano AC	21,07 / 0,063	0,0783
Ensaio 9	1500rpm	Configuração 15D	Plano BD	21,26 / 0,063	0,0687
Ensaio 10	1500rpm	Configuração 8D	Plano AC	21,08 / 0,063	0,0761
CFD	-	-	-	incompressível	0,0596

ENSAIOS COM O SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

Verificação de colisão com camada limite do túnel

Uma hipótese possível para as não linearidades observadas nos gráficos GRA A.23 até GRA A.25 seria a colisão do experimento com a camada limite do túnel de vento. Uma vez que todos os experimentos realizados foram feitos no intervalo de -30° até 30° e que durante o estudo do túnel foi criado um modelo da camada limite, é possível construir a FIG 7.4. Nesta figura, exibem-se os limites de ângulo de ataque para o experimento nas duas configurações utilizadas. Repara-se que o ângulo de ataque máximo para teste para o equipamento é de 34° na configuração *15D*.

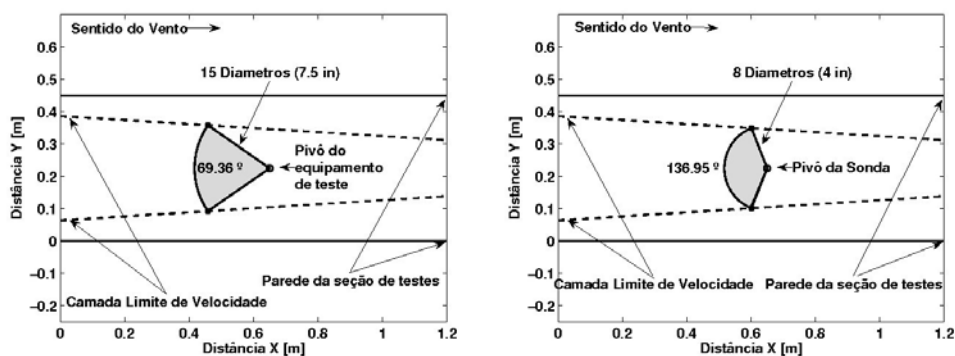


FIGURA 7.4 - Ângulo para o equipamento de testes colidir com a camada limite nas duas configurações testadas

Reorganização dos dados

Os dados apresentados até este ponto estiveram agrupados por experimentos utilizando o mesmo plano de leitura (*AC* ou *BD*) e a mesma configuração do equipamento de testes (*15D* ou *8D*). Analisando a TAB 7.1 é possível verificar que o coeficiente de inclinação angular das linearizações durante os ensaios que apresentaram velocidades similares são parecidos. Assim sendo os resultados foram reorganizados por velocidade e o resultado são os gráficos GRA A.26 até GRA A.28 no Apêndice A. Em particular, gráfico GRA A.27 está reproduzido na FIG 7.5.

ENSAIOS COM O SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

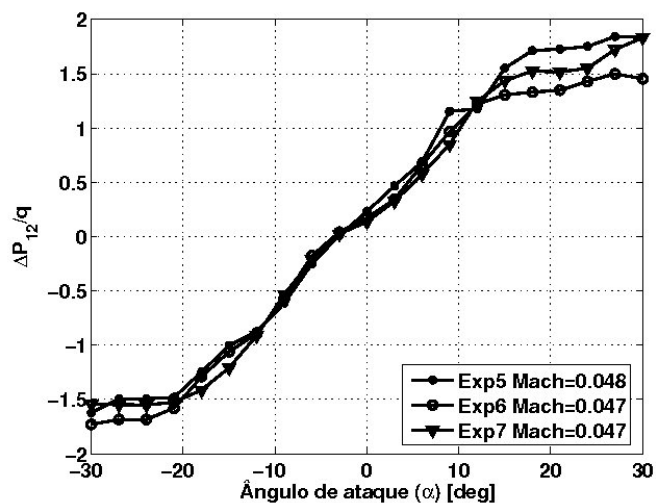


FIGURA 7.5 – Resultados dos ensaios com histerese filtrada e o túnel a 1200rpm

Conforme pode ser visto na FIG 7.5, existe uma sobreposição das regiões lineares do desempenho do sensor de forma independente ao plano de orientação ou à configuração utilizada no equipamento de testes. Nota-se que o espalhamento das curvas é menor na região linear. Também repara-se que o espalhamento diminui consideravelmente com a diminuição da velocidade.

União das curvas de velocidades idênticas

Uma vez que a inclinação da curva de resposta é função única da velocidade, os dados redundantes podem ser unidos através de um processo de média. Ao mesmo tempo, pode ser determinado o espalhamento da curva por meio de análise do desvio padrão e curvas de linearização podem ser levantadas. Os gráficos GRA A.29 até GRA A.31 apresentam o resultado da condensação das curvas. Para o caso da FIG 7.5 o resultado está mostrado na FIG 7.6 (GRA A.30).

ENSAIOS COM O SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

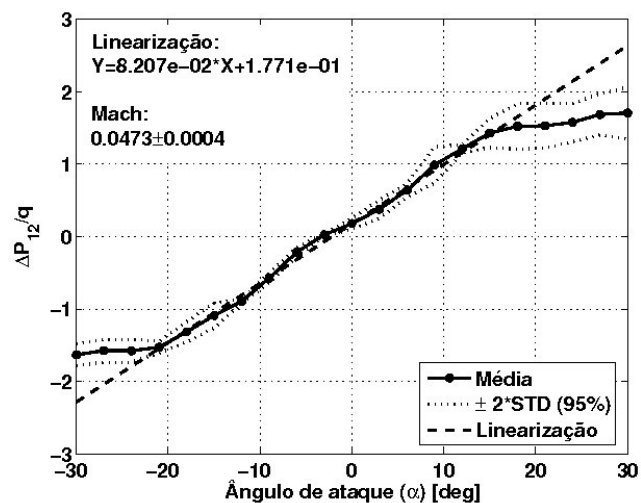


FIGURA 7.6 – Resultados dos ensaios com túnel a 1200rpm condensados

TABELA 7.2 – Resumo das linearizações das curvas condensadas para velocidades similares

Nome da curva	Mach	Sensibilidade [deg ⁻¹]
Velocidade Baixa	0,0309	0,0935
Velocidade Média	0,0473	0,0820
Velocidade Alta	0,0628	0,0628
CFD	incompressível	0,0596

As linearizações dos gráficos GRA A.29 até GRA A.31 estão resumidas na TAB 7.2. Nesta tabela pode ser visto que quanto maior o número de Mach do escoamento, menor é a sensibilidade desta sonda. Este dado pode ser visto na FIG 7.7 e também no gráfico GRA A.32 no Apêndice A.

ENSAIOS COM O SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

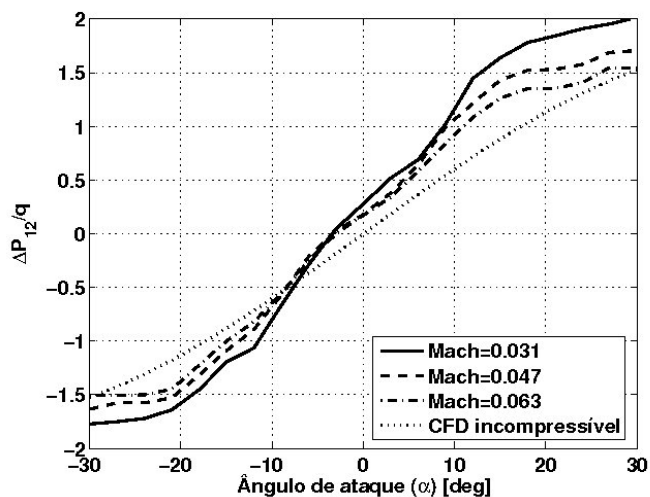


FIGURA 7.7 - Resultado da calibração do elemento sensor em túnel de vento

7.3 Comparação entre o desempenho do cálculo numérico e os dados obtidos em túnel

Observando a FIG 7.7 nota-se que houve um erro de predição entre o desempenho numérico e o desempenho em túnel da sonda construída. Pelos dados contidos na TAB 7.2 pode-se afirmar que a previsão da sensibilidade apresentou um erro de 56% para o caso de menor velocidade e, de acordo com a tendência, este erro é provavelmente maior quanto menor for a velocidade de teste.

Conforme foi reparado anteriormente, não existe dados do número de Reynolds dos experimentos descritos por GRACEY (1958). Esta variação de erro pode estar ligada ao baixo número de Reynolds dos experimentos.

Outro motivo pode ter sido relativo ao tipo do furo ou ao tamanho do furo para a tomada de pressão, uma vez que este fator influencia na pressão que é medida pela ponta sensora de ângulo de ataque.

ENSAIOS COM O SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

Outra contribuição para o erro pode ser o fato de que a malha não representa uma esfera perfeita (por ser um polinômio de Bézier). Esta característica da malha definitivamente não contribui para a diminuição do erro.

7.4 Investigação da interferência entre planos das tomadas de pressão na sonda

Para a medição simultânea de ângulo de ataque, ângulo de derrapagem e pressão dinâmica com auxílio de uma sonda similar à sonda testada, é desejável que as medidas de pressão sejam desacopladas. Durante o experimento 1 todas as tomadas de pressão foram medidas ao longo do experimento visando a verificação da existência ou não deste desacoplamento. Os dados coletados se encontram no gráfico GRA 7.1.

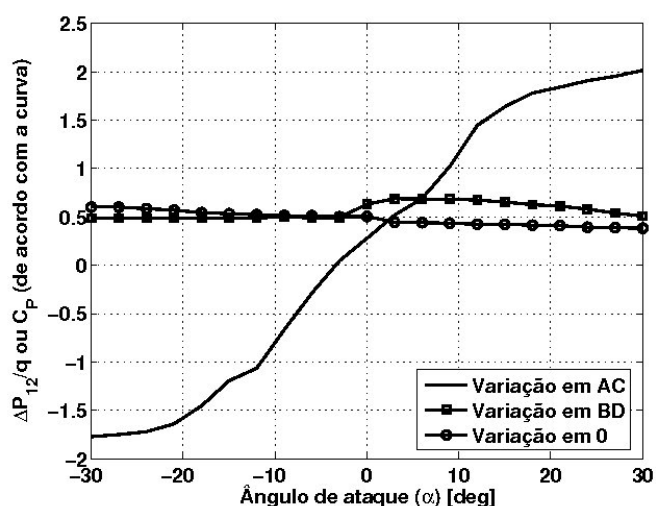


GRÁFICO 7.1 – Interferência nas tomadas de pressão B, D e total quando o ângulo de ataque é variado no plano AC

No gráfico GRA 7.1 repara-se que o diferencial de pressão na tomada de ângulo de derrapagem (plano BD) permanece aproximadamente constante e não nulo durante todo o experimento. Um comportamento idêntico ocorre no coeficiente de pressão da tomada de pressão 0. Portanto, neste caso foi observado um desacoplamento entre os planos de medição de ângulo de ataque e de ângulo de derrapagem.

7.5 Redução dos dados obtidos no túnel

Conforme discutido no Capítulo 4, um interpretador provável para um sistema de medição de ângulo de ataque deveria resolver a inversa da função k definida pela EQ (7.1).

$$\frac{\Delta P_{12}}{q} = k(\alpha, q) \quad (7.1)$$

Na FIG 7.7 estão apresentadas três curvas de nível da função k , que podem ser aproximadas à retas no intervalo de -15° até $+15^\circ$. Uma vez que a resposta da sonda é aproximadamente linear e que o coeficiente angular das linearizações varia de forma coerente com a pressão dinâmica foi decidido estudar uma possível nova adimensionalização para o diferencial de pressão ΔP_{12} diferente do utilizado pela EQ (7.1). O objetivo final seria tornar a função k independente da pressão dinâmica e com isso facilitar a construção do interpretador.

O procedimento de criação de uma nova normalização consistiu de uma análise de correlação seguida da determinação de uma nova normalização e posteriormente uma nova redução de dados. A análise de correlação foi realizada para confirmar que a principal razão da variação do coeficiente angular das linearizações foi a variação da pressão dinâmica e não outras grandezas que também variaram ao longo dos experimentos. A nova normalização foi realizada com estudo da variação do coeficiente angular com a pressão dinâmica. Uma vez determinada a nova normalização, uma segunda redução de dados foi feita, comprimindo o resultado de todos os experimentos em uma única curva.

Análise de correlação

O primeiro passo para unificar as curvas experimentais da sonda foi confirmar o motivo da variação do coeficiente angular ($a1$) das linearizações dos resultados dos experimentos 1 até 10. A análise da correlação da variação de $a1$ com as diversas grandezas que variaram nos experimentos foi a ferramenta utilizada para este fim. O gráfico GRA 7.2 apresenta a

ENSAIOS COM O SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

correlação do coeficiente angular das linearizações com relação à pressão dinâmica, pressão local, temperatura e pressão de vapor.

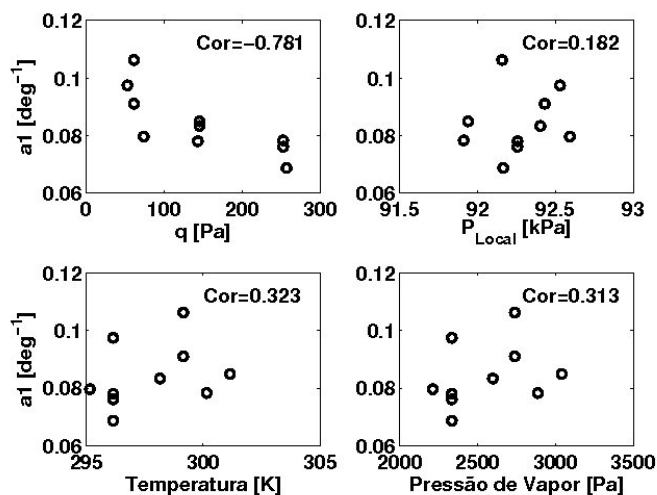


GRÁFICO 7.2 - Análise de correlação de variação de $a1$ com diversas grandezas.

Analisando o gráfico GRA 7.2 verifica-se que a correlação do valor de $a1$ com a pressão dinâmica é visivelmente alta quando comparada com as demais correlações. Portanto pode-se concluir que a variação da pressão dinâmica é a principal responsável pela variação do coeficiente angular na resposta da sonda testada.

O mesmo estudo foi realizado com o ponto onde as linearizações dos resultados dos experimentos 1 a 10 cruzam o zero (coeficiente $a0$). Este estudo está exibido no gráfico GRA 7.3. No caso deste gráfico, não existe nenhum número de correlação em destaque sugerindo que o coeficiente $a0$ seja não relacionado com a variação das grandezas citadas.

ENSAIOS COM O SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

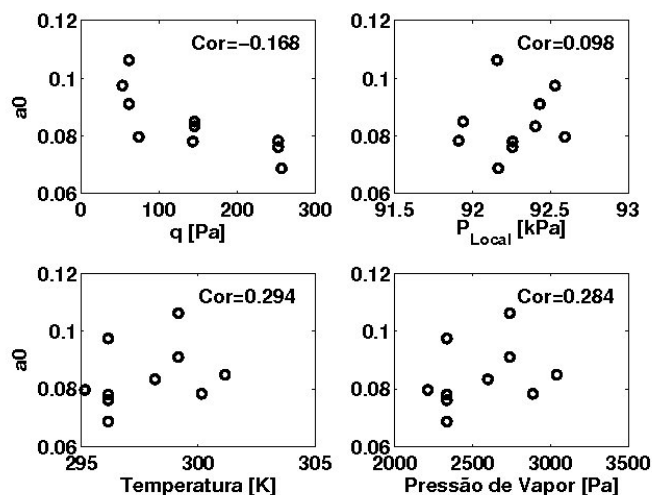


GRÁFICO 7.3 – Análise de correlação de variação de a_0 com diversas grandezas.

Nova transformação para o diferencial de pressão

Devido às linearizações dos resultados experimentais, a EQ (7.1) pode ser reescrita na forma da EQ (7.2) para o intervalo de ângulo de ataque de -15° até $+15^\circ$.

$$\frac{\Delta P_{12}}{q} = a1(q) \cdot \alpha + a0 \quad (7.2)$$

Onde o valor do coeficiente $a1$ varia com a pressão dinâmica, conforme verificado pelo estudo de correlação anteriormente feito. Para a determinação da nova adimensionalização do diferencial de pressão ΔP_{12} é necessário criar uma equação da variação do coeficiente $a1$ com a pressão dinâmica. O método dos mínimos quadrados descrito por AGUIRRE (2006) foi utilizado para este fim. Três polinômios interpoladores foram experimentados e o resultado da adequação se encontra no gráfico GRA 7.4.

ENSAIOS COM O SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

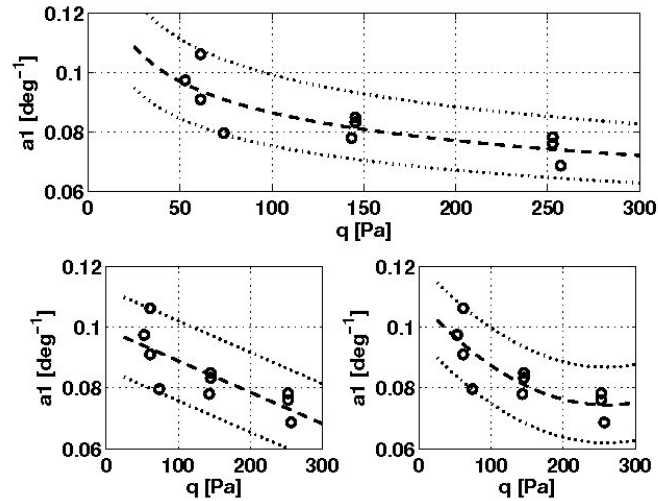


GRÁFICO 7.4 – Aproximação logarítmica (topo), reta (esq) e parábola (dir) da distribuição de pressão dinâmica versus $a1$

A melhor adequação foi atingida por meio de uso de um equacionamento logarítmico pois neste caso existe menor dispersão dos dados em relação à curva de adequação conforme pode ser visto no gráfico GRA 7.4. A curva de adequação está expressa na EQ (7.3).

$$a1(q) = 0,186 \cdot q^{-0,0166} \quad (7.3)$$

A EQ (7.3) pode ser inserida na EQ (7.2) resultando na EQ (7.4).

$$\frac{\Delta P_{12}}{q} = 0,186 \cdot q^{0,166} \cdot \alpha + a0 \quad (7.4)$$

E, trabalhando a EQ (7.4) obtém-se a EQ (7.5).

$$\frac{\Delta P_{12}}{q^{0,834}} = 0,186 \cdot \alpha + \frac{a0}{q^{-0,166}} \quad (7.5)$$

O valor do coeficiente $a0$ na EQ (7.5) é idealmente nulo. Nos resultados experimentais práticos este coeficiente ficou menor do que $0,15$. Portanto, pode ser assumido que o termo mais a direita da EQ (7.5) é aproximadamente constante. Logo a EQ (7.5) pode ser colocada

ENSAIOS COM O SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

na forma da EQ (7.6). Esta equação apresenta a nova normalização para o diferencial de pressão ΔP_{12} .

$$\frac{\Delta P_{12}}{q^{0,834}} = a1' \cdot \alpha + a0' \quad (7.6)$$

Redução dos dados experimentais

Aplicando-se a transformação obtida aos resultados obtidos em túnel dos experimentos de 1 a 10 com histerese filtrada constrói-se o GRA 7.5.

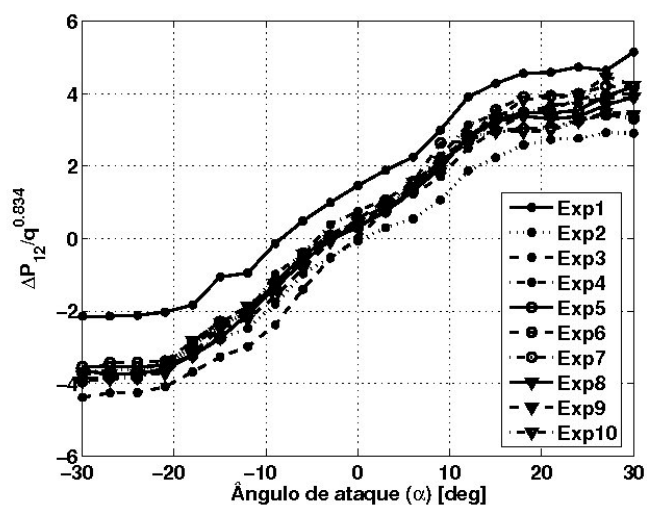


GRÁFICO 7.5 – Resultados experimentais transformados

Nota-se que existe uma superposição da maioria dos resultados experimentais obtidos durante este trabalho. As curvas equivalentes ao experimento 1 e 2 são as curvas mais discrepantes. Estes experimentos foram feitos com baixa pressão dinâmica e os dados apresentam uma considerável histerese. As curvas contidas no GRA 7.5 podem ser condensadas em uma única curva média que pode ser linearizada na região de -15° até $+15^\circ$ de ângulo de ataque. Tal procedimento está realizado no GRA 7.6.

ENSAIOS COM O SENSOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

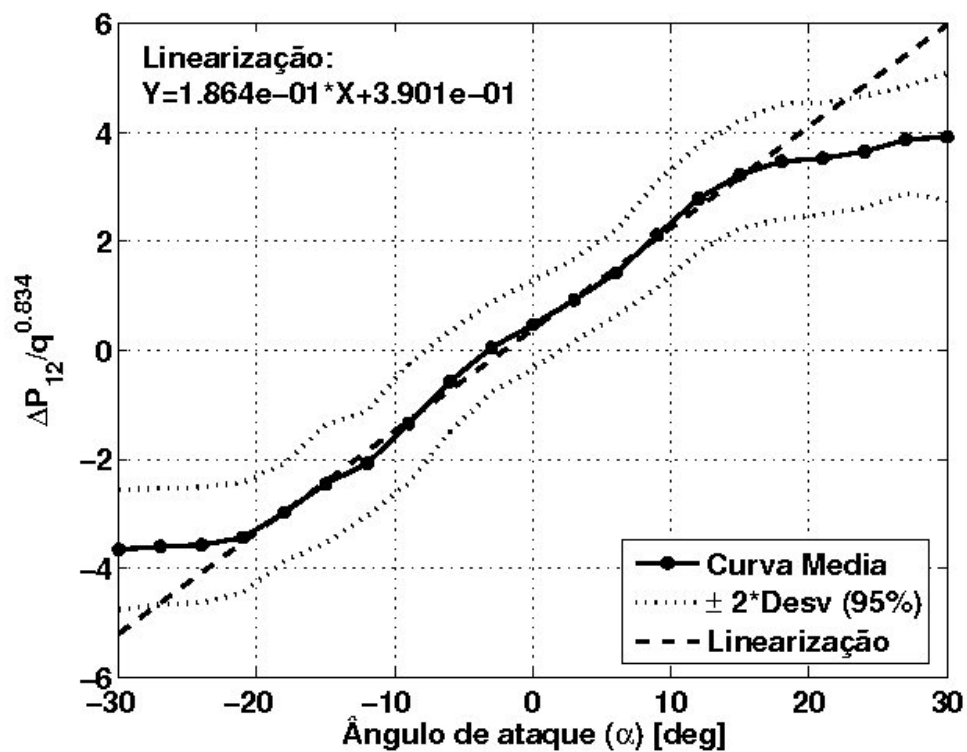


GRÁFICO 7.6 – Curva de calibração do elemento sensor construído

A curva representada pelo GRA 7.6 descreve a resposta da sonda testada em dez experimentos diferentes para um intervalo de velocidades de 10m/s até 22m/s e, possivelmente, é pouco alterada até os 40m/s , faixa considerada para o sistema medidor de ângulo de ataque idealizado no Capítulo 4.

8. COMENTÁRIOS E CONCLUSÕES

8.1 Comentários Finais

Considerando os capítulos anteriores, é interessante postar os seguintes comentários:

- i. As sondas de revolução aparentam seguir a regra proposta por MCFADDEN et al (1952) de que quanto menor o ângulo das tomadas de pressão maior a sensibilidade das sondas e ao mesmo tempo maior é a variação da sensibilidade com a variação da velocidade
- ii. O sistema proposto neste trabalho necessita que seja feita a medição da pressão dinâmica do escoamento. Esta medição pode ser feita tanto por um dispositivo complementar externo (por exemplo, um tubo de Pitot), quanto pelo próprio instrumento, internamente, se o mesmo possuir uma tomada de pressão estática e uma tomada de pressão total.
- iii. O uso de tensão constante como saída do sensor de pressão no sistema proposto neste trabalho simplifica o processo de interpretação porém adiciona complexidade eletrônica ao projeto do sensor. Caso o interpretador seja rápido o suficiente para a medição de sinais em frequência, o emprego de outro algoritmo de interpretação pode criar um sistema mais econômico e robusto
- iv. Embora não exista necessidade dos sensores serem lineares no sistema proposto, esta característica ainda é desejável uma vez que sensores lineares mantêm a mesma sensibilidade e característica de erro em todo espectro de medição.
- v. Os manômetros em U desenvolvidos no Capítulo 5 são medidores de níveis de líquido utilizados como medidores de pressão estacionários. Um sensor similar ao utilizado pode servir como medidor de nível de combustível ou outros líquidos em aplicações não estacionárias.

COMENTÁRIOS E CONCLUSÕES

- vi. Os manômetros em U descritos no Capítulo 5 podem ser redimensionados para poderem medir um fundo de escala mais amplo ou para medir o nível com maior precisão do que as utilizadas neste trabalho.
- vii. O sensor C2 apresentou uma resposta parabólica em contraste com a resposta de terceira ordem dos sensores C0 e C1. Tal comportamento pode ser atribuído à diferente forma de instalação dos terminais do capacitor no caso do sensor C2. De fato, somente neste sensor o terminal 1 não é instalado a partir da parede do manômetro em U.
- viii. Foi constatado durante a simulação do sensor de ângulo de ataque por meio de CFD que o tamanho da discretização influi de fato tanto no tempo de solução quanto no valor da solução da simulação numérica, conforme descrito em ANDERSON (1995). Isso representa uma dificuldade prática para a aplicação desta abordagem.
- ix. Na geração automática de malha dos corpos de revolução utilizou-se polinômios de Bézier de segundo grau. O uso de outro tipo de Spline ou curva Bézier permitem que o mesmo algoritmo seja capaz de criar malhas de formas mais complexas.
- x. O modelo de camada limite obtido no túnel de vento do CEA neste trabalho é um modelo extremamente simplificado. Para se executar uma análise mais completa, é necessária uma maior quantidade de amostras tanto em pressão dinâmica quanto em posição e, ao mesmo tempo, é desejável o uso de sensor de pressão dinâmica mais sensível.
- xi. Nota-se que em nenhum experimento realizado houve colisão com a camada limite modelada. Ou seja, a não linearidade observada nos resultados não se deve à interferência da camada limite do túnel de vento.
- xii. Os ensaios executados em túnel foram limitados pela velocidade máxima do mesmo. Para que o sensor proposto seja utilizado em aeronaves, mais ensaios devem ser feitos utilizando velocidades mais altas.
- xiii. O erro do modelamento numérico pode estar associado ao número de Reynolds, ao tamanho e forma das tomadas de pressão, às imperfeições da malha (por não ser

COMENTÁRIOS E CONCLUSÕES

precisamente esférica), às falhas construtivas da sonda efetivamente testada em túnel ou ao próprio método experimental.

8.2 Conclusões

Com relação ao presente estudo, pode-se tirar as seguintes conclusões:

- i. A simulação numérica aponta para a existência de um ponto ótimo para as tomadas de pressão no sensor de ângulo de ataque proposto. Entretanto, a metodologia de cálculo numérico empregada não permite afirmar com segurança a posição deste ponto.
- ii. O conjunto de testes em túnel utilizando o sensor C2, ao contrário da expectativa após os ensaios em bancada, apresentou histerese alta. A origem desta histerese é aparentemente mecânica.
- iii. Houve discrepância entre os coeficientes de pressão obtidos em túnel de vento e por meio das simulações numéricas, provavelmente devido a um ou a vários fatores listados no item xiii dos comentários. Neste trabalho é impossível precisar qual é mais relevante.
- iv. Com os resultados obtidos através dos ensaios em túnel de vento, foi possível obter um segmento de reta de calibração do sensor, se estendendo de -10 graus até +10 graus.
- v. Os resultados obtidos (GRA 7.1) indicam ser possível realizar a medida simultânea de ângulo de ataque e ângulo de derrapagem sem interferência cruzada relevante.
- vi. Possivelmente, o procedimento adotado no presente estudo é aplicável a qualquer sonda de ângulo de ataque por diferencial de pressão.

8.3 Sugestões

Em continuidade ao presente estudo, pode-se sugerir:

- i. Ensaiar o sensor A para que este possa servir em um sistema embarcado.
- ii. Investigação da possibilidade de aplicar os sensores capacitivos na medição de intensidade e frequência de escoamento turbulento.
- iii. Ensaios da sonda com tomadas de pressão separadas por 90 graus e comparação com os resultados obtidos no presente trabalho.
- iv. Estudo de um novo método de simulação numérica para as sondas deste trabalho com objetivo de identificar a posição ótima das tomadas de pressão no sensor de ângulo de ataque em questão.
- v. Avaliação de incerteza dos sensores criados neste trabalho.
- vi. Modelamento físico e matemático dos componentes envolvidos neste trabalho para a criação de um equacionamento de dimensionalização de um sensor de ângulo de ataque por diferencial de pressão.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- (1) Aguirre, L. A., *Introdução à Identificação de Sistemas – Técnicas Lineares e Não-Lineares Aplicadas a Sistemas Reais*, 2a ed, Editora UFMG, 2004, 655p.
- (2) Anderson Jr., J.D., *Fundamentals of Aerodynamics*, McGraw-Hill Inc., 1991, 765p.
- (3) Anderson Jr., J.D., *Computational Fluid Dynamics – The Basics with Applications*, McGraw-Hill Inc., 1995, 543p.
- (4) Ashley, H., *Engineering Analysis of Flight Vehicles*, Dover Publications Inc. New York, 1992, 275p.
- (5) Babinsky, H., Kuschel, U., Hodson, H.P., Moore, D.F., and Welland, M.E., *The Aerodynamic Design and Use of Multi-Sensor Pressure Probes for MEMS Applications*, XVth Bi-Annual Symposium on Measuring Techniques in Transonic and Supersonic Flows in Cascades and Turbomachines, Florence, Sep 28-29. 2000.
- (6) ESDU, *ESDU 77022 – Equations for Calculation of International Standard Atmosphere and Associated Off-Standard Atmospheres*, ESDU, 2003.
- (7) Freescale, *FreeScale Datasheet – Integrated Silicon Pressure Sensor On-Chip Signal Conditioned, Temperature Compensated and Calibrated – MPXV5004G Series*, Rev 10, FreeScale, 2007.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- (8) Gracey, W., *NACA Technical Note 4351 – Summary of Methods of Measuring Angle of Attack on Aircraft*, Langley Aeronautical Laboratory, 1958.
- (9) Grayhill, *Grayhill Datasheet – Optical Encoders Series 62A,V,D*, Grayhill, 2007
- (10) Hoerner, S. F., *Fluid-Dynamic Drag*, Publicado pelo Autor, 1965, 522p
- (11) Jung, W. G., *IC Op-Amp Cookbook*, 3rd Edition, Prentice Hall PTR, 1997, 571p.
- (12) McFadden, N. M., Holden, G. R., Ratcliff, J. W., *NACA Research Memorandum A52I23 – Instrumentation and Calibration Technique for Flight Calibration of Angle-of-Attack Systems on Aircraft*, Ames Aeronautical Laboratory, 1952.
- (13) Misra, D. K., *Radio-Frequency and Microwave Communication Circuits – Analysis and Design*, John Wiley and Sons, Inc. 2001, 573p.
- (14) National, *National Semiconductor Datasheet – LM555/LM555C Timer*, National Semiconductor, 1997.
- (15) Nicolosi, D. E. C., *Microcontrolador 8051 Detalhado*, Editora Érica, 2000, 220p.
- (16) Ogata, K., *Modern Control Engineering*, 3ª ed, Prentice-Hall, Inc., 1997, 809p.
- (17) Oliveira, P. H. I. A., *Projeto Aerodinâmico de Aeronaves Leves Utilizando o Método dos Painéis Tridimensional* (Dissertação de Mestrado), Escola de Engenharia – Universidade Federal de Minas Gerais, 2001.
- (18) Oliveira, P. H. I. A., *Desenvolvimento de um Túnel de Pequeno Porte na UFMG*, Departamento de Engenharia Mecânica, 2004,16p.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- (19) Philips, *Philips Datasheet – 74HC/HCT4046A Phase-locked-loop with VCO*, Philips Semiconductor, 1997.
- (20) Pozar, D. M., *Microwave and RF Design of Wireless Systems*, John Wiley and Sons Inc., 2001, 363p.
- (21) RBHA 22, *RBHA 22 – Requisitos de Aeronavegabilidade. Planadores e Motoplanadores*, Portaria nº283/DGAC, 1990.
- (22) RBHA 23, *RBHA 23 – Requisitos de Aeronavegabilidade. Aviões de Categoria Normal, Utilidade, Acrobática e Transporte Regional*, Portaria nº284/DGAC, 1990.
- (23) RBHA 25, *RBHA 25 – Requisitos de Aeronavegabilidade. Aviões de Categoria Transporte*, Portaria nº285/DGAC, 1990.
- (24) Sinclair, I. R., *Sensors and Transducers*, 3 rd ed, Newnes, 2001, 296p
- (25) White, F. M., *Fluid Mechanics*, 3. ed, McGrall-Hill Inc., 1994, 727p
- (26) Zalovcik, J. A., *NACA Technical Note 2676 – Summary of Stall-Warning Devices*, Langley Aeronautical Laboratory, 1952.

APÊNDICE A – GRÁFICOS

A.1 Gráficos construídos com dados das referências

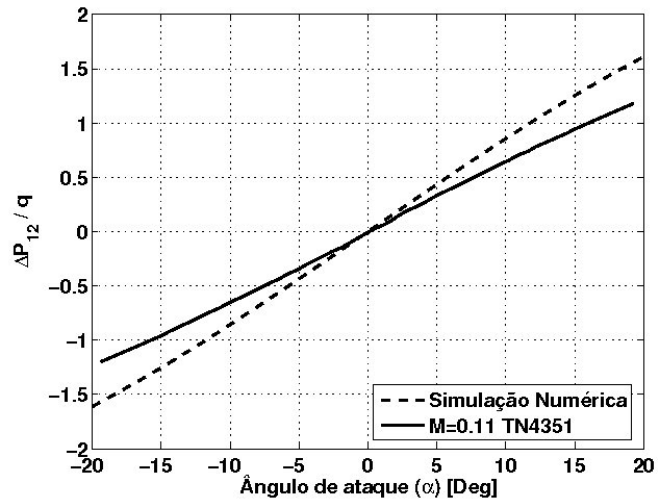


GRÁFICO A.1 – Comparação entre cálculo numérico e valor obtido em túnel por GRACEY (1959) do diferencial de pressão para a sonda A

APÊNDICE A - GRÁFICOS

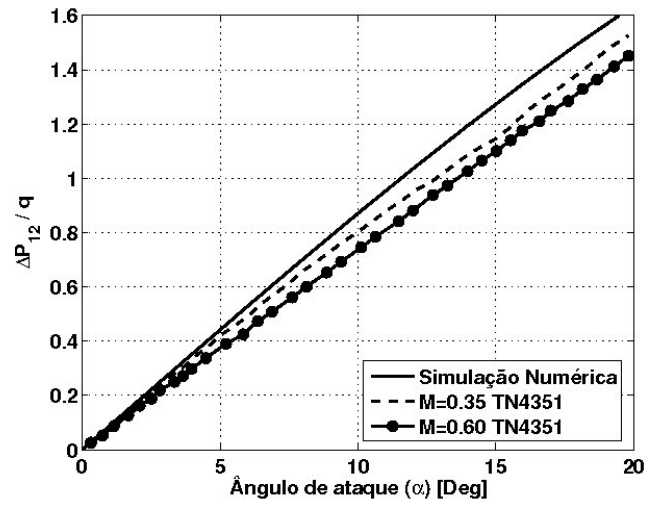


GRÁFICO A.2 – Comparação entre cálculo numérico e valor obtido em túnel por GRACEY (1959) do diferencial de pressão para a sonda B

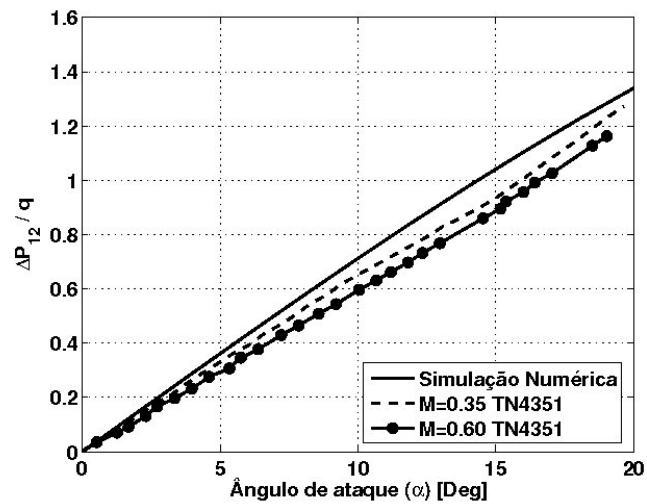


GRÁFICO A.3 – Comparação entre cálculo numérico e valor obtido em túnel por GRACEY (1959) do diferencial de pressão para a sonda C

APÊNDICE A - GRÁFICOS

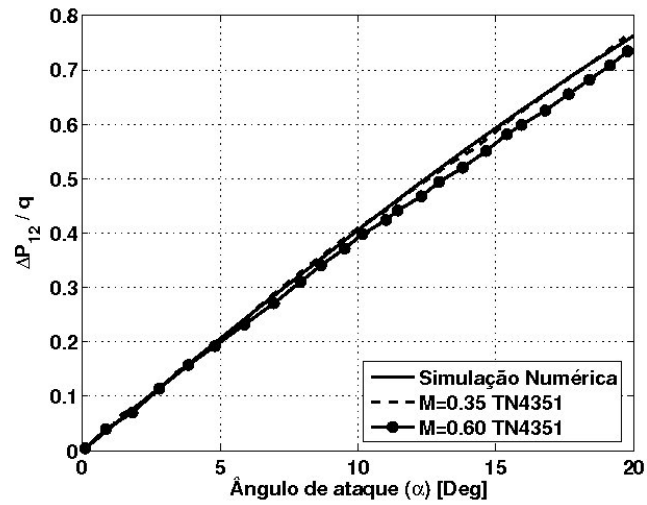


GRÁFICO A.4 – Comparação entre cálculo numérico e valor obtido em túnel por GRACEY (1959) do diferencial de pressão para a sonda D

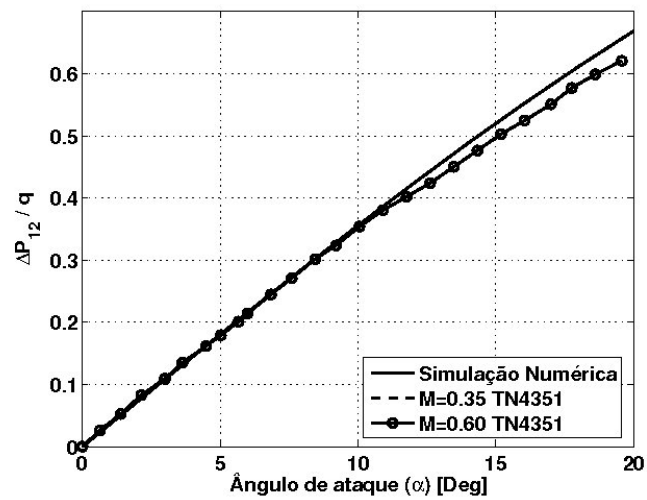


GRÁFICO A.5 – Comparação entre cálculo numérico e valor obtido em túnel por GRACEY (1959) do diferencial de pressão para a sonda E

APÊNDICE A - GRÁFICOS

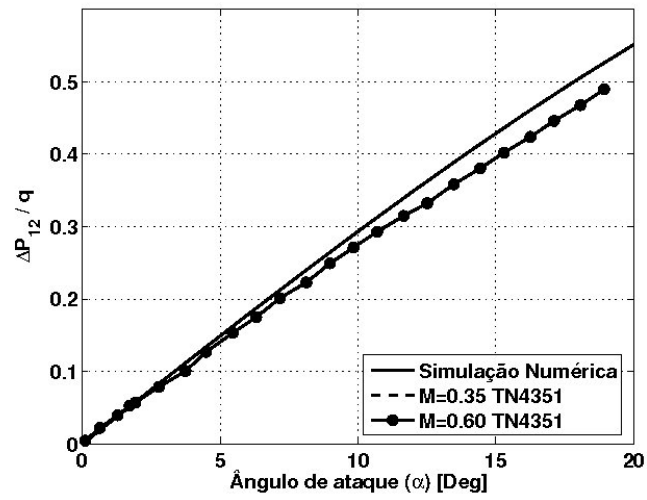


GRÁFICO A.6 – Comparação entre cálculo numérico e valor obtido em túnel por GRACEY (1959) do diferencial de pressão para a sonda F

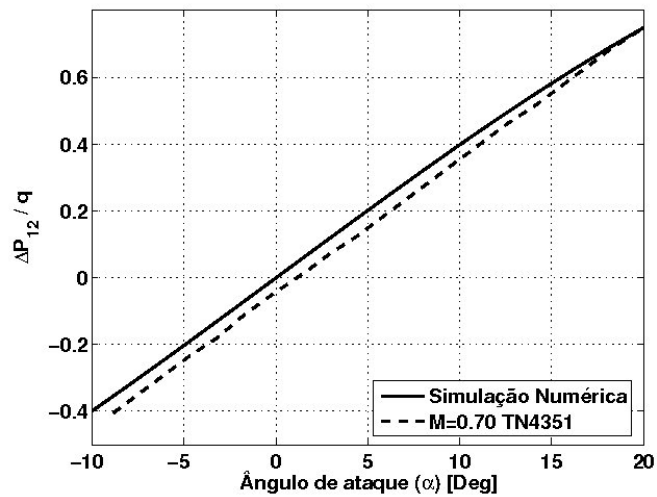


GRÁFICO A.7 – Comparação entre cálculo numérico e valor obtido em túnel por GRACEY (1959) do diferencial de pressão para a sonda G

APÊNDICE A - GRÁFICOS

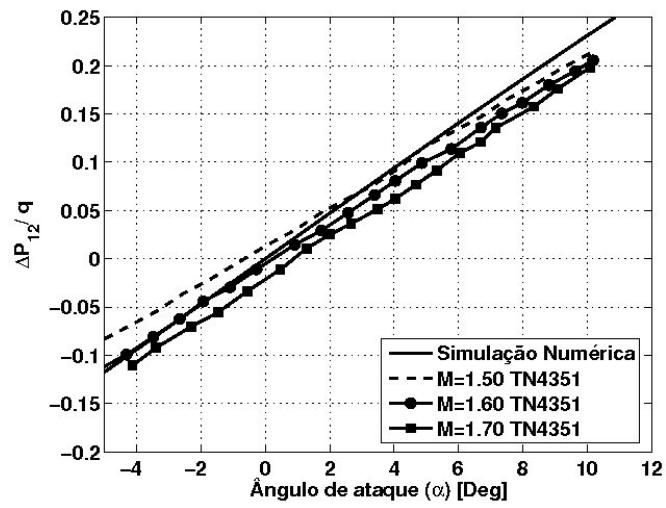


GRÁFICO A.8 – Comparação entre cálculo numérico e valor obtido em túnel por GRACEY (1959) do diferencial de pressão para a sonda H

APÊNDICE A - GRÁFICOS

A.2 Curvas de desempenho do túnel

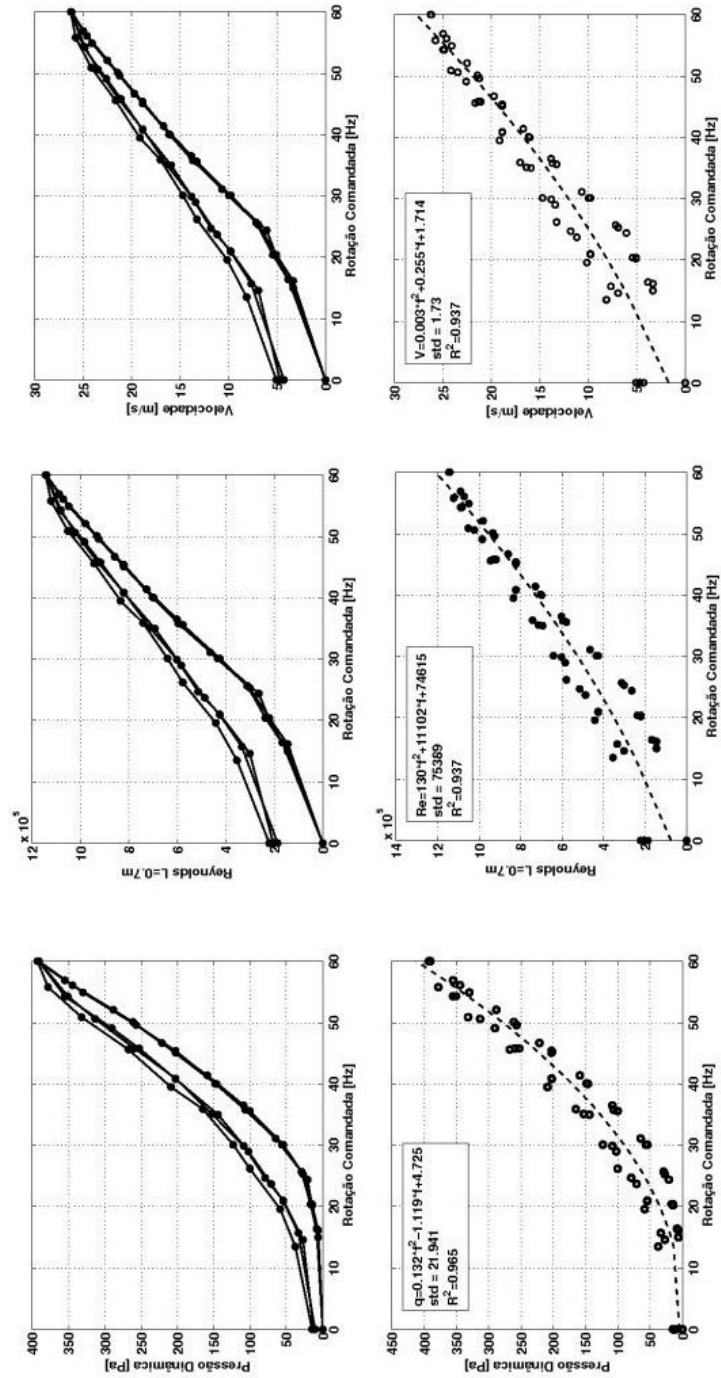


GRÁFICO A.9 – Curvas de desempenho do túnel de vento do CEA

APÊNDICE A - GRÁFICOS

A.3 Resultados não processados da calibração em túnel de vento

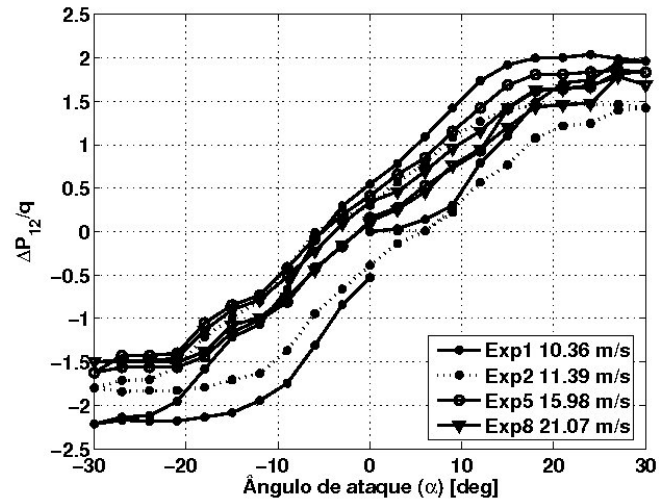


GRÁFICO A.10 – Resultado não processado dos ensaios com configuração 15D e alinhamento no plano AC

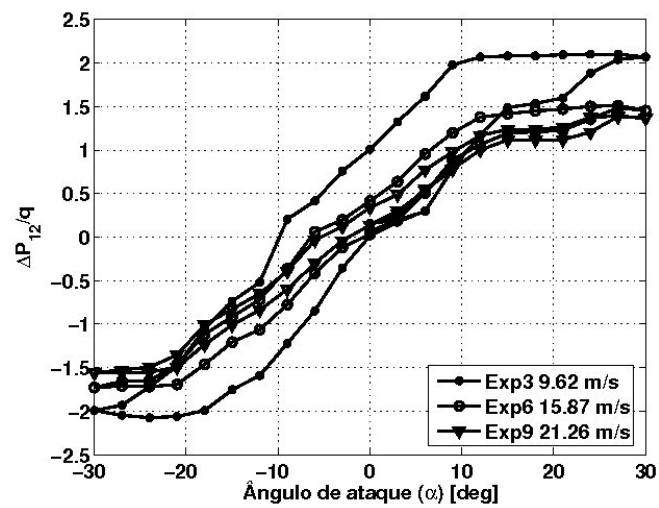


GRÁFICO A.11 – Resultado não processado dos ensaios com configuração 15D e alinhamento no plano BD

APÊNDICE A - GRÁFICOS

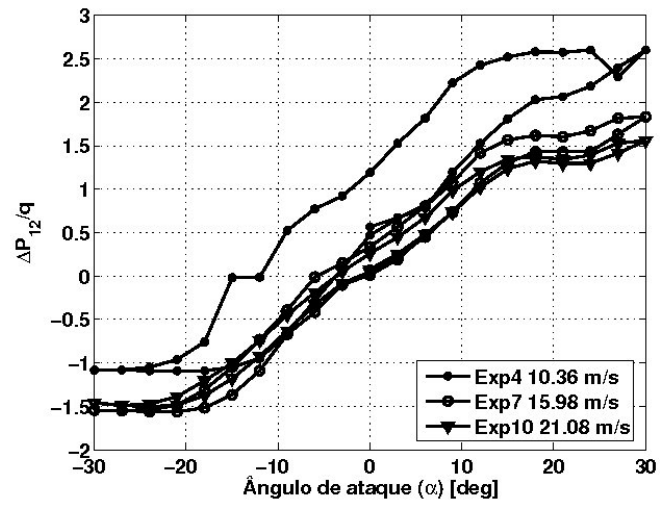


GRÁFICO A.12 – Resultado não processado dos ensaios com configuração 8D e alinhamento no plano AC

APÊNDICE A - GRÁFICOS

A.4 Dados ambientais dos ensaios em túnel de vento

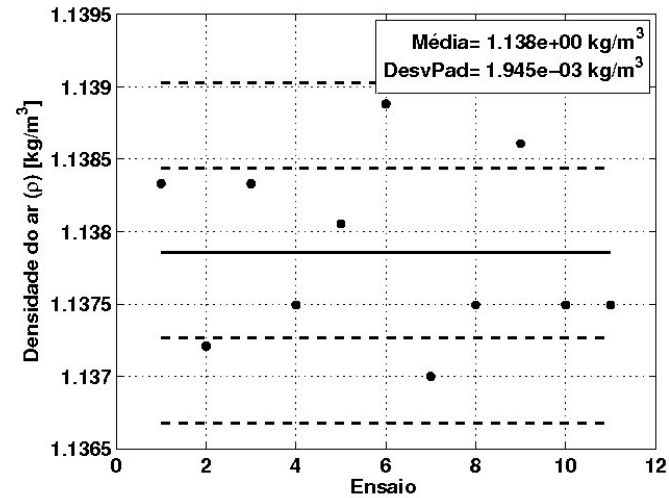


GRÁFICO A.13 – Massa específica do ar em todos os ensaios

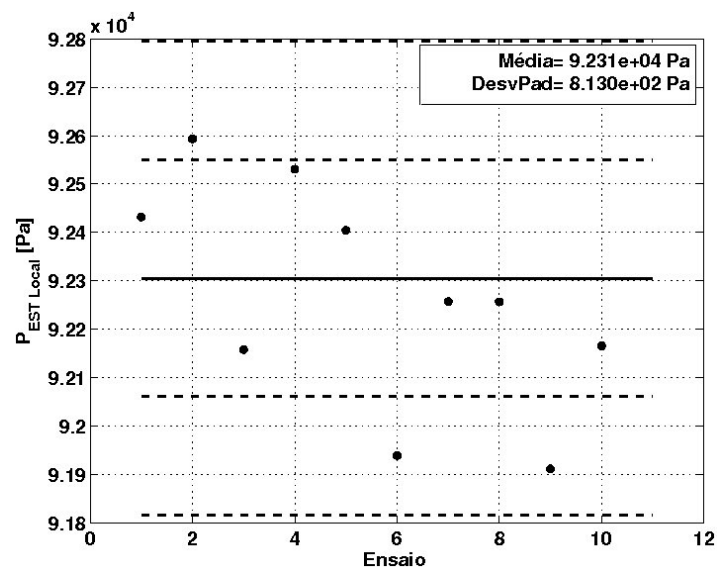


GRÁFICO A.14 – Pressão atmosférica local na sala em todos os ensaios

APÊNDICE A - GRÁFICOS

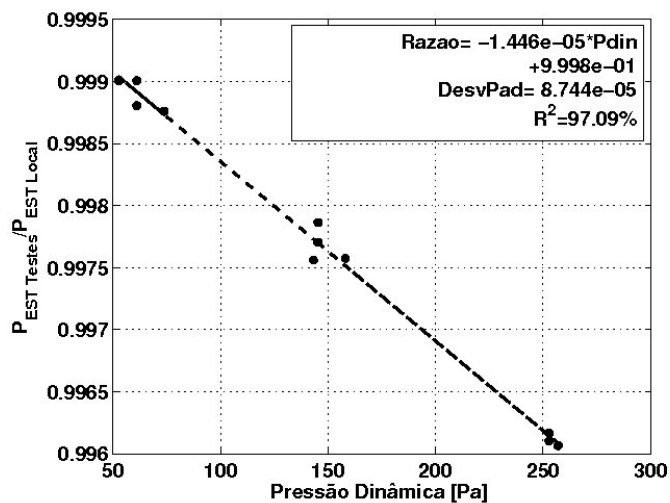


GRÁFICO A.15 – Pressão atmosférica na seção de testes em todos os ensaios

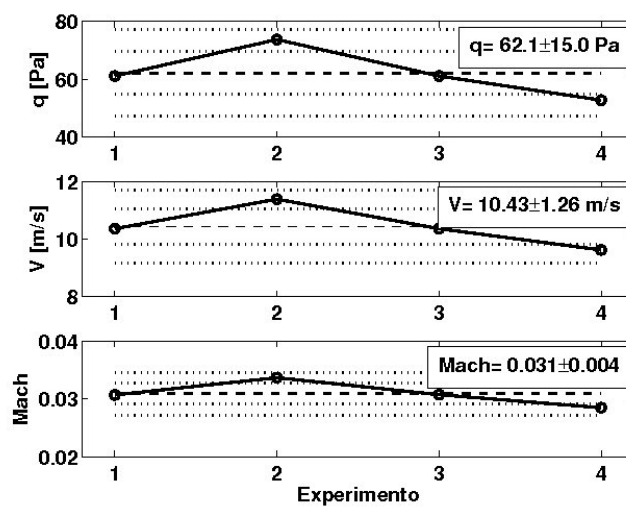


GRÁFICO A.16 – Variação das características dinâmicas do escoamento na seção de testes com túnel operando a 900rpm

APÊNDICE A - GRÁFICOS

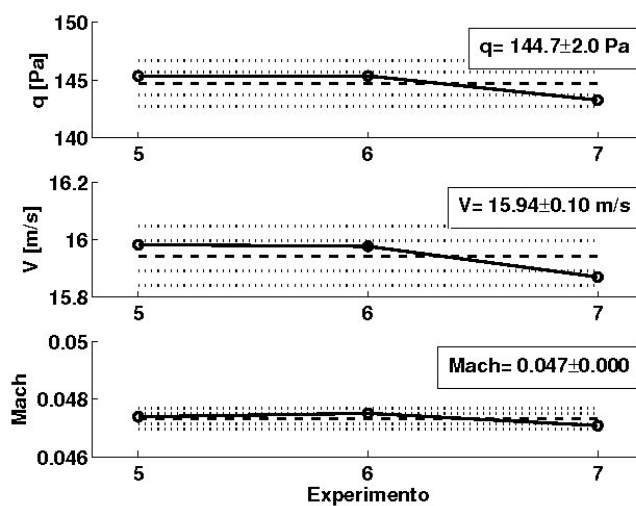


GRÁFICO A.17 – Variação das características dinâmicas do escoamento na seção de testes com túnel operando a 1200rpm

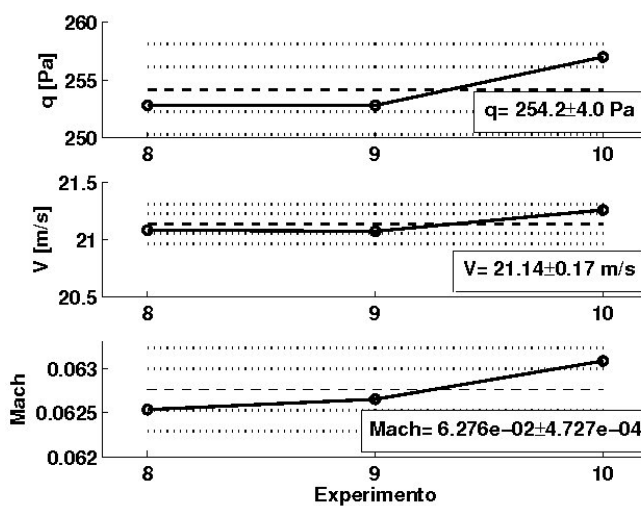


GRÁFICO A.18 – Variação das características dinâmicas do escoamento na seção de testes com túnel operando a 1500rpm

APÊNDICE A - GRÁFICOS

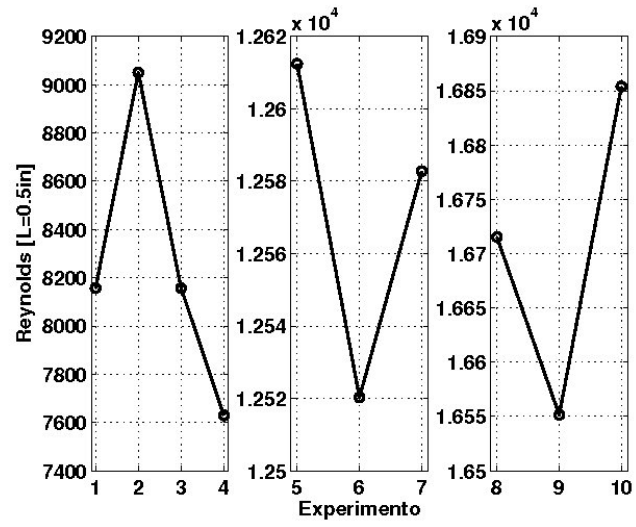


GRÁFICO A.19 – Número de Reynolds nos experimentos realizados

APÊNDICE A - GRÁFICOS

A.5 Resultados da calibração em túnel de vento com histerese compensada

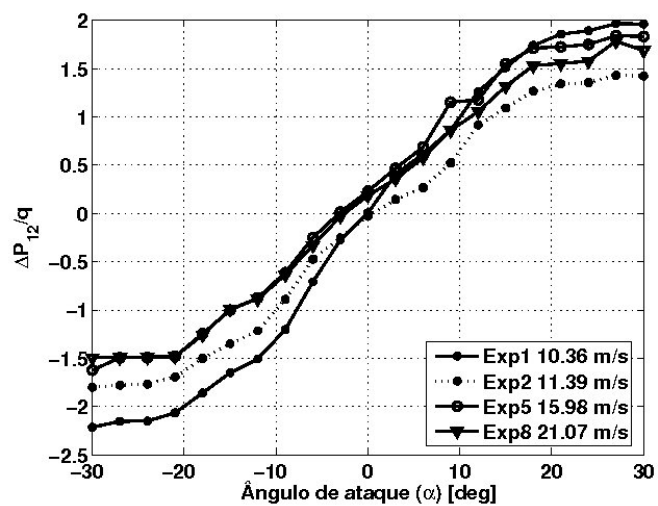


GRÁFICO A.20 - Resultado dos ensaios com configuração 15D e alinhamento no plano AC com histerese compensada

APÊNDICE A - GRÁFICOS

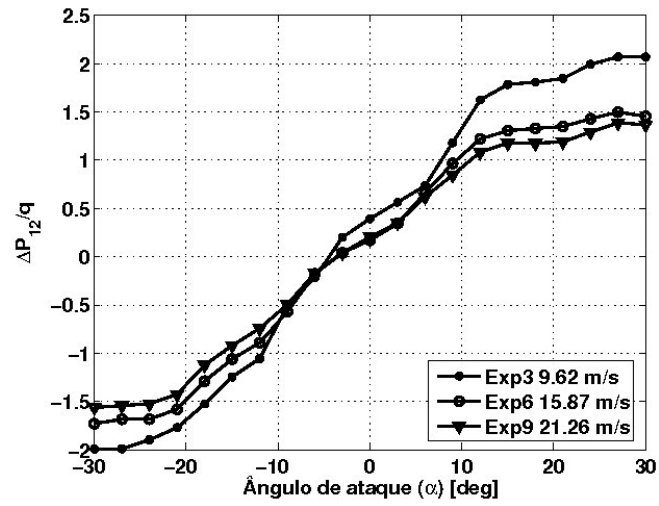


GRÁFICO A.21 - Resultado dos ensaios com configuração 15D e alinhamento no plano BD com histerese compensada

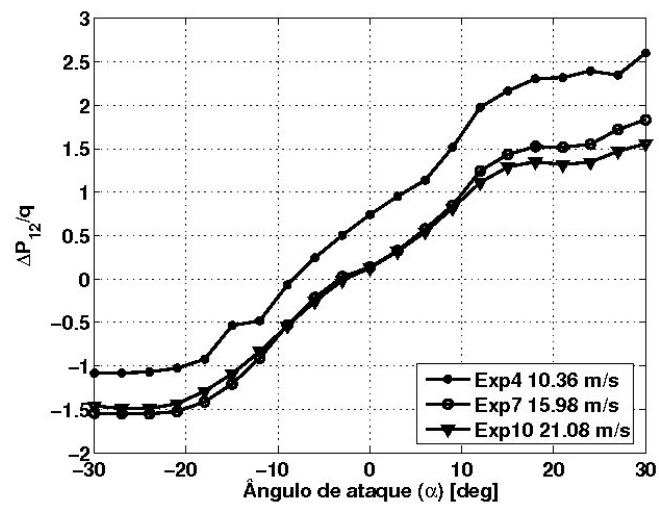


GRÁFICO A.22 - Resultado dos ensaios com configuração 8D e alinhamento no plano AC com histerese compensada

APÊNDICE A - GRÁFICOS

A.6 Resultados da calibração em túnel de vento linearizados

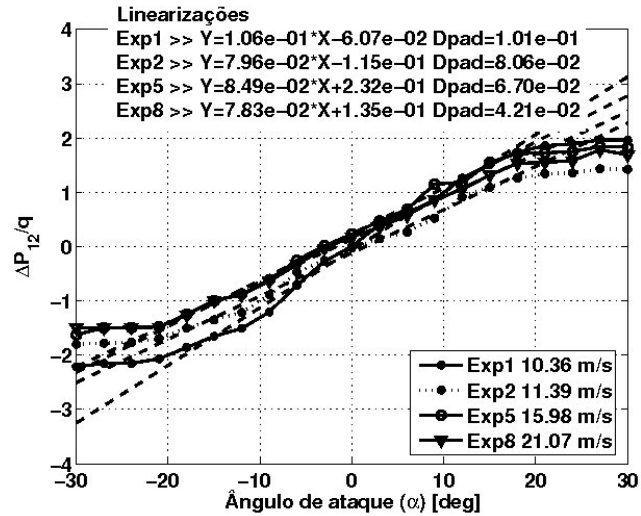


GRÁFICO A.23 - Resultado dos ensaios com configuração 15D e alinhamento no plano AC linearizados

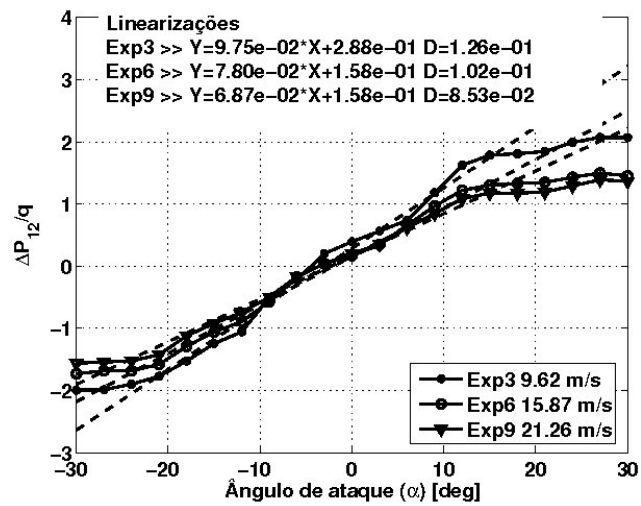


GRÁFICO A.24 - Resultado dos ensaios com configuração 15D e alinhamento no plano BD linearizados

APÊNDICE A - GRÁFICOS

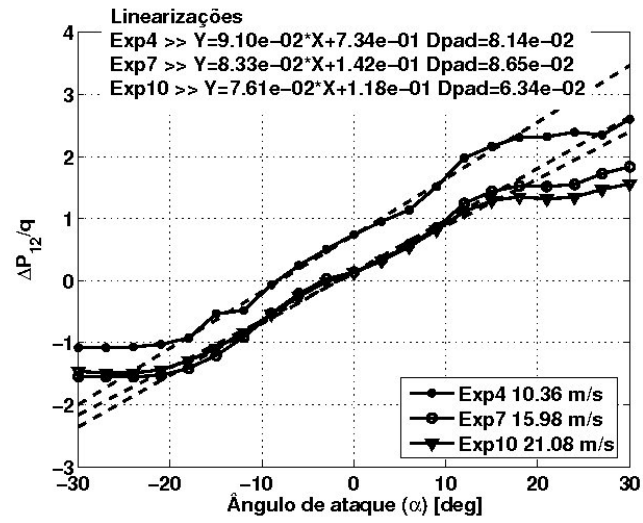


GRÁFICO A.25 - Resultado dos ensaios com configuração 8D e alinhamento no plano AC linearizados

APÊNDICE A - GRÁFICOS

A.7 Resultados em túnel de vento com histerese compensada reorganizado

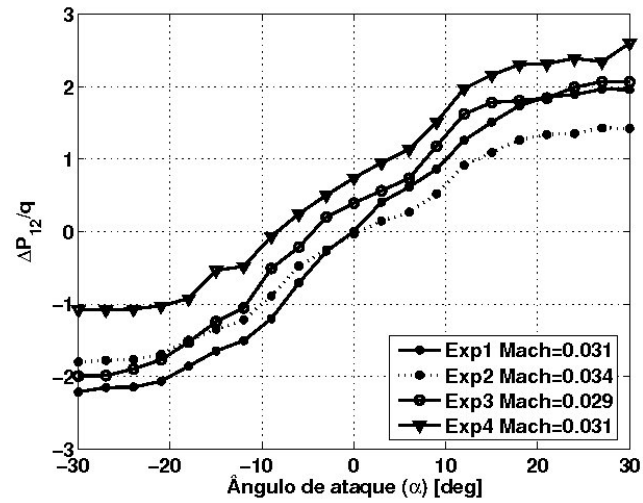


GRÁFICO A.26 – Resultados dos ensaios com histerese filtrada e o túnel a 900rpm

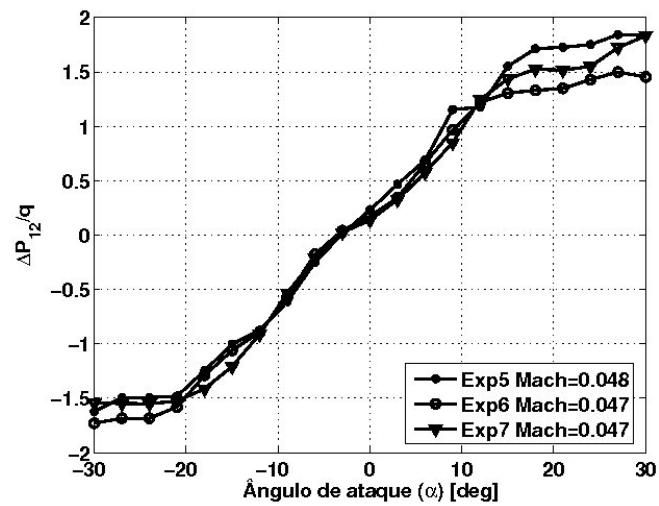


GRÁFICO A.27 – Resultados dos ensaios com histerese filtrada e o túnel a 1200rpm

APÊNDICE A - GRÁFICOS

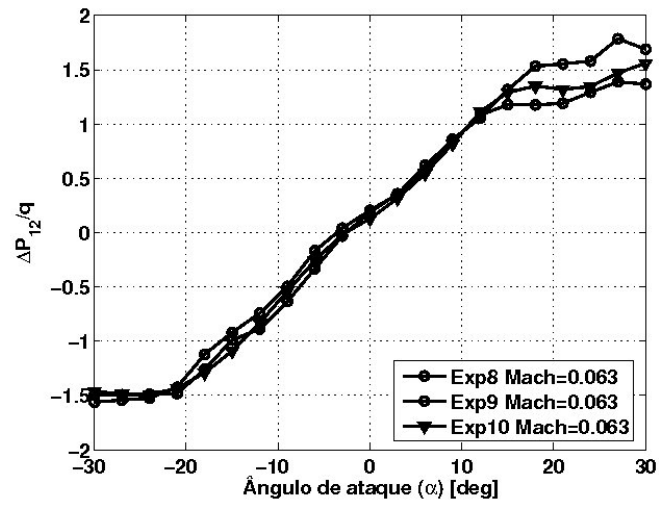


GRÁFICO A.28 – Resultados dos ensaios com histerese filtrada e o túnel a 1500rpm

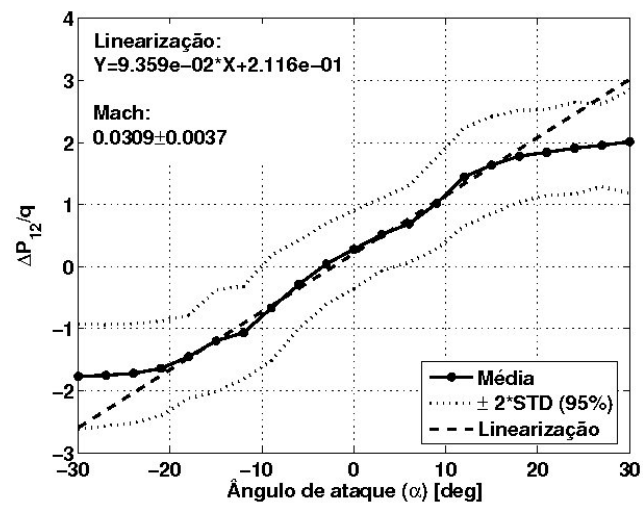


GRÁFICO A.29 – Resultados dos ensaios com túnel a 900rpm condensados

APÊNDICE A - GRÁFICOS

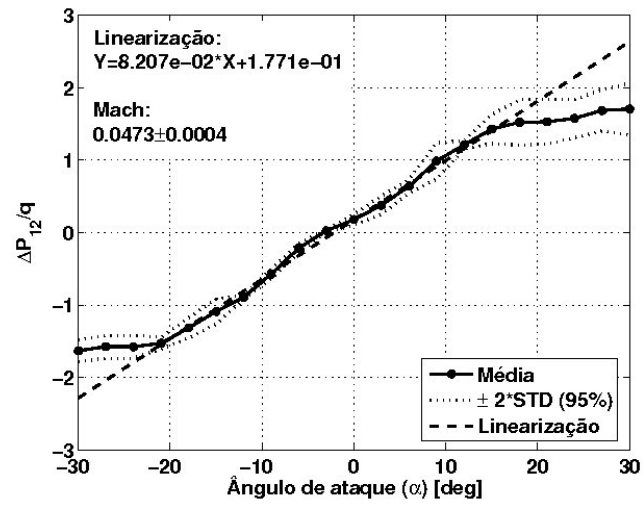


GRÁFICO A.30 – Resultados dos ensaios com túnel a 1200rpm condensados

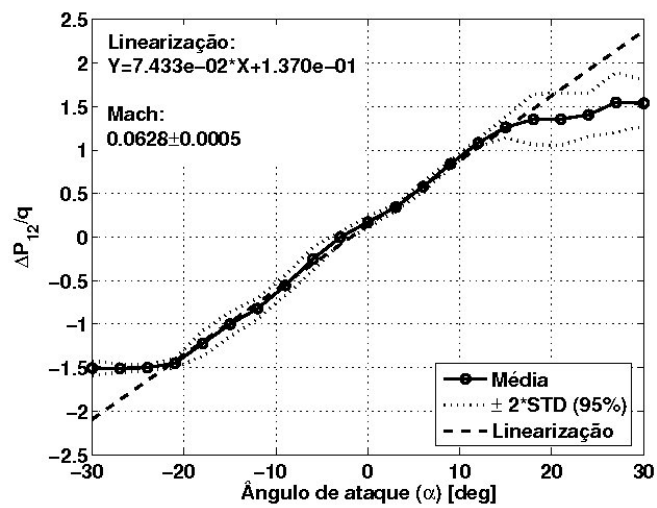


GRÁFICO A.31 – Resultados dos ensaios com túnel a 1500rpm condensados

APÊNDICE A - GRÁFICOS

A.8 Resultado da calibração em túnel de vento do elemento sensor

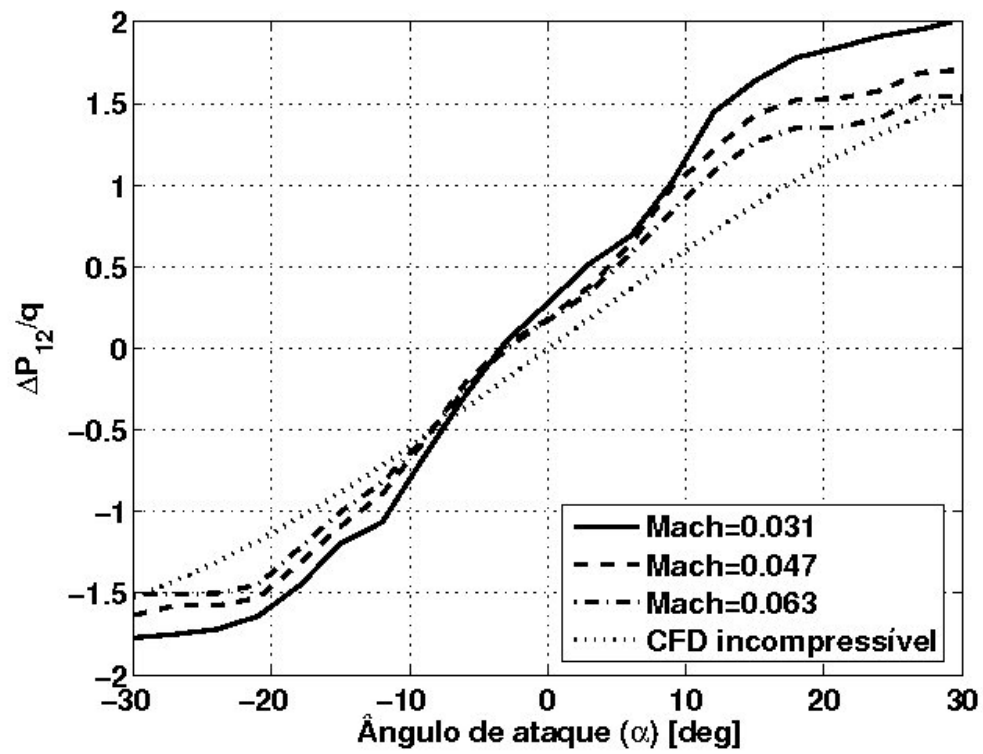


GRÁFICO A.32 - Resultado da calibração do elemento sensor em túnel de vento