



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

INPE-14089-TDI/1072

**DETERMINAÇÃO EXPERIMENTAL DO FLUXO TÉRMICO EM
UM CORPO ROMBUDO EM REGIME HIPERSÔNICO COM
ADIÇÃO DE ENERGIA À MONTANTE**

Israel Irone Salvador

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/ Combustão e Propulsão, orientada pelos Drs. Paulo Gilberto de Paula Toro e Marco Antônio Sala Minucci, aprovada em 9 de dezembro de 2005.

INPE
São José dos Campos
2006

Livros Grátis

<http://www.livrosgratis.com.br>

Milhares de livros grátis para download.

533.6.011.5

Salvador, I. I.

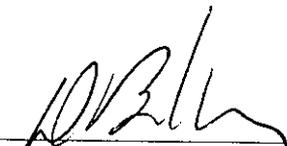
Determinação Experimental do Fluxo Térmico em um Corpo Rombudo em Regime Hipersônico com Adição de Energia à Montante / Israel Irone Salvador. – São José dos Campos: Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), 2005.

140 p. ; - (INPE-14089-TDI/1072)

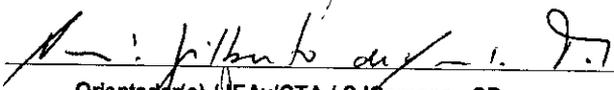
1.Escoamento Hipersônico. 2.Deposição de Laser Pulsado. 3.Controle de Escoamento. 4.Transferência de Calor Hipersônico. 5.Termopares de Junção de Superfície. I.
Título

Aprovado (a) pela Banca Examinadora
em cumprimento ao requisito exigido para
obtenção do Título de Mestre em
Engenharia e Tecnologia
Espaciais/Combustão e Propulsão

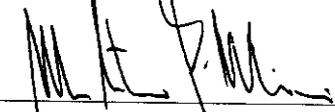
Dr. Demétrio Bastos Netto


Presidente / INPE / Cachoeira Paulista - SP

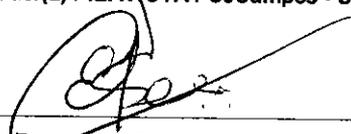
Dr. Paulo Gilberto de Paula Toro


Orientador(a) / IEAV/CTA / SJCampos - SP

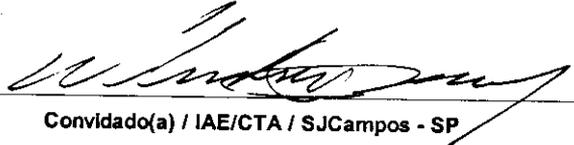
Dr. Marco Antônio Sala Minucci


Orientador(a) / IEAV/CTA / SJCampos - SP

Dr. Carlos Eduardo Rolfsen Salles


Membro da Banca / INPE / Cachoeira Paulista - SP

Dr. Wladimir Mattos da Costa Dourado


Convidado(a) / IAE/CTA / SJCampos - SP

Aluno (a): Israel Irone Salvador

São José dos Campos, 09 de dezembro de 2005

AGRADECIMENTOS

Agradeço aos meus pais pelo apoio incondicional, pelo auxílio financeiro, pelo exemplo e por tudo que sou.

Agradeço enormemente aos meus orientadores, Profs. Drs. Marco A. S. Minucci e Paulo G. P. Toro, por terem acreditado em mim, proposto o tema (achei que ia ser simples!!!), apoiado e orientado tudo referente à este trabalho. Devo agradecer ao Professor Toro também por ter se disponibilizado a realizar os ensaios, no Túnel de Choque Hipersônico, necessários para conclusão deste trabalho.

Agradeço também à minha namorada, por ter ficado ao meu lado tranquilizando-me no que considero o ano mais difícil de minha vida.

Não posso deixar de citar o apoio de todo o corpo docente do INPE de Cachoeira Paulista e aos alunos. Agradeço aos membros da minha banca, Drs. Demétrio Bastos-Netto, Carlos Eduardo Salles, Wladimir Dourado, Osny Toledo e Leila Santos. Agradeço também ao Prof. Dr. Fernando S. Costa pela ajuda na solução de problemas surgidos no desenvolvimento da rotina numérica utilizada para cálculo do fluxo térmico.

O apoio do pessoal do SUTEC do IEAv foi fundamental, principalmente ao Marcelo Amorim pelos projetos e à Valéria S. F. O. Leite e ao Davi Neves por agilizarem a fabricação dos modelos e dos acessórios necessários para realização dos ensaios, e em especial ao Roberto Kavashima, por ter me auxiliado no desenvolvimento dos termopares e do sistema de amplificação. De fundamental importância para o projeto do modelo testado foi a ajuda do Sr. Dilmar da SEMA – INPE, elucidando minhas dúvidas em relação ao software de CAD Solidworks utilizado.

Sou extremamente grato àqueles que trabalharam junto comigo e me ajudaram no chão do laboratório todos esses dias. Ao Antônio Carlos de Oliveira e ao José Brosler Chanes Jr. em todos os aspectos do meu trabalho e também aos Srs. Douglas Domingues Glansmann, Francisco R. de Jesus e David Romanelli Pinto. Agradeço também àqueles que estiveram comigo no dia-a-dia fora do laboratório.

Finalmente, agradeço ao CNPq o apoio financeiro, por meio da bolsa de mestrado fornecida (Processo 132143/2004-6).

RESUMO

Devido às altas taxas de transferência de calor que ocorrem em veículos aeroespaciais em vôo hipersônico através da atmosfera densa, e a conseqüente necessidade de sistemas de proteção térmica de massa proibitiva, nos leva ao desenvolvimento de novos métodos de controle de escoamento que permitam o vôo em tal regime. Neste contexto surge o conceito de “Directed Energy Air Spike”, onde energia, na forma de radiação eletromagnética (laser/microondas), é focalizada à jusante do modelo causando o rompimento do dielétrico do ar e a geração de uma onda de detonação induzida por esse rompimento. Essa onda de choque redireciona o escoamento para fora do eixo do veículo. No presente trabalho, as taxas de transferência de calor para a superfície de um corpo rombudo, com a onda de choque induzida pelo laser à montante, foram medidas e comparadas com os resultados obtidos sem a utilização deste conceito. Medidas foram realizadas com o uso de termopares coaxiais de resposta rápida instalados na superfície do modelo. Adicionalmente transdutores de pressão piezoelétricos foram utilizados para a determinação da distribuição de pressão sobre a superfície do modelo. O Túnel de Choque Hipersônico de 0,3m de diâmetro do Instituto de Estudos Avançados, foi utilizado para simular os regimes de vôo hipersônicos necessários. A energia foi fornecida por um laser de dióxido de carbono.

EXPERIMENTAL HEAT FLUX TO A BLUNT BODY IN HYPERSONIC FLOW WITH UPSTREAM LASER ENERGY DEPOSITION

ABSTRACT

Due to the high heat transfer rates which takes place in hypersonic flight and the consequent necessity of prohibitively massive thermal protection equipment, new methods of flow control are required to enable flight in such regimes. Here arises the Direct Energy Air Spike concept, where electromagnetic energy (laser/microwaves) is focalized upstream of the model causing the breakdown of the air and the generation of a laser supported detonation wave, which diverts the incoming stream parabolically to the rim of the vehicle. In this work, the heat transfer rates to the surface of a blunt body, downstream the laser induced shock wave, were measured and compared with the results without this concept. These measurements were conducted with the use of fast response surface junction thermocouples and piezoelectric pressure transducers installed on the surface of the model in the 0.3m T2 Hypersonic Shock Tunnel of the Instituto de Estudos Avançados, which simulates the required hypersonic flight regimes. The laser energy was supplied by a CO₂ Transversely Excited Atmospheric Pressure Laser.

SUMÁRIO

Pág.

LISTA DE FIGURAS

LISTA DE TABELAS

LISTA DE SÍMBOLOS

LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

1. INTRODUÇÃO.....	21
1.1 Revisão Bibliográfica	21
1.2 Objetivos e Motivação.....	27
1.3 Delineamento do Trabalho	29
2. DESENVOLVIMENTO TEÓRICO.....	31
2.1 Deposição de Energia	31
2.2 Cálculo do Fluxo térmico	36
3. APARATO EXPERIMENTAL.....	43
3.1 Tubo de Choque.....	43
3.2 Túnel de Choque Hipersônico	47
3.3 Instrumentação.....	49
3.3.1 Transdutores de Pressão	49
3.3.2 Termopares Coaxiais de Resposta Rápida.....	51
3.3.2.1 Desenvolvimento dos Termopares	52
3.3.2.2 Calibração dos Termopares	55
3.4 Aquisição de Dados	63
3.4.1 Sistema de Amplificação	65
3.5 Sistema Laser.....	66
3.6 Modelos Testados	67
4. RESULTADOS	71
4.1 Ensaios com o Modelo Semi-esférico	71
4.2 Ensaios com o Modelo DEAS	77
4.2.1 Condições de Ensaio	77
4.2.2 Distribuição de Pressão.....	81
4.2.3 Medida do Fluxo térmico.....	84
5. CONCLUSÕES E RECOMENDAÇÕES.....	89
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	91
ANEXO A - ROTINA PARA A REDUÇÃO DO FLUXO TÉRMICO	97
ANEXO B - DADOS DE SAÍDA - HSTR E NOZZLE FLOW.....	101
ANEXO C – TRAÇOS DE PRESSÃO	109

ANEXO D – TRAÇOS DE TEMPERATURA E FLUXO TÉRMICO129

LISTA DE FIGURAS

1.1 - Conceito de veículo transatmosférico utilizando “Air Spike”.	24
1.2 - Primeiro ensaio a testar o conceito DEAS utilizando laser.	26
1.3 - Conceito DEAS sendo utilizado em conjunto com o MHD “Fanjet”.	28
2.1 - Formato do DEAS operando em configuração de mínima energia ($\beta=1$) para números de Mach de 6 à 15.	35
2.2 – Cálculo do fluxo térmico constante ($q=4000 \text{ W/m}^2$).	39
2.3 – Histórico de temperatura (superior) e fluxo térmico (inferior) calculado utilizando dados obtidos durante a calibração.	41
3.2 - Túnel de choque do LAH – IEAv.	49
3.3 – Transdutores de pressão utilizados, PCB Modelo 106B50 (esquerda), PCB Modelo 112-A-22 (centro) e Kistler Modelo 701A (direita).	50
3.4 – Montagem dos termopares.	54
3.5 – Termopar Coaxial desenvolvido no LAH.	54
3.6 – Parte interna da flange de calibração com termopares instalados.	57
3.7 – Flange e termopares instalados no tubo de choque.	57
3.8 – Exemplo de traço de temperatura do termopar #1 em ensaio com entalpia de 1306.90 kJ/kg.	59
3.9 – Exemplo de traço de temperatura do termopar #2 em ensaio com entalpia de 1306.90 kJ/kg.	59
3.10 – Exemplo de traço de temperatura do termopar #7 em ensaio com entalpia de 1306.90 kJ/kg.	60
3.11 – Variação do produto térmico com a entalpia para cada termopar.	61
3.12 – Variação dos produtos térmicos.	62
3.13 – Bancada de aquisição de dados utilizada nos ensaios.	64
3.14 – Circuito amplificador dos sinais dos termopares.	65
3.15 – Laser TEA de CO_2 utilizado nos experimentos.	66
3.16 – Modelo semi-esférico.	68
3.17 – Vista frontal do modelo DEAS.	69
3.18 – Vista traseira do modelo DEAS.	69
4.1 – Modelo semi-esférico equipado com termopar após ser atingido por destroços dos diafragmas.	73
4.2 – Histórico de temperatura (acima) e fluxo térmico (abaixo).	74
medidos sem o DEAS.	74
4.3 – Histórico de temperatura (acima) e fluxo térmico (abaixo) medido com o DEAS, indicando a deposição de energia e a interação entre os choques.	75
4.4 – Fotografia de longa exposição, sem o DEAS.	76
4.5 – Fotografia de longa exposição, com o DEAS.	76
4.6 – Fotografia de longa exposição tirada na condição A.	78
4.7 – Fotografia de longa exposição tirada na condição B.	79
4.8 – Traços de pressão (original e filtrado) do transdutor localizado na estagnação durante o ensaio #102, com deposição de energia.	82

4.9 – Traços de pressão (original e filtrado) do transdutor localizado na estagnação durante o ensaio #105, sem deposição de energia.	82
4.10 – Traços de pressão obtidos durante o ensaio #102, com DEAS.	83
4.11 – Distribuição de pressão sobre o modelo, desconsiderando o efeito DEAS.....	84
4.12 – Histórico de temperatura e fluxo térmico medidos no ponto de estagnação durante o ensaio #103 e #105 (condição C).....	86
4.13 – Fotografia de longa exposição – ensaio #102.....	88
4.14 – Fotografia de longa exposição – ensaio #105.....	88
C.1 – Transdutor #1 localizado no ponto de estagnação.	109
C.2 – Transdutor #2 localizado à 0.5r do centro do modelo.....	110
C.3 – Transdutor #3 localizado à 0.66r do centro do modelo.....	110
C.4 – Transdutor #5 localizado à 0.83r do centro do modelo.....	111
C.5 – Transdutor #6 localizado à 0.90r do centro do modelo.....	111
C.6 – Transdutor #7 localizado à 0.96r do centro do modelo.....	112
C.7 – Transdutor #8 localizado no ponto de tangência, perpendicular ao escoamento.	112
C.8 – Transdutor #1 localizado no ponto de estagnação.	113
C.9 – Transdutor #2 localizado à 0.5r do centro do modelo.....	114
C.10 – Transdutor #3 localizado à 0.66r do centro do modelo.....	114
C.11 – Transdutor #5 localizado à 0.83r do centro do modelo.....	115
C.12 – Transdutor #6 localizado à 0.90r do centro do modelo.....	115
C.13 – Transdutor #7 localizado à 0.96r do centro do modelo.....	116
C.14 – Transdutor #8 localizado no ponto de tangência, perpendicular ao escoamento.	116
C.15 – Transdutor #1 localizado no ponto de estagnação.	117
C.16 – Transdutor #2 localizado à 0.5r do centro do modelo.....	118
C.17 – Transdutor #3 localizado à 0.66r do centro do modelo.....	118
C.18 – Transdutor #5 localizado à 0.83r do centro do modelo.....	119
C.19 – Transdutor #6 localizado à 0.90r do centro do modelo.....	119
C.20 – Transdutor #7 localizado à 0.96r do centro do modelo.....	120
C.21 – Transdutor #8 localizado no ponto de tangência, perpendicular ao escoamento.	120
C.22 – Transdutor #1 localizado no ponto de estagnação.	121
C.23 – Transdutor #2 localizado à 0.5r do centro do modelo.....	122
C.24 – Transdutor #3 localizado à 0.66r do centro do modelo.....	122
C.25 – Transdutor #5 localizado à 0.83r do centro do modelo.....	123
C.26 – Transdutor #6 localizado à 0.90r do centro do modelo.....	123
C.27 – Transdutor #7 localizado à 0.96r do centro do modelo.....	124
C.28 – Transdutor #8 localizado no ponto de tangência, perpendicular ao escoamento.	124
C.29 – Transdutor #1 localizado no ponto de estagnação.	125
C.30 – Transdutor #2 localizado à 0.5r do centro do modelo.....	126
C.31 – Transdutor #3 localizado à 0.66r do centro do modelo.....	126
C.32 – Transdutor #5 localizado à 0.83r do centro do modelo.....	127
C.33 – Transdutor #6 localizado à 0.90r do centro do modelo.....	127
C.34 – Transdutor #7 localizado à 0.96r do centro do modelo.....	128

C.35 – Transdutor #8 localizado no ponto de tangência, perpendicular ao escoamento.	128
D.1 – Termopar #8 localizado no ponto de estagnação.....	129
D.2 – Termopar #7 localizado à 0.5r do centro do modelo.....	130
D.3 – Termopar #9 localizado à 0.83r do centro do modelo.....	130
D.4 – Termopar #2 localizado à 0.90r do centro do modelo.....	131
D.5 – Termopar #8 localizado no ponto de estagnação.....	132
D.6 – Termopar #7 localizado à 0.5r do centro do modelo.....	133
D.7 – Termopar #2 localizado à 0.90r do centro do modelo.....	133
D.8 – Termopar #8 localizado no ponto de estagnação.....	134
D.9 – Termopar #7 localizado à 0.5r do centro do modelo.....	135
D.10 – Termopar #9 localizado à 0.83r do centro do modelo.....	135
D.11 – Termopar #2 localizado à 0.90r do centro do modelo.....	136
D.12 – Termopar #8 localizado no ponto de estagnação.....	137
D.13 – Termopar #7 localizado à 0.5r do centro do modelo.....	138
D.14 – Termopar #2 localizado à 0.90r do centro do modelo.....	138
D.15 – Termopar #8 localizado no ponto de estagnação.....	139
D.16 – Termopar #7 localizado à 0.5r do centro do modelo.....	140
D.17 – Termopar #2 localizado à 0.90r do centro do modelo.....	140

LISTA DE TABELAS

2.1 – Erro da Rotina Numérica.	40
3.1 – Condições de ensaio para calibração.	58
3.2 – Produto térmico e desvio padrão da média para cada condição.	62
3.3 – Distribuição dos pontos de instrumentação.	70
4.1 – Condições de teste para o modelo semi-esférico.	72
4.2 – Condições de ensaio para o modelo DEAS.	77

LISTA DE SÍMBOLOS

- a, c_0 - Velocidade do som local
- c_p - Calor específico à pressão constante
- c_i - Fração mássica de espécie i
- D - Velocidade da frente de onda gerada por uma detonação
- e_i - Versor unitário na direção i
- f_p - Frequência de repetição de pulsos do laser
- H - Entalpia
- h_D - Entalpia de formação das espécies do gás
- Kn - Número de Knudsen
- k - Condutividade térmica
- L - Distância focal
- Le - Número de Lewis
- M - Número de Mach
Massa molecular
- P - Potência
- Pr - Número de Prandtl
- p - Pressão
- p_t - Pressão atrás do choque gerado por uma detonação
- R - Coordenada radial
- Re - Número de Reynolds
- r - Raio

- T - Temperatura
- t_1 - Tempo em que a detonação leva para decair à mesma velocidade do escoamento
- u - Velocidade axial
- v - Velocidade
- W_p - Energia por pulso de um laser
- x - Coordenada axial
- α - Coeficiente numérico
k/? c_p
- β - Produto térmico
Razão de compressão através da frente de onda de detonação
- ? - Coeficiente numérico
- ? - Razão de calores específicos
- ∇ - Operador vetorial
- ? - Diferença entre a temperatura ambiente e a temperatura medida
- p - Constante trigonométrica (3,1416)
- ? - Densidade
- ϕ - Fluxo térmico
- \mathfrak{R} - Constante universal dos gases

Subscritos

- 0, s - Estagnação
- 1 - Condições da região de baixa pressão (“driven”)
- 2 - Condições da região de baixa pressão (“driven”), após passagem do choque incidente

- 3 - Condições da região de alta pressão (“driver”), após passagem da onda de expansão
- 4 - Condições da região de alta pressão (“driver”)
- 5 - Condições após a reflexão do choque incidente
- ar5 - Condições do ar na região após o choque refletido
- p - Superfície de contato
- w - Condições na parede
- 8 - Condição ambiente

LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

CTA	- Centro Tecnológico de Aeronáutica
DDS	- Double Diaphragm Section (Seção de Duplo Diafragma)
DEAS	- Directed Energy Air Spike
FWHM	- Full Width Half Maximum
HSTR	- Hypersonic Shock Tunnel Real Gas (Software para cálculo das condições em túneis de choque considerando gases reais)
IEAv	- Instituto de Estudos Avançados
LAH	- Laboratório de Aerodinâmica e Hipersônica
LSDW	- Laser Supported Detonation Wave (Onda de Detonação Induzida por laser)
MHD	- Magneto-Hidrodinâmica
NACA	- National Advisory Committee for Aeronautics
NASA	- National Aeronautics and Space Administration (Agência Espacial Norte-Americana, ex-NACA)
TEA	- Transversely Excited Atmospheric Pressure (Laser com excitação transversal à pressão atmosférica)

CAPÍTULO 1

INTRODUÇÃO

1.1 Revisão Bibliográfica

Com o início dos vôos a velocidades supersônicas, após o final da segunda guerra mundial, os aerodinamicistas da época perceberam as vantagens de se utilizar corpos de geometria esguia e pontiaguda. Tal geometria produz uma onda de choque oblíqua, atada à frente do corpo, minimizando o arrasto. Entretanto, com o advento dos mísseis balísticos intercontinentais, e devido ao regime de vôo, que exigia reentrada na atmosfera em velocidades elevadas, notou-se a impossibilidade do uso de corpos com esta geometria. O aquecimento do ar através da onda de choque e a subsequente interação com a camada limite, faz com que o aquecimento aerodinâmico de um corpo pontiagudo seja demasiadamente elevado, incinerando o veículo na reentrada.

A necessidade de minimizar o calor trocado com o corpo do veículo é evidente. Devido a altas taxas de troca de calor necessita-se de um sistema de proteção térmica eficiente, e isso significa peso adicional. Em consequência têm-se um aumento no peso total de decolagem, tanto em relação ao veículo quanto à quantidade de combustível carregado, diminuindo a eficiência do sistema (veículo) como um todo.

A solução para tal problema surgiu no início da década de 50 na NACA, que mais tarde se tornaria NASA, com a introdução do conceito de corpo de reentrada rombudo. O problema do aquecimento foi abordado em [1] dividindo-o em duas partes, (1) aquecimento do ar através da onda de choque e (2) aquecimento do corpo por transferência de calor entre a camada limite e o corpo. Sendo assim, com o uso de um corpo rombudo a maior parte da energia seria transferida para o escoamento diminuindo a parcela transferida para o corpo. A maneira de provocar um maior aquecimento do escoamento é provocando uma onda de choque mais forte, isso significa usar tal

geometria, ou seja, um corpo rombudo. Também é citado em [1] que poderia ser utilizado no corpo rombudo um “spike” (termo em inglês para a extremidade frontal de uma lança - basicamente uma protuberância esguia na extremidade frontal do veículo), que poderia diminuir a pressão e a tensão térmica na superfície do corpo.

O efeito de um “spike” físico instalado em corpos hemisféricos em regime hipersônico com número de Mach igual a 14 em atmosfera de hélio (He) foi estudado em [2], onde foram obtidas distribuições de pressão e taxas de transferência de calor. Esses estudos demonstraram uma diminuição na pressão em uma ordem de magnitude e redução das taxas de calor a uma fração daquela medida sem o “spike”. Uma das razões para tal resultado é devido à separação do escoamento, à montante do corpo rombudo, resultando em um escoamento externo equivalente àquele de um corpo esguio. Essa diminuição da pressão foi medida ao longo de todo o corpo, permitindo que a transferência de calor também fosse estimada em toda sua extensão. É também mencionado em [2] que estudos anteriores haviam mostrado um aumento no coeficiente de transferência de calor para baixos números de Mach, causado por efeitos ligados à camada limite turbulenta. Este trabalho porém, mostrou uma tendência diferente para valores mais altos dos números Mach e Reynolds. Foi descoberta experimentalmente a existência de um tamanho ótimo do “spike” para cada velocidade mostrando neste caso uma redução de pressão de 1/10. Já no coeficiente de transferência de calor para um hemisfério, particularmente no setor frontal, foi detectada uma redução para 1/3 do valor do hemisfério sem o “spike”.

Mais tarde, o conceito de “laser-induced air spike” (spike aerodinâmico induzido por laser), ou apenas “Air Spike” foi introduzido [3]. Sua principal função é a substituição do corpo esguio por energia direcionada, permitindo também um controle ativo do escoamento sobre o corpo, utilizando sistemas magnetohidrodinâmicos. Neste conceito, a focalização de radiação eletromagnética (laser ou microondas) à montante causaria o “breakdown” do ar (detonação do ar, transformando-o em plasma, causada pela ruptura repentina de seu dielétrico) gerando a expansão de uma onda de detonação radial, ou melhor, uma *Laser Supported Detonation Wave - LSDW* (do inglês Onda de Detonação Induzida por Laser). Como esta onda tem uma pressão superior à atmosférica, ela

provoca a deflexão do escoamento, fazendo com que este passe pela periferia do veículo. Temos então que a LSDW assumiria um formato parabólico proporcional à potência do laser e à velocidade do escoamento. Esta onda de choque conteria uma região rarefeita e de alta temperatura no escoamento, reduzindo o número de Mach incidente no veículo.

Outra função deste “Air Spike” é sua aplicação em conjunto com um sistema de propulsão magnetohidrodinâmico. Nesse sistema, o escoamento defletido seria direcionado para a margem do veículo, adaptado com um MHD “Fanjet”, gerando empuxo com a aceleração do escoamento previamente ionizado pela LSDW. Uma breve análise da determinação da potência do laser e outros parâmetros necessários para uma bem sucedida aplicação do conceito foi também realizada [3].

Na esteira deste trabalho, foi conduzido o estudo de um sistema de controle térmico para um veículo transatmosférico propelido por microondas [4], que usaria o “Air Spike” em conjunto com um MHD “Fanjet”, Figura 1.1. Chegou-se então nas condições do escoamento atrás da onda de choque gerada pelo “Air Spike” para grandes altitudes e altas velocidades encontradas por um veículo em sua ascensão à órbita. Foi utilizado o desenvolvimento teórico realizado anteriormente [3] com alguns ajustes, principalmente para incluir a pressão atmosférica existente atrás da onda de choque (“back pressure”), que havia sido desprezada, pois havia sido considerado o caso de ótima redução de arrasto, assumindo total recuperação da pressão. Este caso não é desejado quando se trabalha com o MHD “Fanjet”.

Outro trabalho foi conduzido [5] na primeira tentativa experimental de demonstrar o conceito proposto em [3]. Um “spike” equipado com uma tocha de plasma foi colocado no ponto de estagnação de um modelo e inserido no túnel de choque hipersônico existente no local. Essa tocha simulou a deposição de energia à montante do modelo, simulando o “breakdown” do ar e a conseqüente onda de detonação. Foi analisada a geometria da onda de choque com e sem a deposição de energia utilizando o método de visualização Schlieren.



FIGURA 1.1 - Conceito de veículo transatmosférico utilizando “Air Spike”.
FONTE: [4]

Outro trabalho foi realizado [6], utilizando-se os dados obtidos no trabalho anterior [5]. Foi feita uma investigação numérica de um escoamento supersônico onde a deposição de energia foi modelada como uma forte fonte de calor. Determinou-se o valor real de energia transferida ao gás, comparando as características da onda de choque (formato e posição) relativa ao modelo testado e a fração do escoamento incidente no corpo, que não é defletida, caracterizando a redução do arrasto aerodinâmico.

Ainda em relação a esse conceito, realizou-se uma análise experimental do então chamado DEAS (“Direct Energy Air Spike”) [7, 8, 9], também utilizando uma tocha de plasma similar a [5]. Várias configurações do sistema foram testadas: (i) sem o “spike”, (ii) com o “spike” e sem adição de massa, (iii) com o “spike” com adição de massa na extremidade da tocha, e (iv) com o “spike” com adição de massa e energia. Na última configuração ocorreu a geração de uma onda de choque parabólica, estendendo-se, radialmente, em direção à borda do modelo. Foram medidos a diminuição da pressão sobre o modelo e um repentino aumento da pressão no ponto de recolamento da onda de choque, localizado na borda do modelo. Em Mach 10, a transferência de calor medida

com o “spike” e a tocha de plasma adicionando energia foi maior do que nas outras configurações.

Logo após este estudo ter sido desenvolvido, cabe citar o estudo do conceito DEAS realizado em [10], o qual utilizou-se um arco elétrico para a geração do “spike”. Este arco elétrico foi produzido por eletrodos de tungstênio inseridos no bocal do túnel de choque hipersônico e ligados a um conjunto de baterias automotivas. Tais baterias produziam pico de potência de 75 kW, descarregando num escoamento à Mach 10 com baixa entalpia (temperatura de estagnação de 560 K e pressão de estagnação de 260 psia). Neste trabalho foram obtidas fotografias Schlieren com diferentes potências de arco, com e sem um corpo rombudo a montante da descarga. Uma rotina numérica também foi desenvolvida (baseada nas equações de Euler) e teve seus resultados comparados com os dados fornecidos pelo experimento.

A primeira tentativa para demonstrar o conceito DEAS, com laser, foi conduzida em [11, 12, 13], onde um modelo em forma de uma semi-esfera foi testado em regimes de alta entalpia a Mach 6.2 (ar considerado como gás real) e a baixa entalpia a Mach 7.8 (ar considerado como gás ideal). Em [13] foi utilizada a geometria elipsóide. Os ensaios foram realizados no túnel de choque do Laboratório de Aerodinâmica e Hipersônica (LAH) do Instituto de Estudos Avançados (IEAv-CTA). Uma fotografia de longa exposição tirada em um dos experimentos é mostrada na Figura 1.2.

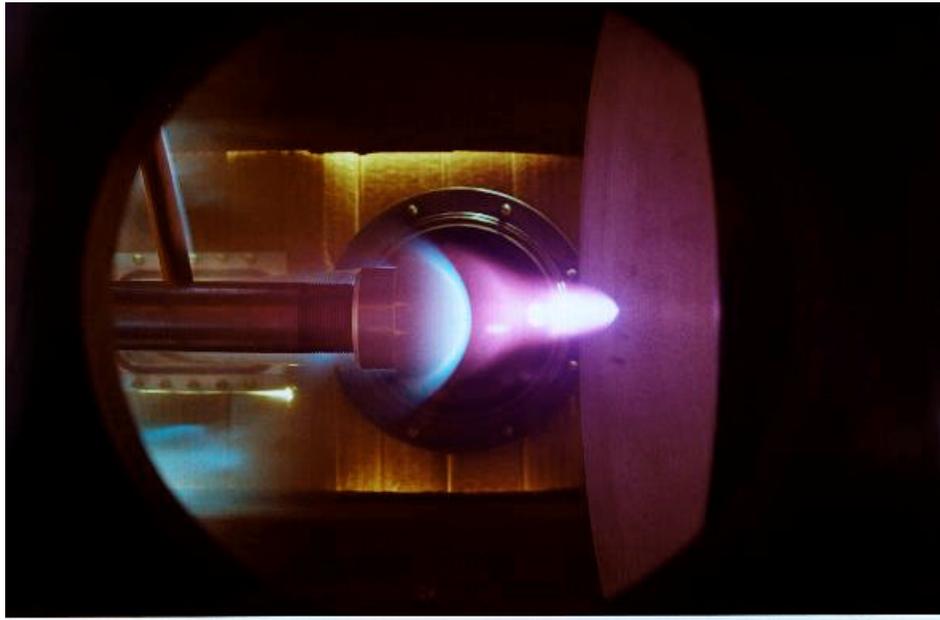


FIGURA 1.2 - Primeiro ensaio a testar o conceito DEAS utilizando laser
FONTE: [11].

O túnel de choque do LAH foi modificado para permitir a inserção de um feixe de laser com objetivo de provocar o “breakdown” do ar à montante do modelo. Um transdutor de pressão, colocado no ponto de estagnação do modelo, indicou a queda de pressão devido à deposição de energia. A queda de pressão pôde ser medida para o caso de alta entalpia, o mesmo não acontecendo para baixa entalpia devido a problemas com o “breakdown” do ar nestas condições. Suspeita-se que a alta temperatura estática do escoamento e efeitos de não-equilíbrio poderiam ser responsáveis pela obtenção do “breakdown” a baixas pressões estáticas [13]. O escoamento e as modificações na estrutura da onda de choque puderam ser visualizados por fotos tiradas com uma câmera CCD temporizada.

Na área numérica, um estudo paramétrico da liberação de calor à frente de um corpo rombudo em escoamento hipersônico foi feito em [14]. Foram incluídos efeitos característicos de alta temperatura, focalizando na estrutura do escoamento, especialmente na estrutura da onda de choque. Três parâmetros foram levados em consideração, relativos à liberação de calor: (i) a posição da fonte de calor, (ii) o

comprimento efetivo da fonte de calor e, (iii) a intensidade do calor fornecido ao escoamento. Seus resultados mostraram que, devido à liberação de calor e à mudança de estados do gás na região, um pseudo-corpo é “visto” pelo escoamento resultando em ondas de compressão em volta da região de liberação de calor. Também foi demonstrado que, ao invés de possuir um máximo na região de estagnação, tanto a máxima pressão quanto o fluxo térmico foram deslocados para as regiões mais externas. Além disso, os valores obtidos com liberação de calor foram menores, com o arrasto aerodinâmico sendo reduzido para 23% e a transferência de calor para a superfície para 74% dos valores sem a liberação de calor. Neste trabalho [14] chegou-se à importante conclusão, para futuras análises numéricas, que efeitos de alta temperatura sempre devem ser considerados, causando mudanças consideráveis na configuração das ondas de choque, no fluxo térmico para a superfície e na pressão.

1.2 Objetivos e Motivação

O principal objetivo deste trabalho é a medida da taxa de transferência de calor, dando assim mais um passo em direção à validação do conceito DEAS, continuando o trabalho iniciado em [5, 7, 8, 9] e continuado em [10, 11, 12, 13]. Ao invés de utilizar uma tocha de plasma é utilizado um laser TEA de CO₂ que provoca o “breakdown” do ar e a conseqüente onda de detonação. Os modelos têm as mesmas configurações geométricas utilizadas nos trabalhos anteriores, uma delas sendo um semi-hemisfério e a outra um elipsóide (com o mesmo formato do escudo de calor das cápsulas Apollo).

Este é mais um passo para demonstrar a possibilidade de controle ativo do escoamento. Com deposição de energia à montante de um veículo em velocidades hipersônicas, há a possibilidade de redução de arrasto pelo DEAS, assim como: o controle de atitude do veículo, o controle da localização da onda de choque para otimização do desempenho de entradas de ar e extração de energia ou propulsão magnetohidrodinâmica. Isso devido à modificação da estrutura do escoamento causado pela adição de energia.

Vários trabalhos foram realizados focalizando este tema [15, 16, 17, 18], porém nenhum desses tratou experimentalmente do conceito DEAS, a não ser em trabalhos mais recentes desenvolvidos no LAH do IEAv [11, 12, 13]. Mesmo assim, nenhuma análise envolvendo a transferência de calor para a superfície do corpo foi realizada, o que é o foco do presente trabalho.

Com a deposição de radiação eletromagnética no escoamento à montante do modelo esperou-se medir a ocorrência de drásticas mudanças na aerodinâmica dos modelos testados no Túnel de Choque Hipersônico do LAH. Foram focalizados os aspectos relacionados à transferência de calor entre o escoamento em alta velocidade e os modelos. Após realizadas as medições sem deposição energética e com deposição, pode-se conduzir uma melhor análise das mudanças das taxas de transferência de calor a que o veículo foi submetido. Espera-se uma diminuição do fluxo térmico e da conseqüente tensão térmica à qual os corpos são submetidos.

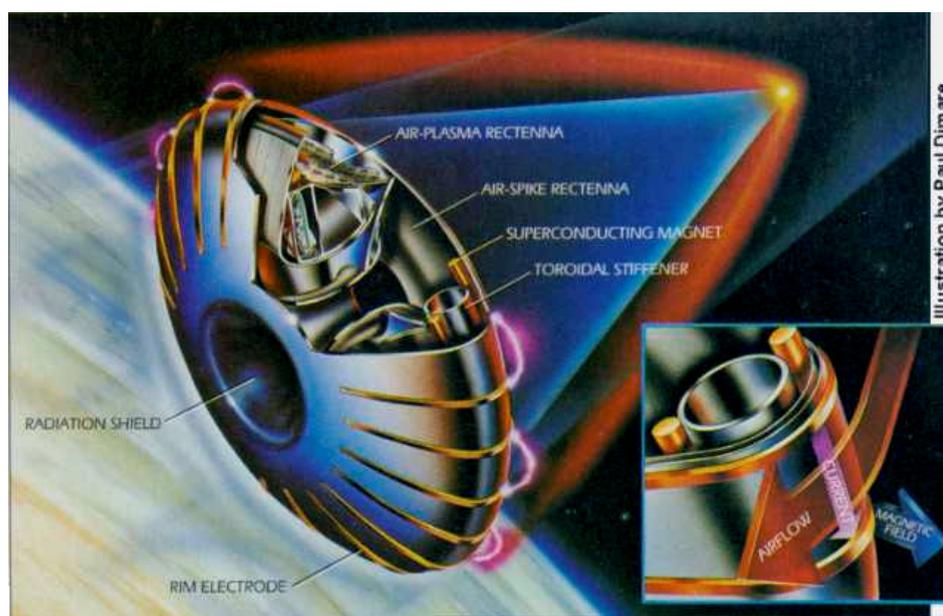


FIGURA 1.1 - Conceito DEAS sendo utilizado em conjunto com o MHD “Fanjet”.
FONTE [7].

Neste caso, o DEAS além de diminuir o arrasto e a tensão térmica diverge o escoamento em direção ao sistema de propulsão (Scramjet ou MHD “Fanjet”). MHD “Fanjets”

devem operar em conjunto com o DEAS, Figura 1.3, pois dependem da alta ionização provocada pela detonação do ar, para que possam operar. Porém, devido à complexidade, experimentos envolvendo tal sistema serão realizados em trabalhos futuros.

1.3 Delineamento do Trabalho

O próximo passo no desenvolvimento do presente trabalho, após a revisão bibliográfica e a exposição dos objetivos, é o estudo da teoria desenvolvida em trabalhos anteriores. Esse desenvolvimento da teoria foi dividido em duas partes. A primeira parte do desenvolvimento teórico, na Seção 2.1, foi o estudo do conceito DEAS. Em seguida, na Seção 2.2, foi feito o desenvolvimento da teoria necessária para o cálculo do fluxo de calor a ser realizado à partir dos dados obtidos nos experimentos.

No terceiro Capítulo foi feita uma apresentação da instrumentação e da montagem experimental a ser utilizada durante o estudo em questão, sendo enfatizado aqui o desenvolvimento dos termopares coaxiais de resposta rápida. O desenvolvimento desses termopares foi necessário para a medida do histórico de temperatura na superfície dos modelos e está descrito na Seção 3.3.2.

Em seguida, no Capítulo 4, está descrita a realização dos experimentos, com ambos os modelos, as condições de ensaios, os resultados obtidos e a análise dos mesmos. Concluídos esta análise de resultados, no Capítulo 5, foi elaborada as conclusões deste trabalho assim como as recomendações para futuros estudos envolvendo o conceito DEAS, aqui em questão.

Os apêndices possuem dados fundamentais para a compreensão do trabalho. Porém, para não tornar o texto demasiadamente extenso e permitir melhor concentração no assunto discutido, em cada ponto, tais dados foram omitidos do texto.

CAPÍTULO 2

DESENVOLVIMENTO TEÓRICO

2.1 Deposição de Energia

A deposição de energia à montante gera uma onda de detonação de formato cilíndrico, onde a única componente de velocidade é a componente radial. Ao interagir com o escoamento, toda a estrutura desta onda de detonação é deslocada no sentido da componente de velocidade do escoamento. Considerando agora uma seqüência de detonações esféricas, o formato resultante seria uma parábola. Como o objetivo do conceito DEAS é divergir o escoamento à montante do veículo, pode-se dizer que um dos requisitos deste conceito é que o raio da onda de detonação seja igual ao raio externo do veículo ao atingi-lo. Cabe aqui notar que uma das características de ondas de detonações é que a grande maioria da massa por ela envolvida encontra-se na região imediatamente atrás da frente do choque. Este fato é de extrema valia quando deseja-se operar o “air spike” para divergir o escoamento para a entrada de ar do sistema propulsivo, quer seja um Scramjet ou um MHD “Fanjet”.

Concentrando agora nos parâmetros do laser, consideramos um laser de potência P depositado em um escoamento com velocidade v . A teoria similar para uma onda de detonação cilíndrica [3, 15, 17, 19] nos diz que esta onda possui a forma

$$R = a \left(\frac{P}{\rho v} \right)^{1/4} t^{1/2} \quad (2.1)$$

onde t é o tempo, ρ é a densidade ambiente, v é a velocidade do escoamento externo e a é um coeficiente numérico dado por

$$a = \left[\frac{4(g+1)(g^2-1)}{\rho(3g-1)} \right]^{1/4} \quad (2.2)$$

Considerando $\gamma = 4/3$ (ar em altas temperaturas) como recomendado em [3], tem-se que $\alpha = 0.936$. Como $t = x/v$, sendo x a coordenada axial, a Equação (2.1) torna-se

$$R = a \left(\frac{P}{rv^3} \right)^{1/4} x^{1/2} \quad (2.3)$$

Temos, pois, que determinar os parâmetros do laser que irão gerar o formato desejado da onda de choque. Assumindo que a onda de choque ao passar pelo veículo encontra-se em sua extremidade e que a pressão neste ponto, logo atrás da onda de choque deve retornar à pressão atmosférica temos o caso de menor energia. Caso a pressão na extremidade do veículo fosse maior que a pressão atmosférica, haveria um gasto desnecessário de energia para a geração do DEAS. A pressão atrás da frente de uma onda de choque extremamente forte (explosão), p_t , pode ser expressa como [20]

$$p_t = \frac{2}{(\gamma + 1)} \rho D^2 \quad (2.4)$$

onde D é a velocidade da onda de choque, $D = dR/dt$. D é encontrada à partir da diferenciação da Equação (2.1) em relação ao tempo e substituindo $t = x/v$

$$D = \frac{a}{2} \left(\frac{Pv}{r} \right)^{1/4} x^{-1/2} \quad (2.5)$$

substituindo as eqs. (2.3) e (2.5) na Equação (2.4), obtemos

$$p_t = \frac{a^4}{2(\gamma + 1)} \frac{P}{vR^2} \quad (2.6)$$

Sendo c_0 a velocidade do som ambiente e que $R = r$, onde r é o raio do veículo considerado (modelo DEAS), e considerando razão unitária de compressão através da onda de choque, $\beta = p_t/p_8 = 1$, a Equação (2.6) fica

$$P = 2(\gamma + 1) \rho a^{-4} c_0^2 r^2 M \quad (2.7)$$

onde p_8 é a pressão ambiente e β é a razão de compressão através da onda de choque na extremidade do veículo. Resolvendo para o comprimento focal, L , ou a distância entre a deposição de energia e o veículo, temos que $x=L$, e sabendo que $\varphi_0=(\beta RT)^{1/2}$ e que $p=\beta RT$ substituímos a Equação (2.7) em (2.3), obtendo

$$L = \left[\frac{g}{2(g+1)b} \right]^{1/2} rM . \quad (2.8)$$

As equações (2.7) e (2.8) são para o caso de um laser contínuo, gerando uma onda de detonação cilíndrica, o que não é o caso do presente trabalho. Sendo assim devemos considerar uma seqüência de ondas esféricas, separadas temporalmente por $t_s=1/f_p$, onde f_p é a freqüência de repetição do pulso do laser, PRF (Pulse Repetition Frequency). Estas ondas esféricas se juntam formando então uma onda de choque parabólica semelhante à formada por uma fonte contínua, a qual gera uma onda cilíndrica.

O mecanismo no qual uma seqüência de detonações esféricas se juntam para formar uma detonação cilíndrica deve então ser analisado. A potência P , necessária é a mesma para ambos os casos, porém no caso pulsado esta potência é descrita como uma média, $P=W_p f_p$, onde W_p é a energia por pulso do laser.

Partindo-se da equação similar de uma onda de choque esférica [15, 20]

$$R = \mathbf{x} \left(\frac{W_p}{\mathbf{r}} \right)^{1/5} t^{2/5} \quad (2.9)$$

onde \mathbf{x} é uma constante numérica dada em [20] igual a

$$\mathbf{x} = \left[\frac{75}{16\beta} \frac{(g-1)(g+1)^2}{(3g-1)} \right]^{1/5} \quad (2.10)$$

Para garantir a formação do DEAS assim como sua sustentação, deve-se garantir a correta interação entre as sucessivas detonações. Quando a primeira detonação se expande, a velocidade, D , é maior que a velocidade do veículo relativa ao escoamento,

expandindo-se também, na direção oposta ao escoamento. Denotando por t_1 o tempo que a expansão leva para decair à mesma velocidade do escoamento, temos

$$t_1 = \frac{R(t_1)}{v} \quad (2.11)$$

Logo após t_1 , o raio externo do choque é transportado para jusante do ponto focal, e se uma nova onda de detonação não for então induzida o DEAS começa a decair. O tempo t_1 é então o tempo máximo entre pulsos para garantir o efeito DEAS. Substituindo a Equação (2.8) em (2.11) temos

$$t_1 = \left(\frac{\mathbf{x}}{v} \right)^{5/3} \left(\frac{W_p}{\mathbf{r}} \right)^{1/3} \quad (2.12)$$

Resolvendo para a frequência de repetição dos pulsos (PRF) usando $f_p = 1/t_1$ e substituindo P pela Equação (2.7) obtêm-se

$$f_p = \frac{1}{\mathbf{x}^{5/2}} \left(\frac{\mathbf{r}v^5}{P} \right)^{1/2} = \left[\frac{\mathbf{g}a^4}{2(\mathbf{g}+1)\mathbf{b}\mathbf{x}^5} \right]^{1/2} \frac{c_0}{r} M^2 \quad (2.13)$$

Esta Equação representa a mínima frequência de repetição do laser para manter o DEAS. As equações (2.7), (2.8) e (2.13) são consideradas as relações fundamentais para o suporte do DEAS para mínima potência, determinando a potência do laser, a distância focal e a frequência de repetição, respectivamente.

Tomando-se P e L das equações (2.7) e (2.8) a Equação (2.3) pode ser usada para encontrar-se o formato do DEAS operando na condição de mínima energia

$$R = \left(\frac{2(\mathbf{g}+1)\mathbf{b}p_\infty}{rc_0^2} \right)^{1/4} \left(\frac{r}{M} \right)^{1/2} x^{1/2} \quad (2.14)$$

Adimensionalizando esta Equação multiplicando-a por $1/r^2$, obtendo

$$\left(\frac{R}{r}\right)^2 = \frac{(2(g+1)bp_\infty)^{1/2} x}{r^{1/2} c_0 M} \frac{x}{r} \quad (2.15)$$

Plotando a Equação (2.15) para números de Mach de 6 a 15 temos o formato do DEAS para condição de mínima energia, conforme a Figura 2.1.

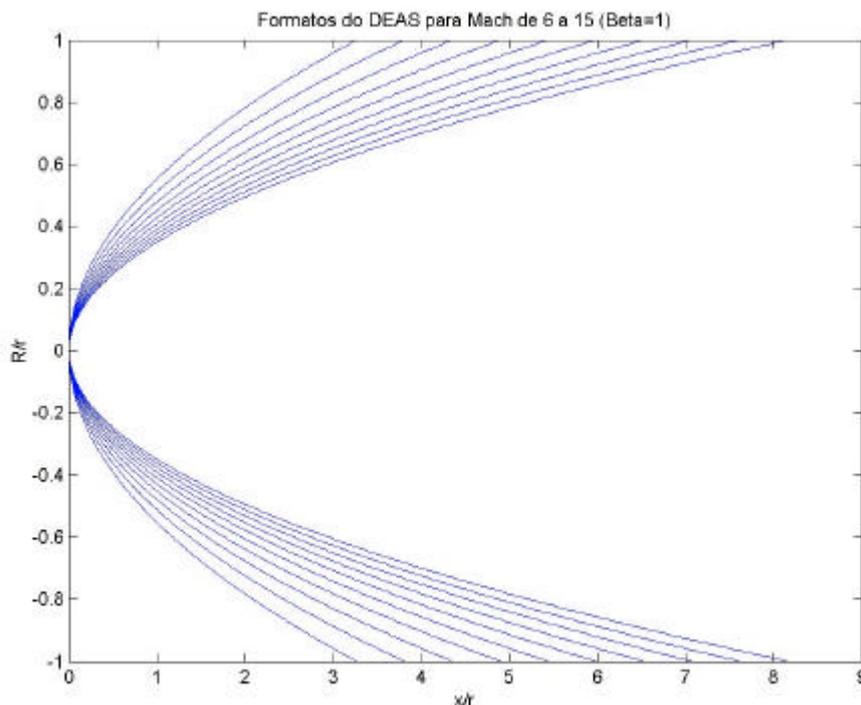


FIGURA 2.1 - Formato do DEAS operando em configuração de mínima energia ($\beta=1$) para números de Mach de 6 à 15.

Vários casos relacionados ao modo de operação do DEAS foram estudados em [15], sendo eles: mínima energia (β constante e igual a 1), laser de potência constante (considerando efeitos de “breakdown” e absorção e sem considerar o “breakdown” nem a absorção) e distância focal constante. Devido a restrições no aparato experimental, decidiu-se por operar os ensaios para o DEAS operando no caso de distância focal constante, $L=2r$. Neste caso não há preocupação com a capacidade da ótica em ajustar a distância focal. Considerando então este caso, a razão de compressão através do choque é fixada segundo a Equação (2.8) em

$$\mathbf{b} = \frac{\mathbf{g}M^2}{8(\mathbf{g} + 1)}. \quad (2.16)$$

Sabendo este valor de β podemos achar a potência necessária do laser e sua frequência de repetição das eqs. (2.7) e (2.13). A energia necessária para os experimentos realizados com o modelo DEAS, na condição C, é de 19J por pulso do laser, considerando uma eficiência de 30% na conversão de energia fornecida ao laser.

2.2 Cálculo do Fluxo Térmico

Se o fluxo térmico em função do tempo ou o histórico de temperatura na superfície de um corpo são conhecidos, pode-se então encontrar a distribuição de temperatura. Este é conhecido como o problema direto da condução de calor. Em muitas situações o fluxo térmico e o histórico de temperatura na superfície de um sólido devem ser determinados a partir de medidas transientes de temperatura num ou mais pontos no interior deste sólido. Este é o problema inverso, comumente chamado de Problema Inverso de Condução de Calor [21]. No presente trabalho foi considerado o caso de “superfície inerte” onde a espessura do elemento sensível à temperatura pode ser desprezada sendo a temperatura medida na superfície.

Quando o transiente devido à mudanças de temperatura na parede é grande em comparação com a troca de calor entre a superfície e o gás quente, a aproximação de sólido semi-infinito para a condução de calor transiente unidimensional pode ser usada para calcular a distribuição de temperatura na parede e o fluxo térmico. Sabendo-se então o histórico de temperatura do sensor na superfície pode-se usar a formulação para a condução de calor transiente e obter-se a fluxo térmico para essa superfície. A condução de calor é descrita pela lei de Fourier [22], que em sua forma diferencial em coordenadas cartesianas tridimensional é:

$$\mathbf{q} = -k\nabla T = -k\left(\frac{\partial T}{\partial x_1}\hat{e}_1 + \frac{\partial T}{\partial x_2}\hat{e}_2 + \frac{\partial T}{\partial x_3}\hat{e}_3\right) \quad (2.1)$$

aplicando-se o princípio da conservação de energia a um volume diferencial, chega-se à equação da difusão de calor

$$\frac{\partial}{\partial x} \left(k \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(k \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(k \frac{\partial T}{\partial z} \right) + \dot{q} = \rho c_p \frac{\partial T}{\partial t}. \quad (2.2)$$

Considerando-se condutividade térmica constante e nenhuma geração interna de calor, obtém-se

$$\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} = \frac{1}{a} \frac{\partial T}{\partial t} \quad (2.3)$$

onde $a = \frac{k}{\rho c_p}$ é a difusividade térmica do meio.

Se θ a variação de temperatura relativa à ambiente, $\theta = \theta(x,t) = T(x,t) - T_8$, a Equação (2.19) em sua forma unidimensional e suas condições de contorno e inicial são

$$\frac{\partial^2 \theta}{\partial x^2} = \frac{1}{a} \frac{\partial \theta}{\partial t}; \quad (2.4)$$

$$-k \frac{\partial \theta(0,t)}{\partial x} = q;$$

$$\theta(x,0) = 0;$$

$$\theta(\infty, t) = 0.$$

Utilizando transformadas de Laplace para resolver esta Equação [9, 21, 23, 24], e considerando um degrau no fluxo térmico superficial, a temperatura e o fluxo térmico na superfície são dados por

$$\theta = \frac{1}{\sqrt{\pi} \sqrt{ack}} \int_0^t \frac{q(\tau)}{(t-\tau)} d\tau \quad (2.5)$$

$$q = \frac{\sqrt{(rc_p k)}}{\sqrt{\rho}} \left[\frac{q(t)}{\sqrt{t}} + \frac{1}{2} \int_0^t \frac{q(t) - q(\tau)}{(t - \tau)^{3/2}} d\tau \right] \quad (2.6)$$

É importante notar que nesta formulação a espessura da junção do termopar foi considerada suficientemente pequena a ponto de não interferir no processo de condução de calor.

Para o cálculo do fluxo térmico a partir da Equação (2.22) deve-se notar primeiramente que os dados obtidos, ou seja, o histórico de temperatura na superfície dos termopares é discreto. Outro fato que deve ser notado é que a Equação (2.22) possui uma singularidade na integral quando $t = \tau$, o que pode levar a erros no valor calculado do fluxo térmico. Estes erros são maiores para pequenos valores de t . Técnicas numéricas foram desenvolvidas para eliminar este problema [25] onde, considerando que $q(t)$ da Equação (2.22) pode ser aproximado pela função linear

$$q(t) = q(t_{i-1}) + \frac{q(t_i) - q(t_{i-1})}{\Delta t} (t - t_{i-1}) \quad (2.7)$$

onde $t_{i-1} = t_i$ e que $i = 1, 2, 3, \dots, n$. Sendo assim a Equação (2.22) é transformada na forma numérica e utilizando a regra dos trapézios conforme [23] têm-se

$$q_n(t) = \frac{\beta}{\sqrt{\rho}} \left[\frac{q(t_n)}{t_n^{1/2}} + \sum_{i=1}^{n-1} \left\{ \frac{q(t_n) - q(t_i)}{(t_n - t_i)^{1/2}} - \frac{q(t_n) - q(t_{i-1})}{(t_n - t_{i-1})^{1/2}} + 2 \frac{q(t_i) - q(t_{i-1})}{(t_n - t_i)^{1/2} + (t_n - t_{i-1})^{1/2}} \right\} + \frac{q(t_n) - q(t_{n-1})}{(\Delta t)^{1/2}} \right] \quad (2.8)$$

onde n é o número de intervalos de tempo, βt , e t varia de 0 à $n\beta t$ e β é o produto térmico. Um algoritmo foi implementado em Matlab[®] para resolver esta Equação. Pode ser visto na Equação (2.24), que há a necessidade de calcular-se o produto térmico, β . Este algoritmo evita descontinuidades devido ao início e fim dos transientes no histórico de temperatura durante os ensaios [25].

Para calibração e teste da rotina numérica, foi considerado o caso de fluxo térmico constante. Adotando-se $q(t)=q_0$ na Equação (2.21) o histórico de temperatura é dado por

$$q(t) = \frac{2q_0}{b\sqrt{p}} \sqrt{t} \quad (2.9)$$

ou seja, para um fluxo térmico constante a temperatura varia com a raiz quadrada do tempo. O algoritmo utilizado na resolução da Equação (2.24) foi testado então para um fluxo térmico constante e igual a 4000 W/m^2 , onde a temperatura foi discretizada em 2500 pontos iguais em um intervalo de tempo de 2,5 milisegundos. Foram adicionados 100 pontos antes da introdução do fluxo térmico para facilitar a visualização. O resultado de tal cálculo pode ser visto na Figura 2.2.

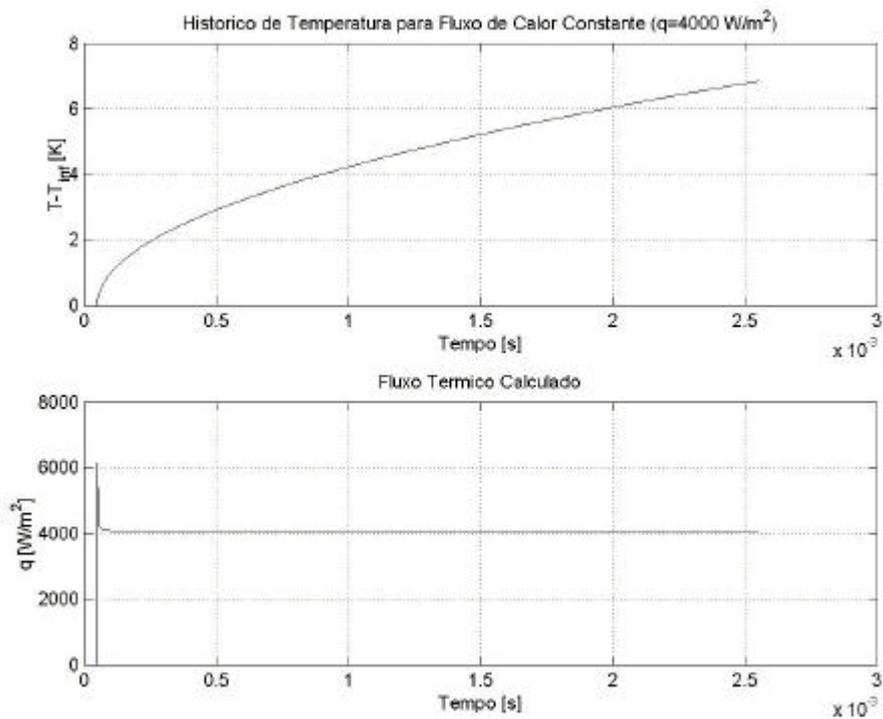


FIGURA 2.1 – Cálculo do fluxo térmico constante ($q=4000 \text{ W/m}^2$).

A propagação de erro do método utilizado foi extremamente pequena. O maior erro relativo foi verificado nos primeiros pontos calculados, decaindo conforme valor de $n?t$

aumenta, como pode ser visto na Tabela 2.1. Os valores do fluxo térmico para $n=1$ e $n=2$ foi estabelecido como zero para evitar divisão por zero e picos muito grandes no valor do fluxo térmico calculado pela Equação (2.24).

TABELA 2.1 – Erro da Rotina Numérica.

n	Fluxo térmico q_n [W/m ²]	Erro Numérico [%]
3	4219,1447	5,478
4	4111,2770	2,781
5	4070,3093	1,757
10	4020,0669	0,501
100	4000,5384	1,34E-02
200	4000,1887	4,71E-03
300	4000,1024	2,56E-03
400	4000,0664	1,66E-03
500	4000,0475	1,18E-03
1000	4000,0167	4,17E-04
1500	4000,0091	2,28E-04
2000	4000,0059	1,47E-04
2500	4000,0042	1,05E-04

Para dados ruidosos de temperatura, essa rotina amplifica o ruído, muitas vezes tornando difícil a análise dos dados. Para isso uma rotina para filtragem dos dados foi desenvolvida baseada no método de médias móveis, onde uma média é realizada tomando-se um número especificado de pontos. Neste método, quanto maior o número de pontos considerados, maior a diminuição da amplitude do ruído, porém maior a deformação do sinal original. Com o uso desta técnica torna-se fundamental uma alta taxa de aquisição do sinal.

O cálculo do fluxo térmico a partir do histórico de temperatura fornecido por um dos termopares (#9) foi realizado para testar a rotina com dados reais. Devido à amplificação do ruído ao realizar-se a deconvolução, uma média móvel de 10 pontos foi feita sobre o sinal do fluxo térmico. Esses resultados podem ser vistos na Figura 2.3. A rotina utilizada e desenvolvida com o uso do Matlab encontra-se no anexo A.

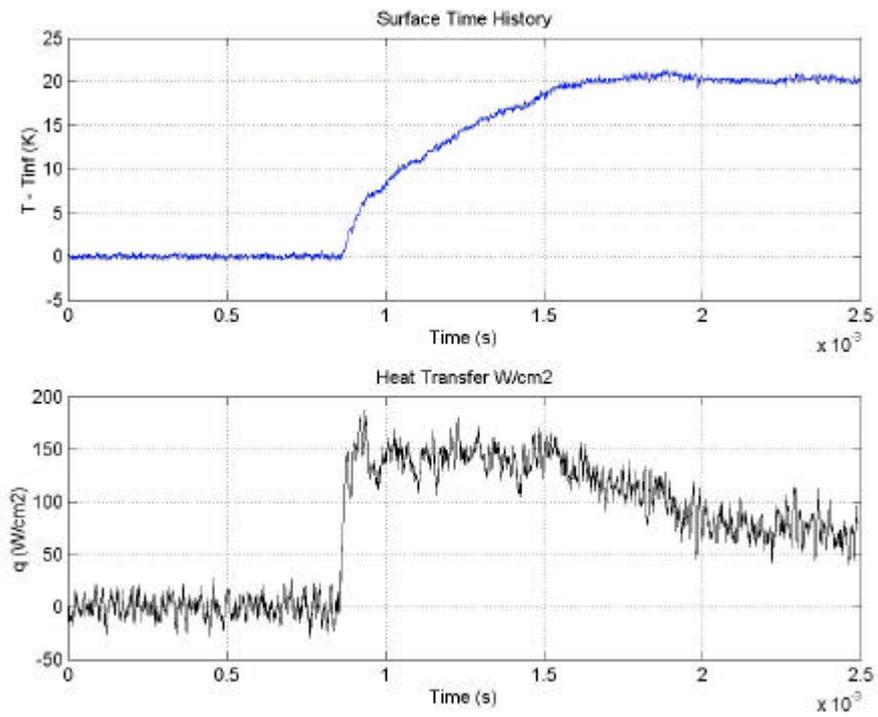


FIGURA 2.2 – Histórico de temperatura (superior) e fluxo térmico (inferior) calculado utilizando dados obtidos durante a calibração.

CAPÍTULO 3

APARATO EXPERIMENTAL

3.1 Tubo de Choque

Para a análise do fluxo térmico atuando sobre os modelos durante os ensaios no túnel de choque hipersônico foi necessário o uso de sensores capazes de realizar tais medidas. Sensores de fluxo térmico encontram-se disponíveis no mercado porém a custos elevados, o que tornava sua aquisição proibitiva. Sendo assim, sensores de fluxo térmico, mais precisamente termopares coaxiais de resposta rápida, tiveram que ser desenvolvidos.

Para o desenvolvimento de tais sensores o Tubo de Choque T1, disponível no LAH foi utilizado. Um tubo de choque, por sua vez, nada mais é que um tubo fechado nas extremidades com um diafragma separando uma região de alta pressão de uma região de baixa pressão. Este dispositivo foi inicialmente utilizado no estudo de fenômenos de alta temperatura envolvendo gases fora do estado de equilíbrio, condição esta gerada pela passagem da onda de choque originária da ruptura do diafragma. Neste dispositivo a região de alta pressão é chamada de “driver”, indicada pelo subscrito (4), a região de baixa pressão é chamada de “driven” e indicada pelo subscrito (1).

O parâmetro básico do tubo de choque é a razão de pressão através do diafragma (p_4/p_1). Tanto o “driver” quanto o “driven” podem operar com gases de diferentes composições e diferentes temperaturas. Quando o diafragma se rompe, ocorre a indução de uma onda de choque que se propaga para a região de baixa pressão. Esta onda de choque se propaga a uma velocidade u_s e o gás por ela atravessado é indicado pelo subscrito (2). Da mesma maneira, uma onda de expansão se propaga para a região de alta pressão a uma velocidade a_4 , com o gás por ela transpassado sendo indicado pelo subscrito (3). A interface entre as regiões 2 e 3, ou seja, a fronteira entre os gases dos dois lados do diafragma, é chamada de superfície de contato, e se move como um pistão

para dentro da região do “driven”. Pode ser apontada uma analogia interessante entre a superfície de contato e a “slip line” gerada na região de contato entre gases atrás de duas ondas de choque com diferentes intensidades, pois nesta região há uma variação descontínua na entropia, porém com a manutenção da pressão e da velocidade, i.e., a superfície de contato separa duas regiões de entropia, temperatura e densidade diferentes, porém com a mesma pressão e velocidade. Um diagrama de um tubo de choque é descrito na Figura 3.1. Notar a evolução das pressões após a ruptura do diafragma.

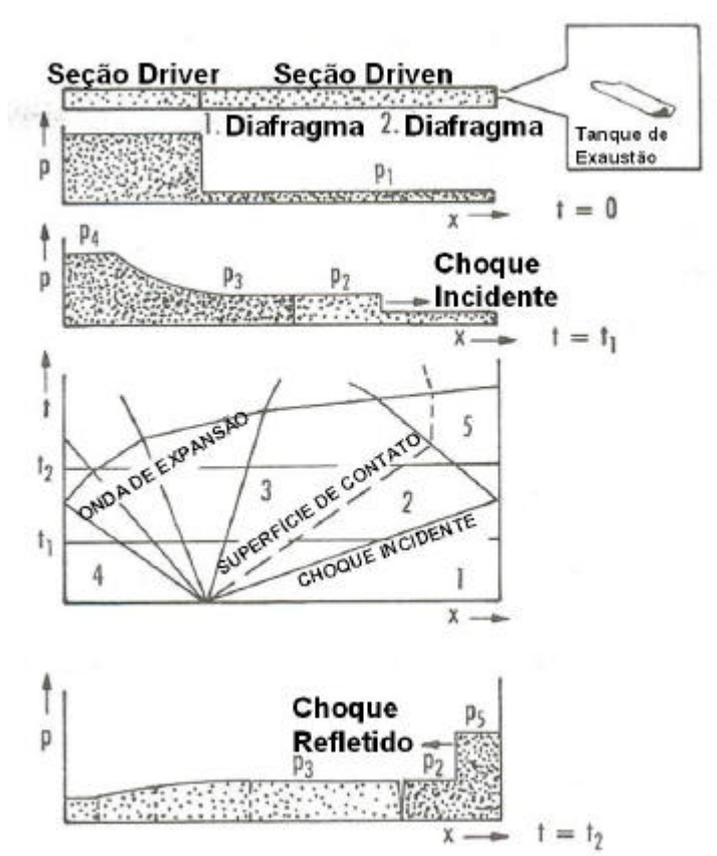


FIGURA 3.1 - Diagrama de operação de um tubo de choque.
 FONTE: [26].

Estas condições determinam a força da expansão e do choque, (p_3/p_4) e (p_2/p_1) respectivamente, em termos da razão de pressão (p_4/p_1) . Usando as relações para

ondas de choque e expansão em gases térmica e caloricamente perfeitos em um tubo de choque seção transversal constante e desprezados os efeitos viscosos, temos:

$$u_p = u_2 = a_1 \left(\frac{p_2}{p_1} - 1 \right) \left(\frac{\frac{2}{g_1}}{\frac{(g_1 + 1)p_2}{p_1} + (g_1 - 1)} \right)^{1/2} \quad (3.1)$$

$$u_3 = \frac{2a_4}{g_4 - 1} \left[1 - \left(\frac{p_3}{p_4} \right)^{(g_4 - 1)/2g_4} \right] \quad (3.2)$$

onde p_1 , p_2 , p_3 e p_4 são as pressões nas diferentes seções mencionadas, a_1 e a_4 são velocidades do som, g a razão de calores específicos e u_3 e u_p são as velocidades da onda de expansão e da superfície de contato, respectivamente. Das relações de pressão e velocidade explicadas anteriormente, temos $p_2 = p_3$ e $u_2 = u_3 = u_p$. Agrupando estas equações em uma relação básica do tubo de choque, temos:

$$\frac{p_4}{p_1} = \frac{p_2}{p_1} \left(1 - \frac{(g_4 - 1)(a_1/a_4)(p_2/p_1 - 1)}{(2g_1[2g_1 + (g_1 + 1)(p_2/p_1 - 1)])^{1/2}} \right)^{-2g_4/(g_4 - 1)} \quad (3.3)$$

Esta relação é de grande importância pois relaciona a intensidade do choque (p_2/p_1) não apenas com a razão de pressão (p_4/p_1) mas também com a razão de velocidades do som (a_1/a_4), mostrando que quanto menor a razão de velocidades do som, maior a intensidade da onda de choque. Como $a = \sqrt{g(\mathfrak{R}/M)T}$, a intensidade da onda de choque incidente pode ser maximizada com o uso de um gás de baixa massa molecular e alta temperatura no “driver” e um gás com alta massa molecular M a baixa temperatura no “driven”. Outras análises das equações fundamentais da propagação e reflexão de ondas podem ser encontradas nas referências [7, 23, 26, 27, 29, 30, 31, 32].

Outras propriedades da onda de choque incidente e das condições de ensaio podem ser calculadas utilizando-se expressões derivadas das equações de conservação. As

equações citadas acima foram derivadas utilizando relações de gases caloricamente perfeitos, com valores reais divergindo devido a efeitos de gases reais. Como indicado em [30], os resultados teóricos concordam com os dados reais para baixas razões de pressão, mas conforme a razão de pressão aumenta aparecem discrepâncias devido principalmente a três efeitos: (1) efeitos tridimensionais e temporais ocorridos durante a ruptura dos diafragmas, (2) efeitos viscosos relacionados a formação de camada limite nas paredes do túnel e (3) mudanças nas propriedades do gás devido às altas temperaturas atrás do choque.

O Tubo de Choque T1 do LAH utilizado, foi manufaturado em aço e é dividido em duas seções, possuindo um comprimento total de 3,3m. O comprimento do “driver” é de 0,535m e o do “driven” é de 2,85m, ambos possuem o mesmo diâmetro interno de 0,068m. Para iniciar cada ensaio este tubo de choque pode ser equipado com um punção que ocasiona o rompimento do diafragma. No presente trabalho, no entanto, a seção de alta pressão foi preenchida com ar ou hélio até que a ruptura natural dos diafragmas, ou seja, a ruptura mecânica causada pela pressão excessiva, desse início aos ensaios. Diafragmas de alumínio de 0,2mm de espessura foram utilizados, sendo utilizados em número de 2 a 5, dependendo das condições de ensaio desejadas. A seção de baixa pressão é equipada com cinco estações com dois pontos de instrumentação cada, e distribuídas em intervalos de 31,5cm. Dois transdutores de pressão piezoelétricos Kistler, modelo 701A foram utilizados para medir o tempo de transito da onda de choque incidente. Estes transdutores foram instalados nos dois últimos pontos de instrumentação consecutivos, sendo o último localizado a 31,5cm da extremidade do tubo de choque.

O tubo de choque T1 foi utilizado anteriormente para estudos de lasers gasdinâmicos e aulas práticas em cinética dos gases. Atualmente, este tubo de choque é utilizado para calibração de sensores, como sensores de calor por filme fino e termopares. Este tubo também pode ser equipado com bocal de expansão e um tanque de vácuo de 0.2m³, transformando-o em um túnel de choque de pequeno porte. Maiores informações sobre tubo de choque T1 disponível no LAH está disponível em [29].

Para o cálculo das condições de choque refletido foi utilizado o programa HSTR, conforme [27], o qual considera o ar em equilíbrio termoquímico e tendo como dados de entrada o tempo de trânsito da onda de choque incidente entre duas estações de instrumentação adotadas com transdutores de pressão, condições no “driven” e suas dimensões.

3.2 Túnel de Choque Hipersônico

Devido às altas energias relativas ao escoamento em regime hipersônico e de altas temperaturas torna-se muitas vezes tecnicamente inviável o uso de instalações de regime contínuo para simulação desse tipo de escoamento. Por isso são utilizadas instalações de curta duração (algumas dezenas de microssegundos a algumas centenas de milissegundos) onde o gás é comprimido por uma ou mais ondas de choque para aumento de sua temperatura e pressão antes de ser usado nos ensaios. O túnel de choque disponível no IEAv é um exemplo de túnel pulsado que opera no modo refletido. Neste modo, o ar é previamente comprimido pela onda de choque incidente e pela onda refletida na extremidade final da seção “driven”, antes de escoar pelo bocal de expansão. Este túnel foi integralmente projetado e construído no Brasil.

Basicamente, um túnel de choque é um tubo de choque equipado com um difusor na extremidade da região de baixa pressão. A grande diferença entre o túnel de choque e o tubo de choque é a presença do bocal difusor ou tubeira, como já citado anteriormente, o que permite que o gás aquecido e pressurizado pela passagem da onda de choque incidente seja acelerado e expelido para um tanque de vácuo, onde está localizada a seção de testes.

Para o presente trabalho as propriedades do escoamento na seção de testes foram calculadas utilizando os programas NOZZLEFLOW e HSTR conforme [27]. A variabilidade entre testes com as mesmas condições de escoamento no túnel de choque do LAH se situa em uma faixa de 5% [29].

O túnel de choque utilizado no IEAv foi construído em aço inoxidável, com o comprimento da seção do “driver” igual a 1,8m e do “driven” igual a 6,2m e com diâmetros de 0,095m e 0,064m, respectivamente. Uma maior razão de área entre o “driver” e o “driven” permite a geração de ondas de choque de maior intensidade. Este túnel de choque hipersônico também foi projetado para operação com gases a temperaturas próximas à ambiente e pressão de 23,0MPa. Separando as duas seções, é utilizada uma seção de duplo diafragma, *Double Diaphragm Section - DDS*, com dois diafragmas de cobre, com um corte cruciforme. A ruptura desses diafragmas é realizada ventilando-se o gás comprimido no DDS com o uso de 4 válvulas solenóides de ação rápida.

Separando o “driven” do difusor é colocado um diafragma de alumínio ou mylar de 0,3mm de espessura, que se rompe quando a onda de choque incide sobre ele. O difusor, de 0,3m de diâmetro na seção de saída, expande o ar para uma seção de testes com 0,6m de comprimento. Diferentes difusores e gargantas podem ser utilizados dependendo-se das condições de ensaio desejadas.

A seção do “driven” é equipada com treze estações distribuídas em intervalos de 0,5m exceto no último 1,5m, próximo à entrada do difusor, onde o espaçamento entre as seções adjacentes é de 0,25m. Cada estação possui quatro entradas para instrumentação o que permite a instalação de diferentes sensores ou uma janela de observação de 0,010m de diâmetro.

O túnel está ligado à uma linha de alta pressão e vácuo. A seção do “driver” esta ligada às garrafas com gás hélio e a um par de compressores, os quais comprimem o gás utilizado, normalmente hélio ou ar. Essa seção também está ligada à uma bomba de vácuo. A seção do DDS é ligada à linha de argônio e à mesma bomba de vácuo utilizada pelo “driver”. O “driven”, por sua vez, está conectado a uma bomba de vácuo e a uma linha de ar, podendo ser utilizados outros gases, para ensaios simulando atmosferas extraterrestres, porém estas condições não foram utilizadas no presente trabalho. Entre as linhas e o túnel existe um painel de controle, onde é feito o monitoramento das

pressões antes de cada ensaio. O túnel de choque hipersônico está apresentado na Figura 3.2.

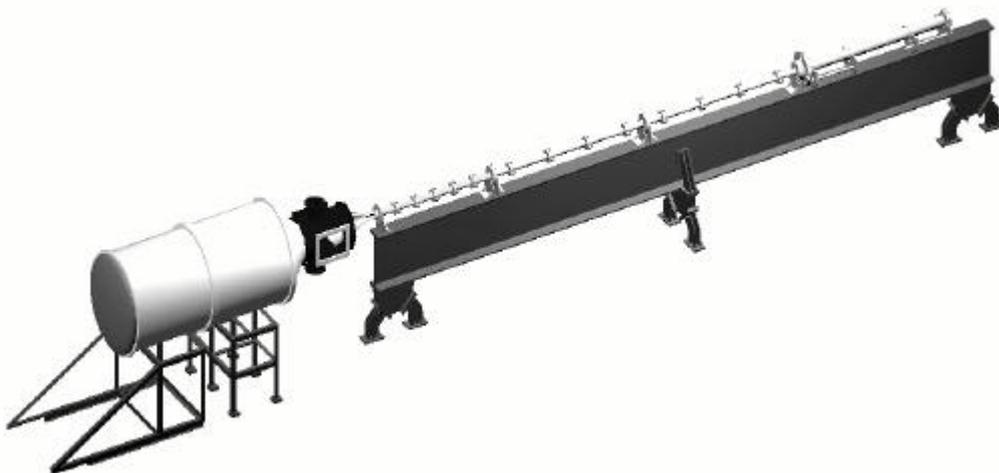


FIGURA 3.1 - Túnel de choque do LAH – IEAv.

3.3 Instrumentação

Para a condução dos experimentos, tanto no Tubo de Choque T1 quanto no Túnel de Choque Hipersônico T2 foram utilizados vários sensores. Estes sensores podem ser divididos em: (1) transdutores de pressão e (2) termopares coaxiais de resposta rápida.

3.3.1 Transdutores de Pressão

Vários transdutores de pressão foram utilizados neste trabalho, tanto no tubo de choque e no túnel quanto nos modelos. Conforme [27], a medida de pressão em túneis de choque não é uma tarefa de fácil execução. Os fatores complicantes surgem do curto período de tempo disponível para as medições, assim como vibrações no sistema modelo/túnel de choque e as baixas pressões em determinados regimes de ensaio (altos números de Mach). Para superar estes problemas os transdutores devem satisfazer certos requisitos: (1) o tempo de resposta (ou tempo de subida) deve ser o menor possível, da

ordem de microssegundos para a operação satisfatória em túneis/tubos de choque, (2) a sensibilidade a vibrações também deve ser a menor possível e (3) a sensibilidade do transdutor deve ser compatível com pressões a serem medidas.

Todos os transdutores de pressão utilizados são piezelétricos, Figura 3.3, os quais satisfazem tais requerimentos e têm sido largamente utilizados em pesquisas de combustão, propulsão e aerodinâmica. Tais transdutores utilizam-se do efeito piezoelétrico, característico de certos materiais, como o quartzo. Este efeito ocorre devido ao alinhamento de dipolos do material, induzidos por uma tensão mecânica, gerando uma diferença de potencial entre as extremidades do cristal. Seu tempo de resposta é da ordem de microssegundos. Os transdutores mais modernos conseguem compensar as vibrações externas, tornando dispensável a utilização de revestimentos amortecedores entre o sensor e o modelo.

FIG



a

nsdutores de pressão utilizados, PCB Modelo 106B50 (esquerda), PCB Modelo 112-A-22 (centro) e Kistler Modelo 701A (direita).

Os três transdutores utilizados foram:

- 1) Kistler Modelo 701 A: Utilizado para medir o tempo de trânsito da onda de choque incidente tanto no tubo de choque quanto no túnel. Utilizado também para medir a pressão de reservatório após a reflexão da onda de choque no túnel de choque.
- 2) PCB Modelo 112-A-22: Utilizado para medir as condições do choque refletido no tubo de choque e a pressão atuando sobre os modelos ensaiados no túnel de choque.
- 3) PCB Modelo 106B50: Utilizado no modelo DEAS elipsóide, utilizado para medir a pressão na parte mais externa do modelo, onde as pressões são muito baixas necessitando de um sensor mais sensível, tipo microfone.

3.3.2 Termopares Coaxiais de Resposta Rápida

Grande parte das pesquisas relacionadas à área de hipersônica têm se concentrado na medida do fluxo térmico ao qual as superfícies de veículos operando neste regime são submetidas. Para a medida do fluxo térmico atuando sobre os modelos foi necessário o desenvolvimento de sensores apropriados. Um dos métodos mais utilizados nesta tarefa é o método inverso de condução de calor, onde o histórico de temperatura na superfície é medido e dele calcula-se a taxa instantânea do fluxo térmico, como explicado em [21, 23, 25, 33].

Normalmente, instalações experimentais com tempo de ensaio de curta duração são utilizadas para simular regimes de vôo hipersônicos, como o túnel de choque descrito anteriormente. Sendo assim, as medidas de temperatura são realizadas em regime transiente. Isso faz com que os instrumentos utilizados para tais tarefas possuam resposta extremamente rápida, da ordem de alguns microssegundos, e que sejam resistentes, capazes de suportar as severas condições a que estão submetidos.

Para o presente trabalho, com o objetivo de medir o histórico de temperatura e conseqüentemente o fluxo térmico sobre os modelos utilizando o conceito DEAS, foram

desenvolvidos termopares coaxiais de resposta rápida. Os sensores a serem utilizados deveriam então suportar não só as condições de testes em regime hipersônico mas também um ambiente altamente ionizado e ser capaz de medir flutuações de temperatura dentro da curta duração do ensaio. Termopares coaxiais foram escolhidos em relação a termômetros de resistência de filme fino e calorímetros [21, 23, 24, 25, 33]. O princípio de operação dos termopares baseia-se no efeito Seebeck. Quando dois metais dissimilares entram em contato, surge entre suas extremidades livres uma diferença de potencial proporcional a temperatura de contato. Sendo assim, os efeitos de ionização esperados durante os experimentos não influenciam na medida de temperatura dos termopares.

3.3.2.1 Desenvolvimento dos Termopares

A preparação de termopares coaxiais de resposta rápida requer trabalho de precisão, devido às reduzidas dimensões da isolamento do elemento interno e espessura da parede do tubo exterior. Para o presente trabalho, a solução mais simples e barata foi a utilização de um elemento coaxial disponível no laboratório e comercializado pela empresa Nanmac [34], embora este elemento tenha sido fabricado em algumas referências [28, 35, 36]. O elemento coaxial utilizado era composto de um tubo externo de cromel, com espessura de parede de 0,178mm, um fio interno de constantan com 1,27mm de diâmetro e uma isolamento de 0,05mm de espessura entre o tubo e o fio, formando um termopar do tipo E (Cromel/Constantan), como é mostrado na Figura 3.4. Segundo o fabricante do elemento coaxial as características do material de isolamento são muito similares ao PVC.

Com este elemento coaxial de aproximadamente 30cm (1 pé) de comprimento foram feitos um total de nove sensores. A junção quente, ou seja, a superfície do sensor que entra em contato com o escoamento e onde têm-se o contato entre os metais dissimilares, foi formada por abrasão. Com a abrasão pequenas deformações plásticas fazem com que pequenas pontes de metal sejam formadas ligando os dois metais. Devido as pequenas dimensões das junções, é possível realizar medidas com tempo de

resposta extremamente curtos. Outra vantagem deste tipo de sensor é a facilidade e simplicidade com a qual tais junções são formadas, neste caso papel lixa (lixa d'água) foi utilizado na abrasão. Inicialmente lixa d'água com rugosidade #320 foi utilizada, mas a junção formada era demasiadamente fraca, sendo desfeita em três ou quatro ensaios no tubo de choque. Em seguida foi utilizado lixa d'água #100, eliminando o problema de perda da junção.

Na outra extremidade do sensor o elemento coaxial foi cortado de modo a expor o fio interno de constantan, tomando-se cuidado para não romper a isolamento, o que anularia o sinal do sensor. Este problema ocorreu com o sensor #4, o qual foi parcialmente perdido, fazendo com que esse procedimento fosse feito novamente. Em seguida fio eletrônico padrão foi soldado em cada um dos metais, servindo como fio de extensão entre o amplificador de sinal e o sensor. Segundo a lei de materiais intermediários, qualquer metal pode ser inserido no circuito termoeletrico sem afetar a diferença de potencial termoeletrica gerada, conquanto que suas extremidades permaneçam à mesma temperatura durante o ensaio. A temperatura do laboratório e da seção de testes podem ser assumidas constantes devido à curta duração do tempo de teste em tubos/túneis de choque.

Após o início da calibração destes sensores foi notado um problema referente à solda utilizada entre os fios de extensão e o constantan. A solda de estanho utilizada se soltava muito facilmente do constantan, abrindo o circuito, sendo necessária a aplicação de resina epóxi sobre a solda para evitar que ela se soltasse.

A parte externa do sensor foi fabricada de latão com rosca M5 para sua fixação na placa de calibração e nos modelos. Isolamento de borracha termo-contrátil foi utilizada entre elemento coaxial e o inserto de latão para garantir que as medidas não seriam afetadas por dissimilaridade de metal ou efeitos bidimensionais (laterais) de condução. A montagem dos termopares é mostrada na Figura 3.4. Na Figura 3.5 pode-se observar o termopar construído.

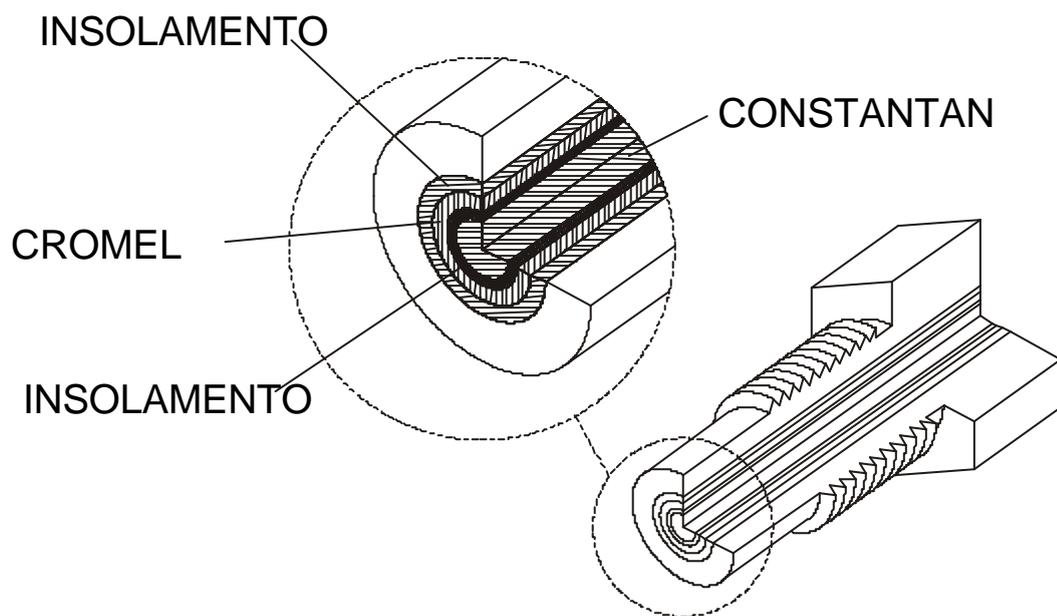


FIGURA 3.1 – Montagem dos termopares.



FIGURA 3.2 – Termopar Coaxial desenvolvido no LAH.

3.3.2.2 Calibração dos Termopares

Nas equações de redução dos dados, a quantidade $(\rho c_p k)^{1/2}$ é conhecida como produto térmico, β , e é relacionada às propriedades térmicas do sensor. A quantificação do produto térmico deve ser realizada pois é função da escala de tempo [35] e da entalpia do escoamento durante o ensaio [37]. Sendo assim, a calibração torna-se necessária pois as propriedades térmicas obtidas da literatura resultam em erros de até 30% no produto térmico.

Para superar este problema a calibração dinâmica de cada sensor é a maneira mais adequada de se obter o valor do produto térmico. Esta calibração é feita impondo-se uma condição térmica conhecida sobre os sensores e medindo a resposta. Técnicas de radiação foram utilizadas em [36, 38] para medir o produto térmico em regime transiente de diferentes sensores de fluxo térmico, porém esta técnica pode levar a valores errôneos de produto térmico por dois fatores: 1) a refletividade da superfície do sensor não pode ser medida com precisão e, 2) o tempo de exposição é muito maior do que o tempo de ensaio no qual os sensores serão utilizados. Além do mais, qualquer sensor deve ser calibrado em condições próximas das quais os mesmos serão utilizados.

Uma técnica para calibração de termopares coaxiais de resposta rápida é apresentada em [35], utilizando as condições de choque normal refletido obtidas em tubos de choque. O procedimento de calibração para os sensores desenvolvidos utilizou-se desta técnica, onde os sensores expostos ao escoamento indicam um resposta em forma de degrau na temperatura, cuja magnitude é dada pela equação

$$\frac{T - T_\infty}{T_5 - T_\infty} = \frac{\beta_{ar5}}{\beta_{ar5} + \beta} \quad (3.1)$$

onde T é a temperatura da superfície medida, T_8 a temperatura ambiente, T_5 e β_{ar5} são a temperatura e o produto térmico do ar atrás da onda de choque refletida e β o produto térmico do termopar, respectivamente. Essa Equação assume que o termopar mede a temperatura real na interface entre a superfície do sensor e o ar e é aplicável somente no caso de condução unidimensional com propriedades térmicas constantes tanto do ar

quanto do sensor. No presente trabalho a Equação (3.4) foi utilizada para encontrar o valor de β a partir da temperatura medida pelo sensor e de β_{ar5} calculado a partir das condições de choque refletido.

As condições de choque refletido foram calculadas utilizando-se o programa HSTR desenvolvido em [27], o qual considera ar em equilíbrio termoquímico. A condutividade térmica foi calculada utilizando-se as propriedades de transporte disponíveis em [39] e os calores específicos foram obtidos dos valores tabelados em [40].

Foi utilizado então o Tubo de Choque T1 disponível no LAH – IEAv e descrito anteriormente na Seção 3.1. Os sensores foram instalados em uma flange vertical e expostos ao escoamento no final da seção “driven” do tubo de choque onde ocorre a reflexão do choque incidente. A flange de calibração foi fabricada em alumínio, com oito estações para os termopares e duas para transdutores de pressão. Para ter a mesma condição em todos os termopares os mesmos foram instalados radialmente a mesma distância do centro da flange. Dos dois transdutores de pressão PCB 112-A-22, um foi instalado no centro da flange, para a medida da pressão, e o segundo foi instalado junto aos termopares, à mesma distância radial, para a medida de quaisquer efeitos gasdinâmicos imprevistos, os quais poderiam prejudicar a calibração. Essa montagem é mostrada nas Figuras 3.6 e 3.7.

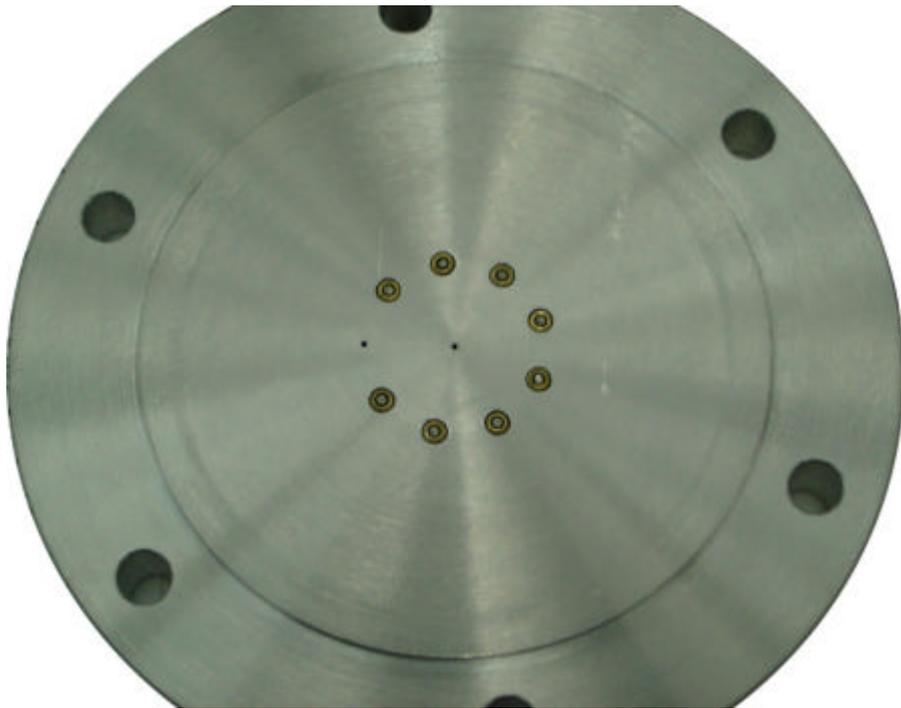


FIGURA 3.1 – Parte interna da flange de calibração com termopares instalados.

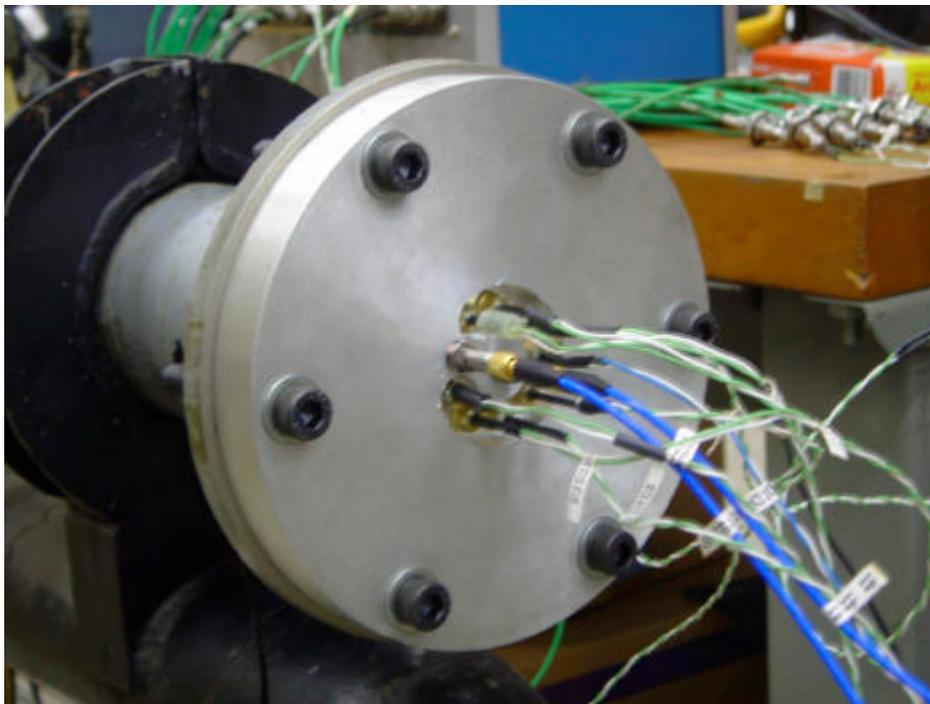


FIGURA 3.2 – Flange e termopares instalados no tubo de choque.

A calibração dos termopares foi realizada em 4 condições, descritas na Tabela 3.1. Para obter a variação nas condições de teste geradas no tubo de choque, os dados de pressão foram comparados e nenhuma mudança significativa pode ser notada. Todos os ensaios que demonstraram discrepâncias significativas nos traços de pressão foram desconsiderados e as discrepâncias foram atribuídas à má qualidade de ruptura dos diafragmas. As condições ambientes variaram de ensaio para ensaio e foram consideradas no procedimento de cálculo, apresentado posteriormente.

TABELA 3.1 – Condições de ensaio para calibração.

Condição	No. de ensaios	No.de Mach incidente	Entalpia [kJ/kg]	T ₅ [K]	ρ_5 [Kg/m ³]	K [W/mK]	β_{ar5} [J/m ² Ks ^{1/2}]
1	4	2,08	790,91	765,55	7,31	0,053	20,68
2	3	2,86	1306,90	1208,36	3,52	0,076	17,77
3	5	3,49	1865,72	1676,23	3,36	0,099	20,23
4	4	4,15	2500,54	2174,62	2,73	0,122	20,59

Tempos de resposta de ordem de microssegundos foram medidos em todos os termopares sendo estes valores menores que 25 μ s quando lixa d'água #320 era utilizada para formar a junção. Para lixa d'água #100 o tempo de resposta continuou abaixo de 50 μ s, sendo ainda bem inferior a esse valor dependendo do termopar, por exemplo o #7. A pequena variação de temperatura é devida ao produto térmico do ar ser muito inferior ao do termopar. Estes valores podem ser claramente vistos nos traços mostrados como exemplos nas Figuras 3.8, 3.9 e 3.10.

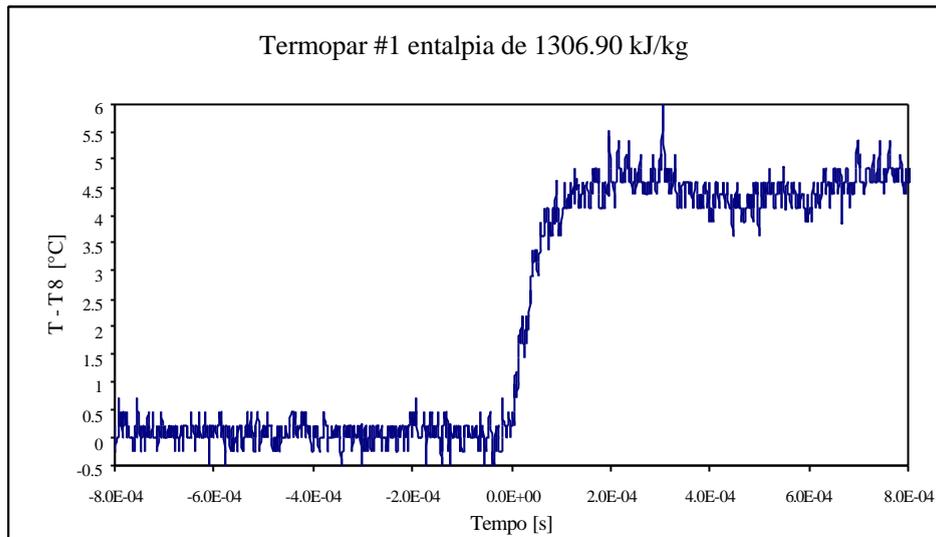


FIGURA 3.3 – Exemplo de traço de temperatura do termopar #1 em ensaio com entalpia de 1306.90 kJ/kg.

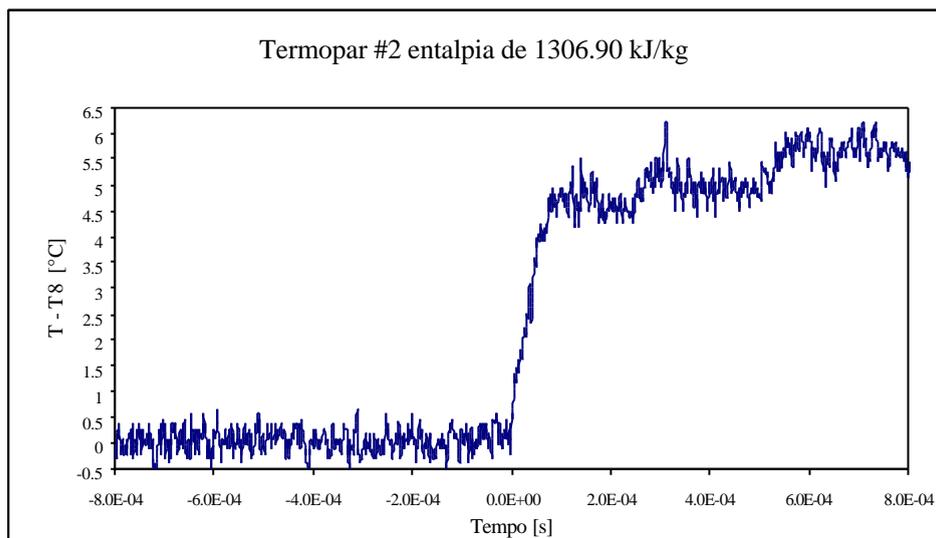


FIGURA 3.4 - Exemplo de traço de temperatura do termopar #2 em ensaio com entalpia de 1306.90 kJ/kg.

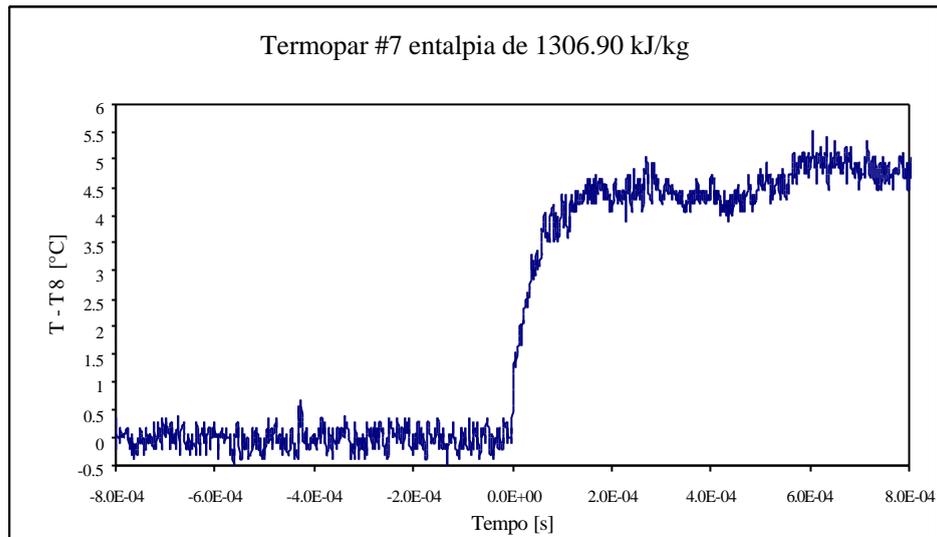


FIGURA 3.5 - Exemplo de traço de temperatura do termopar #7 em ensaio com entalpia de 1306.90 kJ/kg.

Vários ensaios, Tabela 3.1, foram realizados para cada condição de teste onde os produtos térmicos foram medidos. Para cada um dos sensores e para cada condição de ensaio foi feita uma média dos valores. Segundo [41] a média é dada por

$$\bar{x} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N x_i \tag{3.2}$$

O desvio padrão da média [41] também foi calculado e tomado como sendo o erro dos termopares. O desvio padrão e o desvio padrão da média são, respectivamente

$$s_x = \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum (x_i - \bar{x})^2} \tag{3.3}$$

$$s_{\bar{x}} = \frac{s_x}{N} \tag{3.4}$$

O resultado dos valores do produto térmico dos sensores é mostrado nas Figuras 3.11 e 3.12 e na Tabela 3.2. Como pode ser visto nos gráficos, Figuras 3.11 e 3.12, o produto

térmico dos sensores diminui com o aumento da entalpia dos ensaios para todos os termopares exceto o termopar #1.

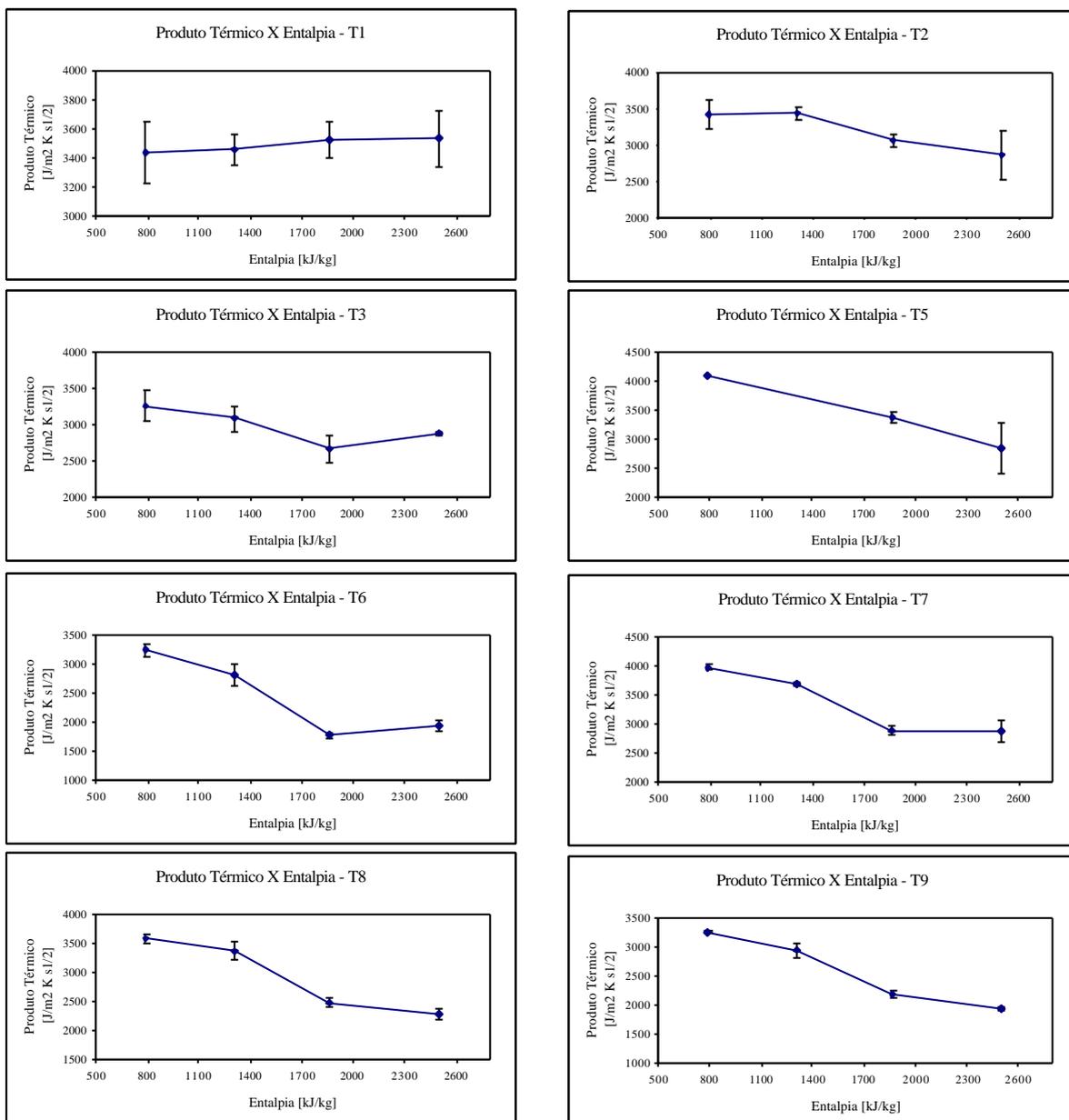


FIGURA 3.6 – Variação do produto térmico com a entalpia para cada termopar.

TABELA 3.2 – Produto térmico e desvio padrão da média para cada condição.

Entalpia [kJ/kg]	$\beta_{\#1}$ [J/m ² Ks ^{1/2}]	$s_{\bar{x}}$ %	$\beta_{\#2}$ [J/m ² Ks ^{1/2}]	$s_{\bar{x}}$ %	$\beta_{\#3}$ [J/m ² Ks ^{1/2}]	$s_{\bar{x}}$ %	$\beta_{\#5}$ [J/m ² Ks ^{1/2}]	$s_{\bar{x}}$ %
790,91	3438,35	6,11	3429,49	6,13	3260,02	6,27	4082,90	x
1306,90	3456,04	2,89	3442,28	2,39	3081,15	5,70	x	x
1865,72	3523,06	3,59	3060,83	2,86	2661,68	6,72	2850,49	2,45
2500,54	3533,28	5,45	2861,22	12,4	2881,46	0,84	3420,73	15,2
Entalpia [kJ/kg]	$\beta_{\#6}$ [J/m ² Ks ^{1/2}]	$s_{\bar{x}}$ %	$\beta_{\#7}$ [J/m ² Ks ^{1/2}]	$s_{\bar{x}}$ %	$\beta_{\#8}$ [J/m ² Ks ^{1/2}]	$s_{\bar{x}}$ %	$\beta_{\#9}$ [J/m ² Ks ^{1/2}]	$s_{\bar{x}}$ %
790,91	3242,00	3,57	3980,07	1,27	3586,52	1,97	3250,80	0,25
1306,90	2810,28	6,53	3684,96	0,77	3371,15	4,93	2937,92	4,20
1865,72	1770,00	2,09	2893,98	2,86	2482,82	3,27	2178,90	2,46
2500,54	1939,32	4,17	2865,95	6,92	2276,18	4,44	1930,70	1,73

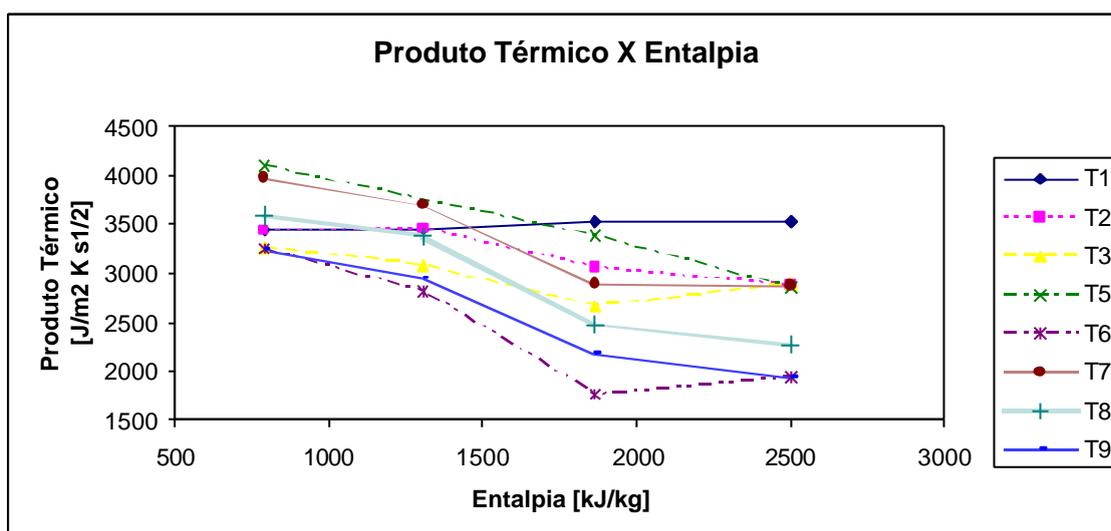


FIGURA 3.7 – Variação dos produtos térmicos.

Pode-se observar a partir dos resultados que os termopares #2 e #5 apresentaram a maior variabilidade. O termopar #2 teve um desvio de 12% nos ensaios de maior entalpia, com todos os outros mostrando desvios menores, de menos de 1% até 6%, dependendo do sensor. A junção do termopar #5 teve que ser refeita durante o processo de calibração, resultando em perda dos dados até então coletados. Sendo assim, apenas

um ensaio posterior foi realizado para obtenção do valor do produto térmico para baixa entalpia.

3.4 Aquisição de Dados

Durante o presente trabalho foram utilizados dois sistemas para a aquisição dos dados durante os ensaios. Para a aquisição dos dados durante o desenvolvimento dos termopares foram utilizados osciloscópios de armazenagem digital Tektronix TDS 2014, com 4 canais de aquisição, com largura de banda de 100 MHz e taxa de amostragem de 1 GS/s. Foi montada uma bancada de aquisição de dados que foi inicialmente acoplada à instrumentação do tubo de choque e que foi posteriormente acoplada ao túnel de choque. Esta bancada consiste de 3 osciloscópios, um amplificador de 12 canais, para os transdutores de pressão PCB 112-A-22, e um micro-computador para armazenamento dos dados. Para os ensaios no tubo de choque um dos osciloscópios foi usado para coletar os traços de pressão dos dois transdutores Kistler modelo 701A usados para medir o tempo de transito da onda de choque e dois transdutores PCB 112-A-22 que mediram a pressão na flange de calibração. Os outros dois osciloscópios foram ligados ao sistema de amplificação dos termopares. Esta bancada é mostrada na Figura 3.13.



FIGURA 3.1 – Bancada de aquisição de dados utilizada nos ensaios.

Para os ensaios no túnel de choque foi utilizado um sistema de aquisição de dados Tektronix modelo VXI 4244 de 16 canais com largura de banda de 200 kHz. Esse sistema coleta os dados dos transdutores de pressão do túnel, 3 Kistler modelo 701A que mediam o tempo de trânsito da onda de choque incidente e as condições no reservatório (condições no modo refletido). Para os ensaios com o modelo semi-esférico o sistema de aquisição VXI 4244 também foi utilizado para coletar os traços de temperatura, porém este foi substituído pelos osciloscópios devido a sua baixa frequência de aquisição. Este sistema de aquisição não é capaz de medir com a precisão desejada as flutuações no histórico de temperatura no pequeno intervalo de tempo relativo à interação entre a onda de choque formada sobre o modelo e a onda de detonação gerada após o “breakdown”.

A aquisição das fotografias de longa exposição do escoamento foi realizada com uma câmera fotográfica digital Nikon modelo DH-1, para a captação do escoamento luminoso ao redor do modelo e do “breakdown” do ar gerado pelo laser (efeito DEAS).

3.4.1 Sistema de Amplificação

Devido à baixa intensidade do sinal gerado pelos termopares, um sistema de amplificação de sinais torna-se necessário para aquisição dos sinais. Sendo assim um sistema de amplificação de sinais foi desenvolvido, baseando em [28] e apresentado na Figura 3.14.

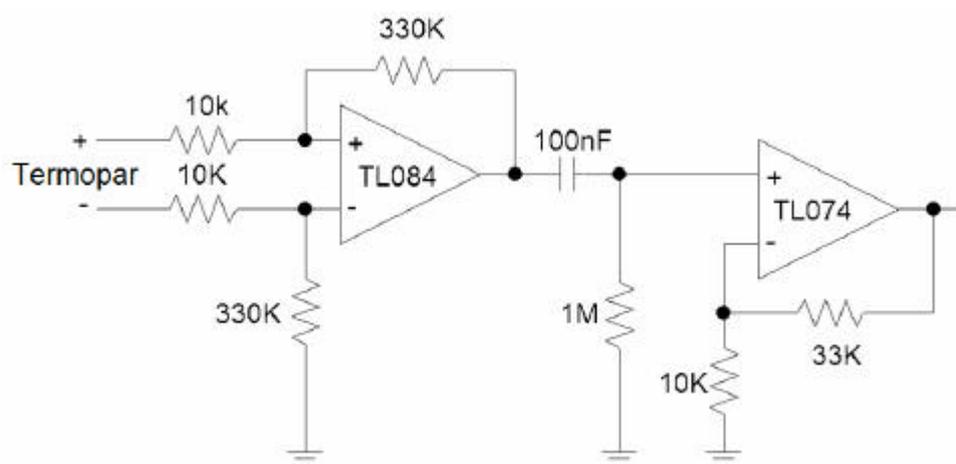


FIGURA 3.1 – Circuito amplificador dos sinais dos termopares.

Neste circuito amplificador o primeiro estágio é um amplificador diferencial, cuja função é eliminar ruído de modo comum. Após um filtro passa-altas vem o segundo estágio, não inversor. O ganho deste circuito pode ser calculado utilizando-se o princípio da superposição [42] e é dado por:

$$G = G_{1stg} + G_{2stg} = 141.9 \quad (3.1)$$

O ganho medido usando um gerador de sinais foi de 143 para as frequências de interesse. Sendo assim o erro assumido no processo de amplificação do sinal foi de 0,7%, apesar deste erro ser muito inferior à incerteza devido ao ruído externo, o qual variou de 20% para os ensaios de baixa entalpia (temperatura de choque refletido até

800K) até aproximadamente 2% para os ensaios de média entalpia (temperatura de choque refletido superior a 800K e inferior a 2500K).

3.5 Sistema Laser

Para a simulação do conceito DEAS torna-se necessário o uso de um sistema de deposição de energia na seção de testes. Um dos componentes deste sistema é o laser. Atualmente o LAH conta com dois lasers *Transversaly Excited Atmospheric Pressure - TEA* de dióxido de carbono com características de operação e performance semelhantes, que podem ser ajustados para atuarem em conjunto fornecendo dois pulsos de laser para cada ensaio. No presente trabalho apenas um dos lasers foi utilizado, tendo sido projetado e construído no IEAv. O laser utilizado é mostrado na Figura 3.15.

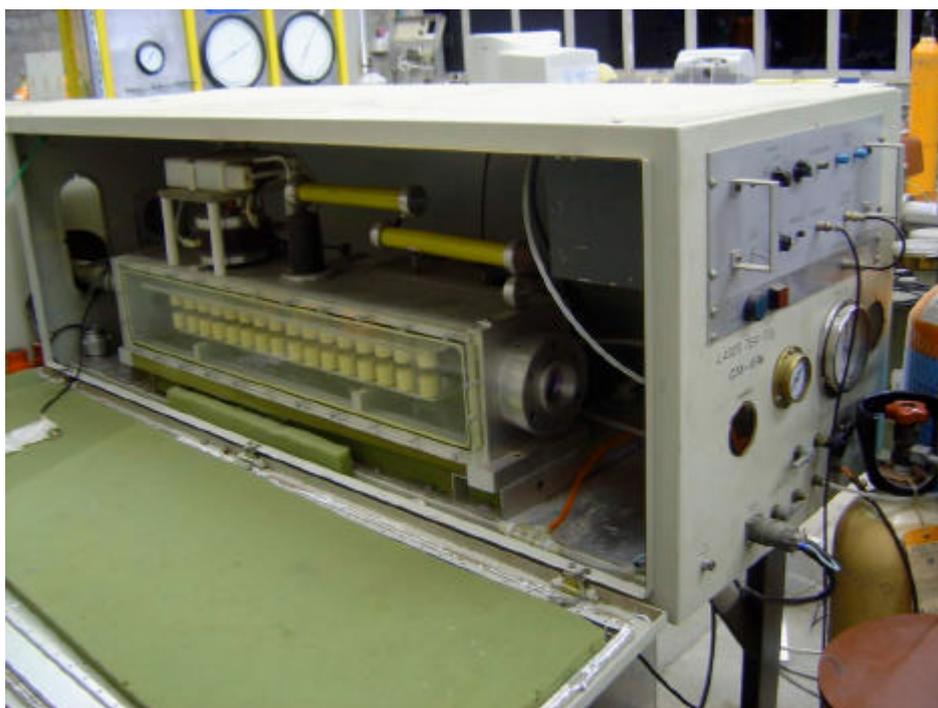


FIGURA 3.1 – Laser TEA de CO₂ utilizado nos experimentos.

Este é um laser multimodo pulsado, capaz de fornecer 7.5J de energia, com pulsos de largura de 120ns FWHM (Full Width Half Maximum) com comprimento de onda de

10,6 μ m, conforme descrito em [11]. A seção do feixe do laser utilizado é retangular, com dimensões de 34 x 17mm.

Após o acionamento do laser o feixe é guiado por espelhos e inserido na seção de testes através de uma luneta infra-vermelha. Esta luneta é equipada com uma lente de NaCl com 50mm de diâmetro e distância focal de 150mm, a qual focaliza o feixe à frente do modelo. O laser é acionado por um sistema de atraso acionado pelo transdutor de pressão localizado na entrada do difusor do túnel de choque.

3.6 Modelos Testados

Dois modelos foram utilizados para os ensaios durante este trabalho. O primeiro foi um modelo de uma semi-esfera com 55mm de diâmetro, fabricado em alumínio e equipado com um ponto para instrumentação localizado em seu ponto de estagnação. Neste modelo foi inicialmente instalado um sensor Kistler 701A para a medida da pressão no ponto de estagnação. Em seguida a estação foi modificada para a instalação de um dos termopares coaxiais de resposta rápida desenvolvidos anteriormente. O modelo semi-esférico testado é mostrado na Figura 3.16.

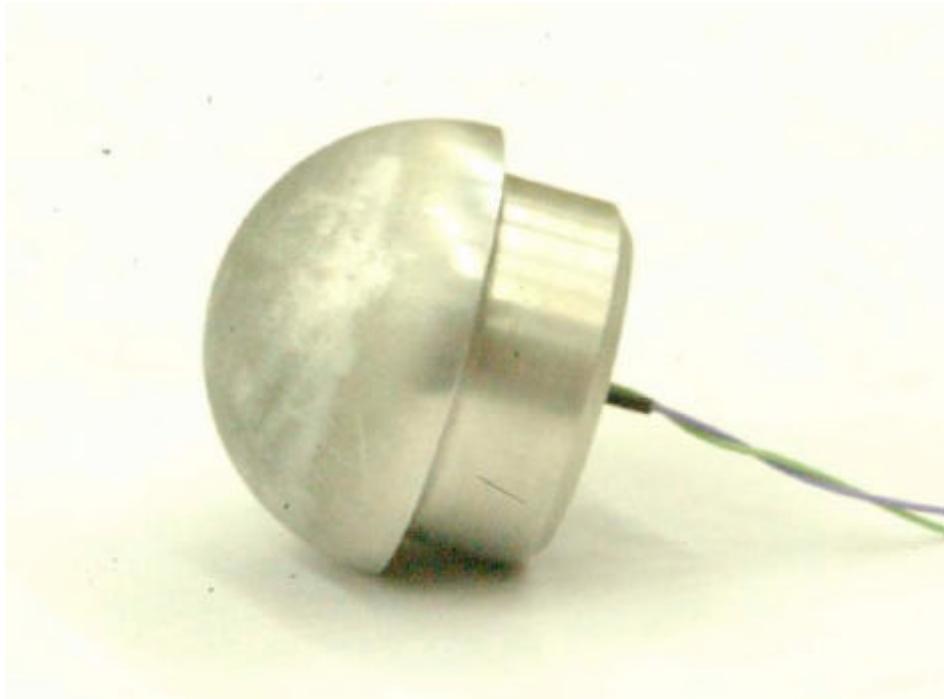


FIGURA 3.1 – Modelo semi-esférico.

O segundo modelo utilizado possui a mesma geometria frontal do utilizado anteriormente em [5, 7, 8, 9 e 13]. A utilização de tal modelo nos permite uma expansão do experimento para o estudo do conceito DEAS elaborado em [3]. A geometria do modelo baseou-se no escudo de calor do módulo de comando das naves Apollo, onde ambos contornos, superior e inferior, possuem a mesma forma, podendo ser chamada de elipsóide. Este modelo pode ser visto nas Figuras 3.17 e 3.18.

Este modelo foi confeccionado em aço-carbono 1020 com 150mm de diâmetro. Foi projetado para ser equipado com oito transdutores de pressão, sendo sete PCB 112-A-22 e um PCB 106B50, o qual foi instalado para medir a pressão no ponto mais externo do modelo, onde a pressão esperada é extremamente baixa. O modelo também é equipado com oito termopares coaxiais de resposta rápida para a medida do histórico de temperatura e conseqüentemente da variação no fluxo térmico.

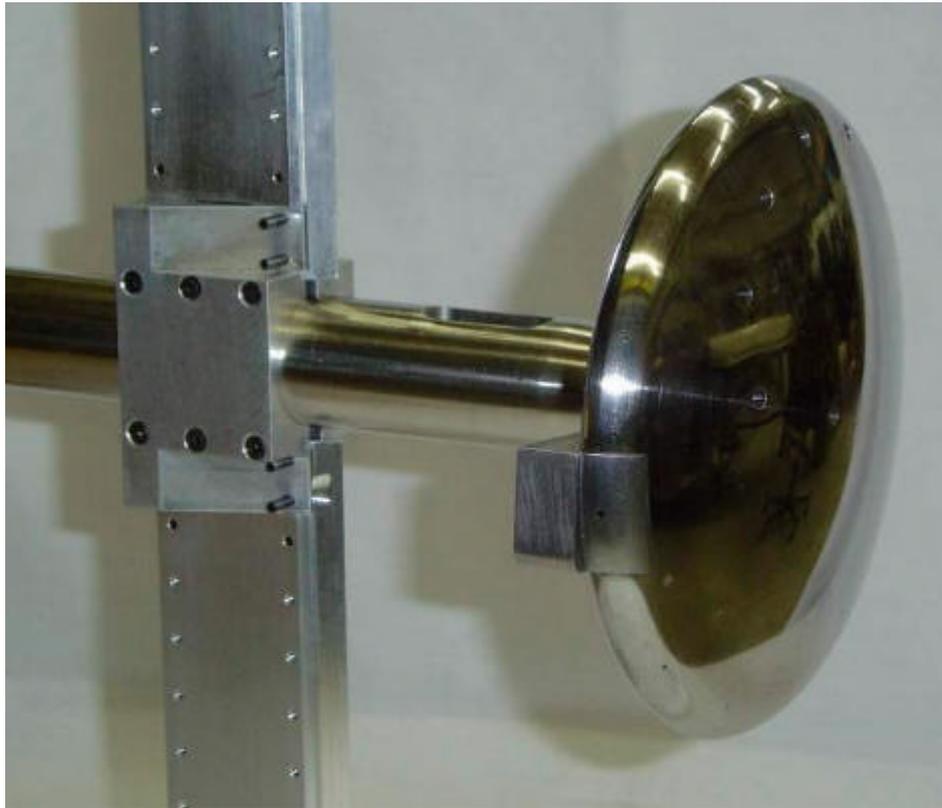


FIGURA 3.2 - Vista frontal do modelo DEAS.



FIGURA 3.3 – Vista traseira do modelo DEAS.

Para evitar interferências aerodinâmicas devido à perfuração da instrumentação, esta foi feita seguindo uma linha helicoidal, fazendo com que a linha de corrente que passa por uma estação de medida não seja previamente perturbada. Como esperado o recolamento da onda de choque gerada pela adição de energia ocorre próximo das extremidades do modelo. Este foi projetado para ter uma maior densidade de pontos de instrumentação próximo à extremidade. Uma distribuição exponencial, relativa ao raio do modelo foi usada na localização destes pontos conforme mostrado na Tabela 3.3.

Devido à impossibilidade de se fazer as medições de pressão e transferência de calor no mesmo ponto, tirou-se vantagem da simetria do modelo, estando os pontos de medição localizados simetricamente em relação ao eixo do modelo. Devido à impossibilidade de efetuar as medidas de pressão e fluxo térmico no ponto de estagnação simultaneamente, estes pontos foram levemente deslocados do centro, causando diferenças desprezíveis nas medidas por causa da baixa curvatura local.

TABELA 3.1 – Distribuição dos pontos de instrumentação.

Ponto de Instrumentação	Distância Relativa ao Centro do Modelo
1	0 (Estagnação)
2	0,5r
3	0,66r
4	0,75r
5	0,83r
6	0,90r
7	0,96r
8	1r

O modelo descrito acima e os pontos de instrumentação podem ser vistos nas Figuras 3.17 e 3.18.

CAPÍTULO 4

RESULTADOS

4.1 Ensaios com o Modelo Semi-esférico

Com o modelo semi-esférico foram realizados ensaios para o cálculo do fluxo térmico sobre a superfície no ponto de estagnação. Todos os ensaios foram realizados sob as mesmas condições de operação do Túnel de Choque Hipersônico T2. Para tanto foi utilizado um bocal divergente com diâmetro da garganta de 19,05mm e diâmetro do bocal divergente de 200mm, dando uma razão de áreas de 110,22. O número de Mach isentrópico, considerando ar com gás perfeito, é de 7,08 e a pressão estática (para expansão isentrópica) do escoamento na seção de testes é de 31,2mbar, para uma pressão de 140bar no reservatório.

Esses experimentos foram realizados em média entalpia com o túnel operando na condição de equilíbrio de interface [29]. As condições dos ensaios são dadas na Tabela 4.1. Estas condições foram calculadas utilizando-se os softwares HSTR e Nozzle Flow [27], tendo como dados de entrada o tempo de trânsito da onda de choque incidente, a pressão no reservatório e a pressão de estagnação sobre o modelo.

Como este modelo pode ser equipado apenas com um sensor para cada ensaio, um total de três ensaios foram realizados, um para a medida da pressão no ponto de estagnação e outros dois para a aquisição do histórico de temperatura no ponto de estagnação, com e sem o DEAS.

TABELA 4.1 – Condições de teste para o modelo semi-esférico.

Parâmetros do reservatório	
P_5 [bar]	146,00
T_5 [K]	2240,12
H_5 [kJ/kg]	2592,70
ρ_5 [kg/m ³]	22,5
M_s	4.19
M_r	2.32
Parâmetros do Escoamento	
P_8 [bar]	2,61E-02
T_8 [K]	247,42
v_8 [m/s]	2165,25
Parâmetros do Escoamento (cont.)	
H_8 [kJ/kg]	248,53
ρ_8 [kg/m ³]	3,68E-02
M_8	6,86
Re	3,35E+07
Kn	1,35E-02
Parâmetros de Estagnação	
P_0 [bar]	1,62
T_0 [K]	2227,62
H_0 [kJ/kg]	2592,70
ρ_0 [kg/m ³]	0,24

A deposição do laser no escoamento foi sincronizada pelo transdutor de pressão localizado na entrada do divergente. O atraso na sincronização foi de 890 μ s, deixando tempo suficiente para a estabilização da onda de choque antes do “breakdown”. O feixe foi focalizado pela lente de NaCl um diâmetro do modelo à montante do mesmo. À partir de fotografias Schlieren [43], o tempo medido entre a ocorrência do “breakdown” e o início da interação entre a onda de detonação induzida pelo laser (LSDW) e a onda de choque colada ao corpo previamente estabelecida foi de aproximadamente 50 μ s. O laser, apesar de ser capaz de fornecer 7,5J de potência por pulso, operou com 4J nestes ensaios.

Apesar de três ensaios terem sido considerados necessários na análise preliminar, dois ensaios conduzidos anteriormente não forneceram resultados devido a problemas com um novo lote de diafragmas de cobre usados na seção do DDS. Este problema causou a perda de dois termopares, os quais foram destruídos pela incidência de pétalas dos

diafragmas. Essas pétalas se soltaram durante o processo de ruptura dos diafragmas passando diretamente pela garganta do difusor. Este problema foi resolvido com a mudança da ferramenta utilizada na marcação dos diafragmas. Os danos causados no modelo e no termopar podem ser vistos na Figura 4.1.



FIGURA 4.1 – Modelo semi-esférico equipado com termopar após ser atingido por destroços dos diafragmas.

Com a perda dos termopares atingidos pelos destroços dos diafragmas foi necessário reconstruí-los, perdendo assim a calibração previamente realizada. Sendo assim a análise quantitativa do fluxo térmico não foi efetuada, apenas uma análise qualitativa entre os dois ensaios, com e sem o DEAS. Como o produto térmico era então desconhecido, um valor de referência foi utilizado e estabelecido em $1000 \text{ J/m}^2\text{Ks}^{1/2}$. Como já dito anteriormente este valor é necessário para o cálculo do fluxo térmico.

Os traços de temperatura adquiridos e o fluxo térmico de referência calculado são mostrados nas Figuras 4.2 e 4.3, sem e com o DEAS. Infelizmente o sistema de

aquisição de dados VXI 4244, utilizado nestes ensaios, é capaz de adquirir dados em intervalos de apenas $0,5\mu\text{s}$. O efeito DEAS para um único pulso de laser acontece em uma janela de aproximadamente $100\mu\text{s}$, tornando necessária a utilização de um sistema com maior taxa de aquisição para uma melhor qualidade dos dados. Nos ensaios conduzidos com o modelo DEAS elipsóide foram utilizados os osciloscópios Tektronix 2014, com aquisição a cada 1ns .

Além da contribuição do ruído ambiente e da baixa taxa de aquisição pode ser visto distorções no sinal na forma de degraus. Esta distorção pode ter sido causada pela incidência de mylar sobre o termopar, utilizado como diafragma de seção de baixa pressão.

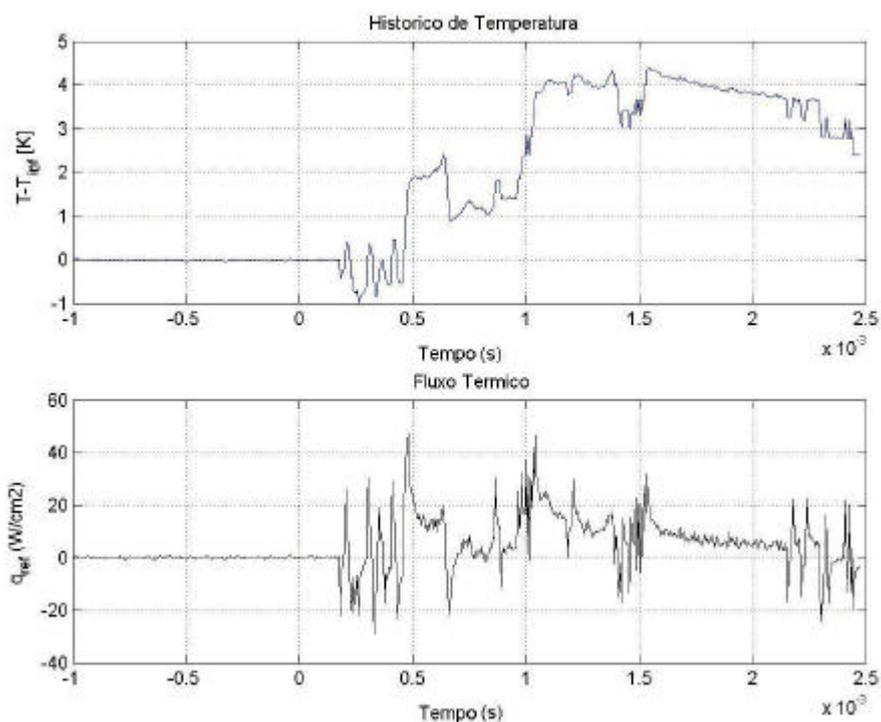


FIGURA 4.2 – Histórico de temperatura (acima) e fluxo térmico (abaixo) medidos sem o DEAS

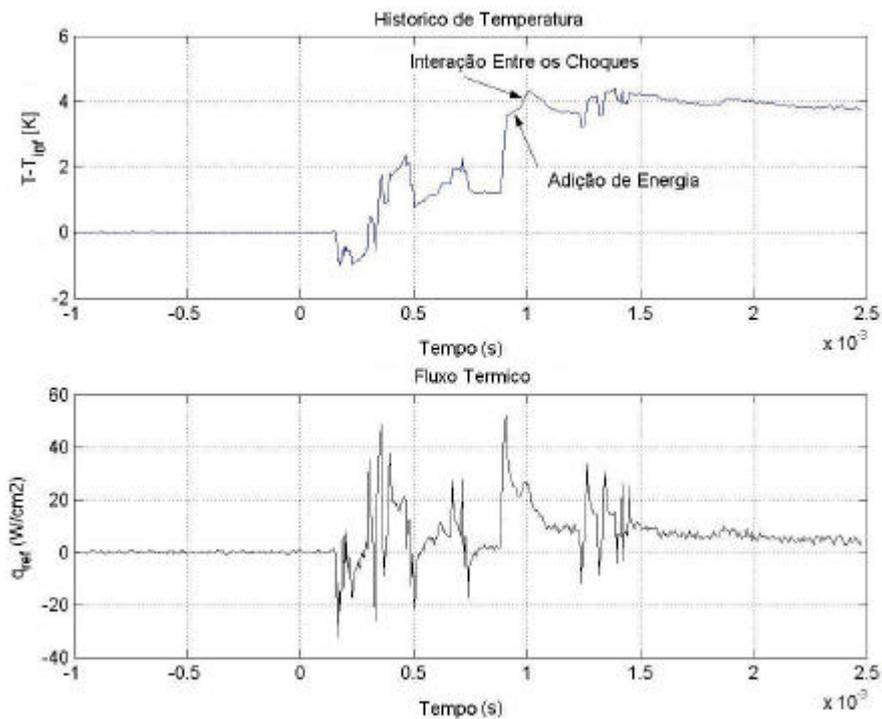


FIGURA 4.3 – Histórico de temperatura (acima) e fluxo térmico (abaixo) medido com o DEAS, indicando a deposição de energia e a interação entre os choques.

Fotografias de longa exposição também foram tiradas durante os ensaios, com e sem o DEAS. Estas fotografias são mostradas nas Figuras 4.4 e 4.5. Cuidado deve ser tomado na análise destas fotografias devido à sucessivas reflexões de luz entre as janelas da seção de testes. Nos ensaios subsequentes uma das janelas foi forrada com um papel preto e não refletor para eliminar este efeito. Nestas fotografias podemos ver que o escoamento sobre o modelo foi alterado com a deposição de energia.

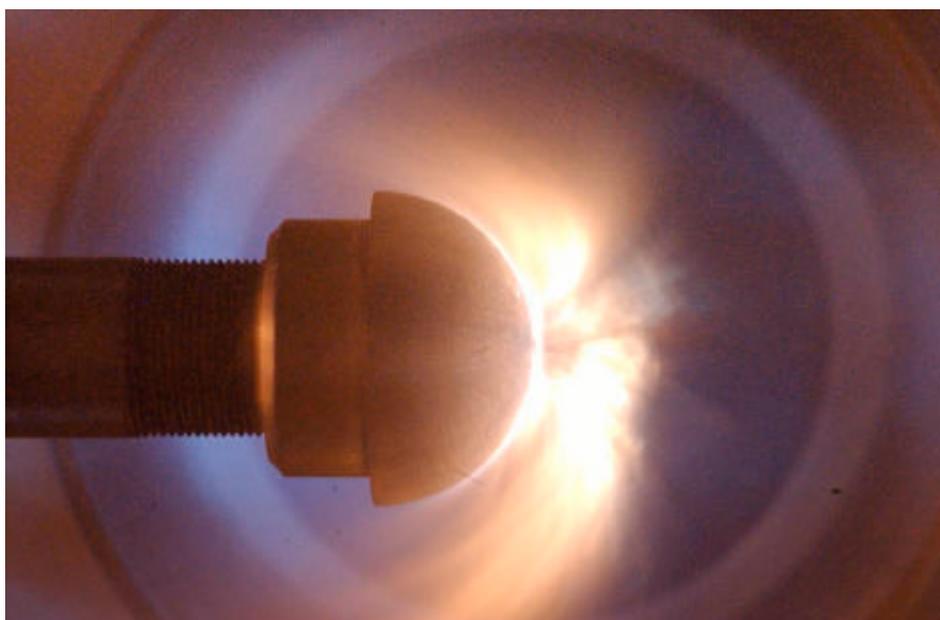


FIGURA 4.4 – Fotografia de longa exposição, sem o DEAS.

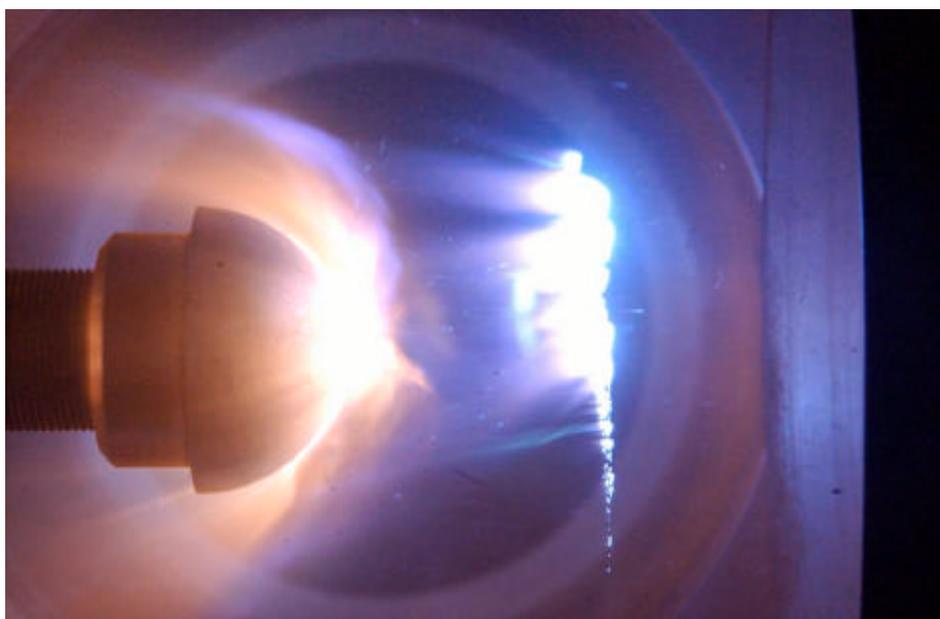


FIGURA 4.5 – Fotografia de longa exposição, com o DEAS.

Nestes ensaios não foi possível acessar quantitativamente a influência do DEAS no fluxo térmico. No entanto chegou-se a um resultado memorável: nenhum aumento no

fluxo térmico pôde ser verificado [44]. Como já demonstrado anteriormente [12,13] uma redução de 40% no arrasto de pressão ocorre com o uso do DEAS. Até o momento não sabia-se ao certo qual a influência do DEAS sobre o fluxo térmico. Esperava-se a verificação de que este diminuísse, como mostrado numericamente [14], porém também poderia aumentar como especulado em [7], o que poderia diminuir a vantagem do DEAS em contrapartida ao benefício relativo ao arrasto.

4.2 Ensaio com o Modelo DEAS

4.2.1 Condições de Ensaio

Para o ensaio com o modelo DEAS a complexidade da montagem e o volume de dados a serem coletados e reduzidos são maiores do que no caso do modelo semi-esférico. Os ensaios realizados com este modelo foram feitos em duas condições distintas, conforme mostrada na Tabela 4.2. As condições foram calculadas usando os softwares descritos em [27] e podem ser encontradas no anexo B.

TABELA 4.1 – Condições de ensaio para o modelo DEAS.

Parâmetros do Reservatório	Condição A	Condição B	Condição C
P_5 [bar]	125,79	184,80	151,00
T_5 [K]	2197,85	1481,30	4793,47
H_5 [kJ/kg]	2535,25	1632,74	7607,12
ρ_5 [kg/m ³]	19,77	43,08	10,10
M_s	4,23	3,38	5,89
M_r	2,35	2,15	2,49
Parâmetros do Escoamento	Condição A	Condição B	Condição C
P_8 [bar]	2,97E-03	1,46E-02	1,40E-02
T_8 [K]	135,35	116,56	838,61
v_8 [m/s]	2190,56	1741,06	3670,30
H_8 [kJ/kg]	135,95	117,08	872,09
ρ_8 [kg/m ³]	7,67E-03	4,38E-02	5,82E-03
M_8	9,39	8,04	6,43
Re	1,19E+07	6,29E+07	3,82E+06
Kn	5,13E-02	8,43E-03	1,09E-01

(Continua)

TABELA 4.2 – Conclusão.

Parâmetros da Estagnação	Condição A	Condição B	Condição C
P_0 [bar]	0,34	1,24	0,75
T_0 [K]	2152,38	1490,18	3941,17
H_0 [kJ/kg]	2535,25	1632,74	7607,65
ρ_0 [kg/m ³]	5,49E-02	2,87E-01	5,84E-02

Como explicado anteriormente na Seção 4.1, algumas mudanças foram realizadas com objetivo de melhorar a qualidade do ensaio e garantir a sobrevivência do modelo e dos sensores. Uma dessas mudanças foi a diminuição do diâmetro da garganta e do bocal divergente (de 200mm para 300mm), com a variação do número de Mach nominal de 7.0 para 10,0 (Condição A). Juntamente à essa variação no número de Mach a pressão estática do escoamento diminuiu, o que causou problemas com o “breakdown” do ar, que passou a ser inconstante, não acontecendo em todos os ensaios. A condição A (Tabela 4.2) é uma condição de média entalpia ($T_0= 2152.38$ K, $H_0=2535.25$ kJ/kg) e uma fotografia de longa exposição gerada em um dos experimentos é mostrada na Figura 4.6. Nota-se que o “breakdown” foi extremamente fraco não ocorrendo uma interação perceptível com o choque estabelecido no modelo.

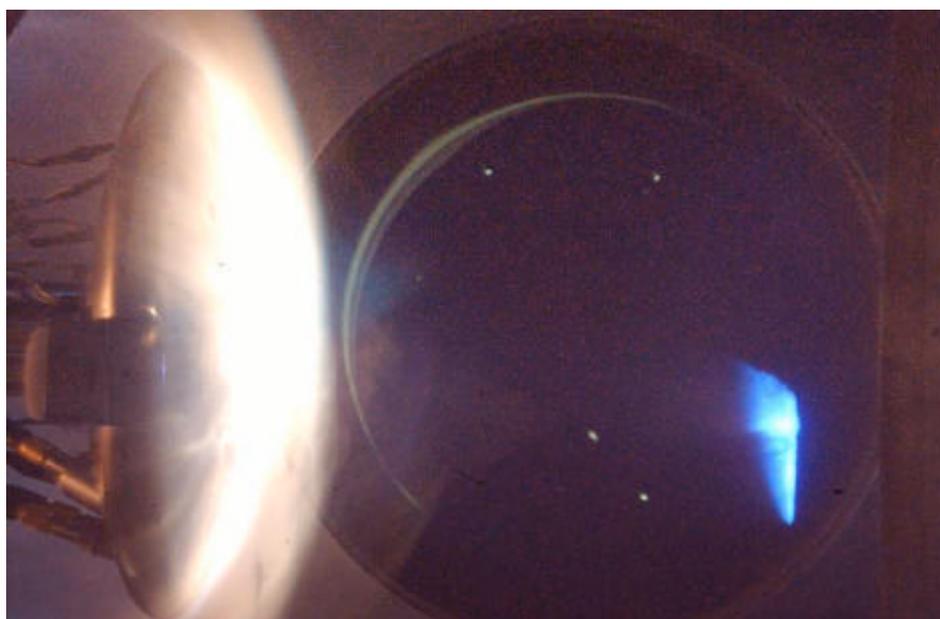


FIGURA 4.1 – Fotografia de longa exposição tirada na condição A.

Como na condição A a pressão estática do escoamento estava abaixo do limiar de estabilidade do “breakdown”, a garganta do bocal divergente foi novamente modificada, com o número de Mach mudando de 10 para 8 (Condição B). Nesta condição houve a estabilização do “breakdown”. Para aumentar ainda mais a pressão e a densidade na seção de testes a seção do “driven” foi preenchida com ar à 3 atmosferas. Após alguns ensaios nesta condição notou-se que o modelo DEAS havia sido deslocado com a pressão do escoamento, devido à problemas relativos com a montagem de seu suporte no interior do túnel. Uma fotografia de longa exposição obtida durante os ensaios na condição B é mostrada na Figura 4.7.

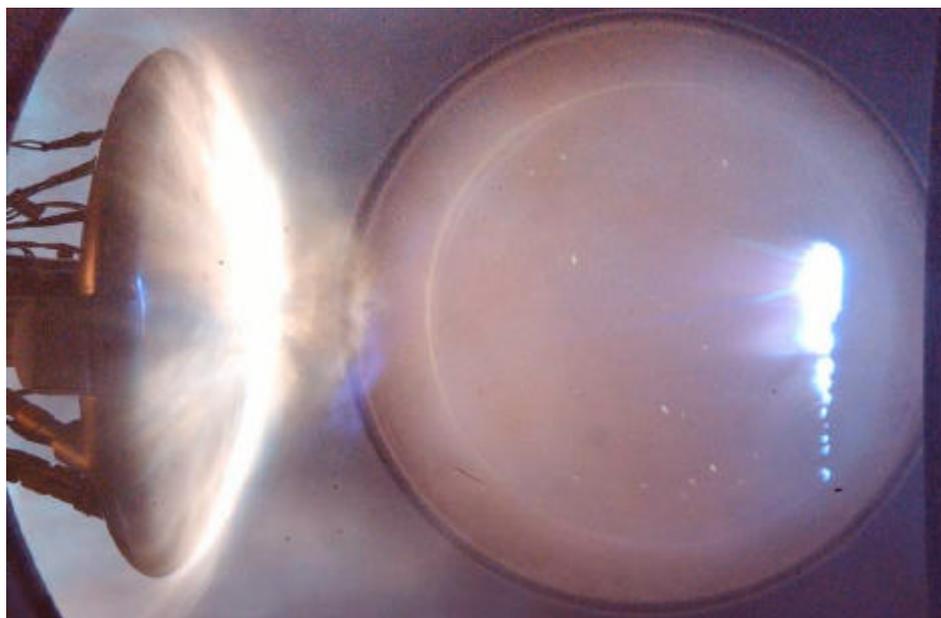


FIGURA 4.2 - Fotografia de longa exposição tirada na condição B.

Durante os ensaios nas condições A e B, foi notado um ruído excessivo nos traços de pressão. Acredita-se que este ruído seja proveniente de vibrações mecânicas existente no túnel devido às condições de ensaio. Em baixa e média entalpia, o aumento de pressão no reservatório do túnel de choque ocorre muito rapidamente. Conforme observado em [27], ensaios em condições de alta entalpia são quase que completamente

livres de vibrações mecânicas, enquanto que ensaios em baixas entalpias apresentam alto nível de vibrações. Essas vibrações são geradas pela colisão entre a onda de choque e a entrada do bocal divergente, sendo transmitidas para o tanque de exaustão e para o modelo. O resultado disso é o comprometimento da qualidade do escoamento na seção de testes, interferindo nos traços de pressão. Gera-se, por sua vez, ruídos de alta frequência comprometendo também a qualidade das medidas.

Tendo em vista a diminuição de vibrações, os ensaios subsequentes (condição C), foram realizados em alta entalpia ($T_0=3941.17$ K, $H_0=7607.65$ kJ/kg). Devido ao aumento da pressão no reservatório ser gradual, com as interações entre a onda de choque refletida e a interface levando mais tempo para atingir o equilíbrio, esta condição induz menos vibrações mecânicas na estrutura do túnel de choque do que condições de média e baixa entalpia. Como havia ocorrido o deslocamento do modelo durante os ensaios anteriores, uma nova fixação deste tornou-se necessária e, aliada à potência do laser ser inferior à esperada, o modelo DEAS nesta condição foi fixado a 95mm do ponto focal, saindo da condição estabelecida de um diâmetro do ponto focal (150mm).

Conforme explicado anteriormente, o modelo DEAS foi equipado com 8 transdutores de pressão e 8 termopares coaxiais de resposta rápida. Devido aos problemas gerados durante os ensaios com o modelo esférico, foi necessário efetuar-se a mudança das condições de ensaio. O maior diâmetro deste modelo (150mm) também tornou necessária a troca do bocal divergente da seção de testes, sendo substituído o divergente com 200mm de diâmetro de saída por um com 300mm. Isto se torna necessário para garantir que o escoamento incidindo sobre o modelo não esteja sob influência de efeitos viscosos, o que aconteceria caso a expansão da camada limite do bocal incidisse sobre o modelo.

Nestes experimentos foram medidos a distribuição de pressão e de fluxo térmico sobre o modelo e a influência da deposição de energia foi investigada comparando-se ensaios com e sem o DEAS.

4.2.2 Distribuição de Pressão

Devido à curta duração do pulso do laser e a conseqüente interação entre a onda de choque gerada pelo “breakdown”, da ordem de 100 microssegundos [43], a influência do laser no escoamento está localizada em uma janela de tempo muito curta. Outro problema encontrado durante os ensaios foi a baixa potência fornecida pelo laser em comparação à ensaios anteriores [11, 12, 13], a qual era de 7,5J e no presente trabalho não foi possível superar os 5,5J. O ponto focal obtido nos ensaios também não foi muito definido e variava de posição, verticalmente, de ensaio para ensaio. Como o modelo foi colocado à 95mm do ponto focal, a expansão da onda de detonação esférica pode não ter sido intensa o suficiente para atingir da maneira desejada a maioria dos sensores, localizados na extremidade do modelo.

Ensaio com e sem deposição de energia foram efetuados e seus traços de pressão comparados. Pôde-se notar primeiramente que o laser induziu oscilações e ruídos nos sinais, além daqueles naturalmente presentes. Outra constatação foi que a qualidade do escoamento gerada pelo túnel não foi a mesma daquela que havia sendo obtida em estudos anteriores [11, 12, 13]. Dois traços característicos do transdutor localizado na estagnação podem ser vistos nas Figuras 4.8 e 4.9, um com a deposição de energia (ensaio #102) e outro sem a deposição de energia (ensaio #105). Os traços de todos os transdutores do modelo foram plotados juntos na Figura 4.10.

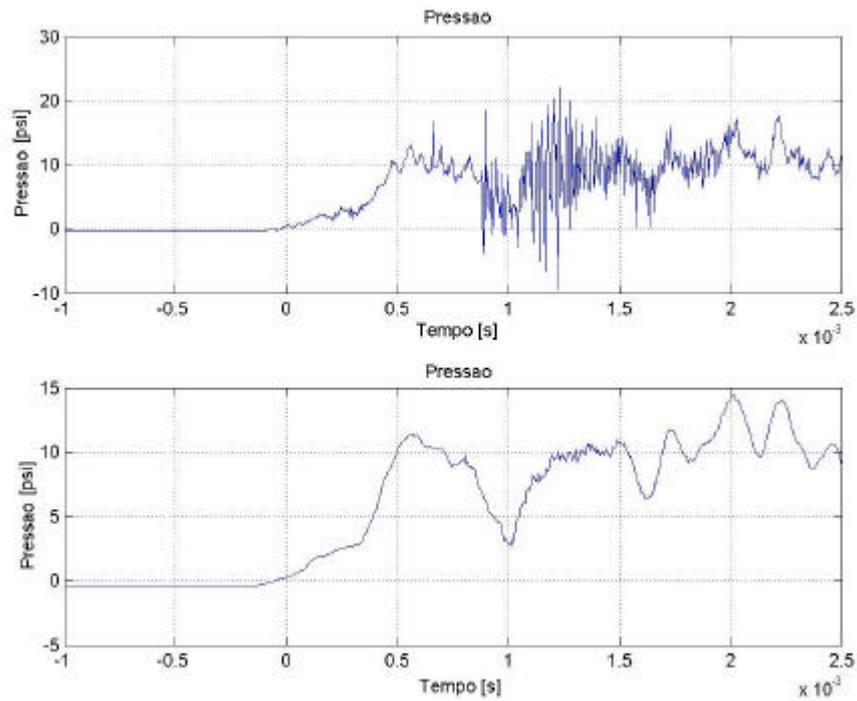


FIGURA 4.1 – Traços de pressão (original e filtrado) do transdutor localizado na estagnação durante o ensaio #102, com deposição de energia.

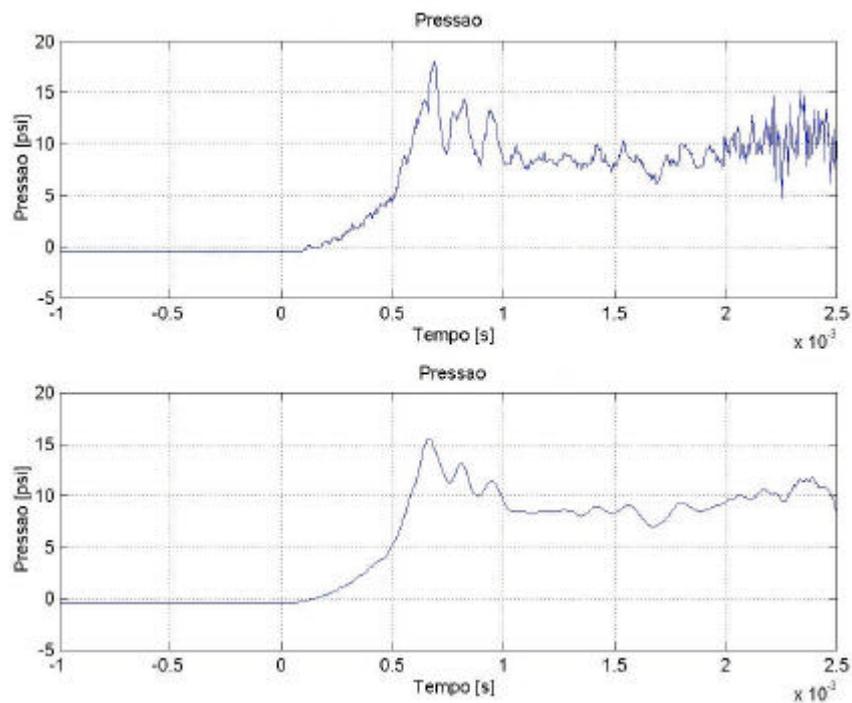


FIGURA 4.2 - Traços de pressão (original e filtrado) do transdutor localizado na estagnação durante o ensaio #105, sem deposição de energia.

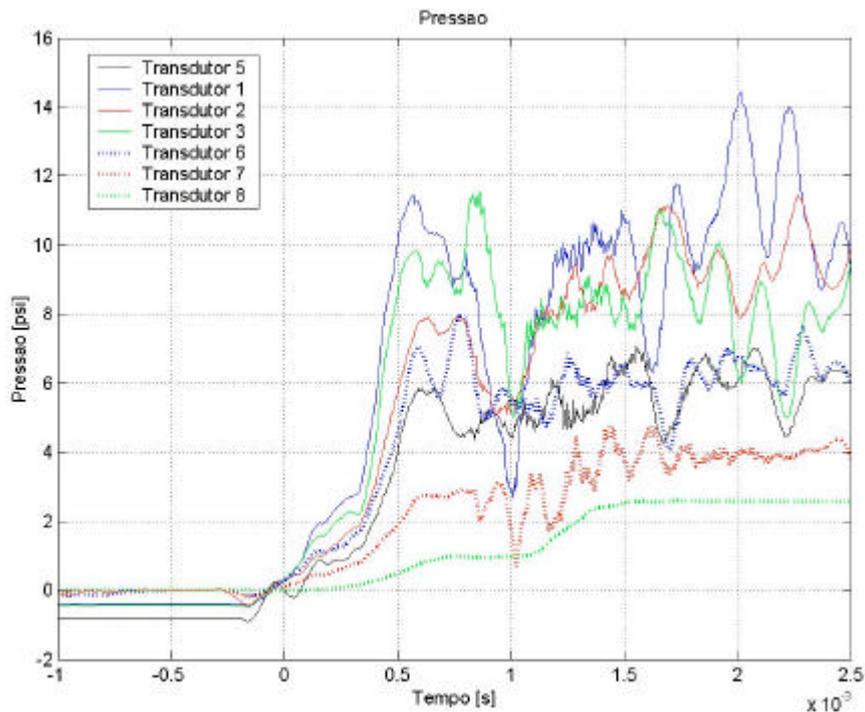


FIGURA 4.3 – Traços de pressão obtidos durante o ensaio #102, com DEAS.

A filtragem dos traços de pressão foi feita utilizando-se um filtro polinomial de terceira ordem (Savitzky-Golay) disponível no Matlab.

Como a influência do laser é localizada, ela não impediu que no mesmo ensaio a pressão, sem o DEAS, fosse medida. O resultado dessas medidas foi comparado com a teoria Modificada de Newton, para a distribuição de pressão ao longo da superfície do modelo, na Figura 4.11. Os traços de pressão obtidos nos ensaios #102 à #106 podem ser vistos no anexo C.

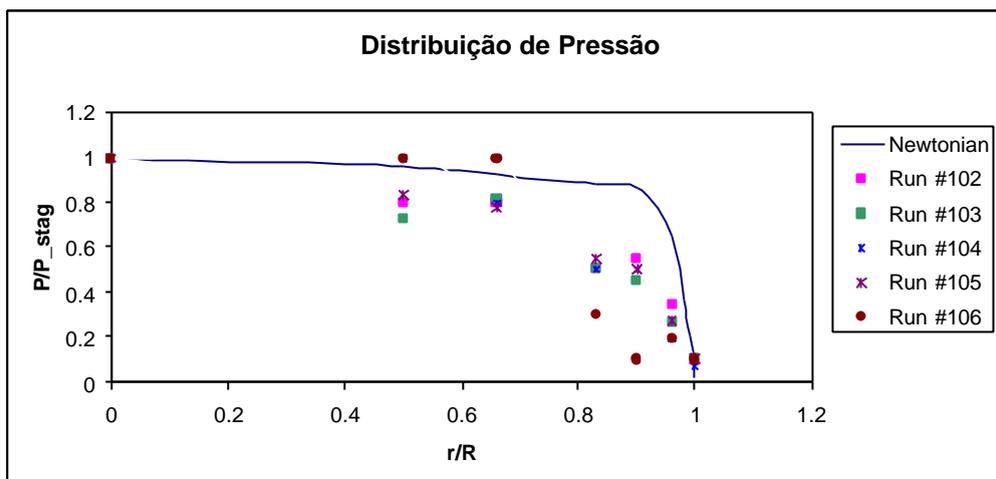


FIGURA 4.4 – Distribuição de pressão sobre o modelo, desconsiderando o efeito DEAS.

4.2.3 Medida do Fluxo Térmico

Para o cálculo do fluxo térmico a partir do histórico de temperatura na superfície do modelo foi necessário o conhecimento do produto térmico (β) de cada sensor. A calibração realizada no tubo de choque usando o procedimento descrito em [35] e na Seção 3.3.2.2 foi utilizada nesta parte do trabalho. Infelizmente, dois sensores calibrados (#7 e #9), tiveram que ser refeitos após danos causados durante os ensaios com o modelo esférico, perdendo assim sua calibração. Para tais sensores um produto térmico de referência de $3000 \text{ J/m}^2\text{Ks}^{1/2}$ foi utilizado, e como pode ser visto na Tabela 3.2 aproxima-se muito dos valores obtidos durante o processo de calibração.

Deve ser considerado aqui que a máxima entalpia e temperatura atingidas durante a calibração destes sensores no tubo de choque foi de $2500,54 \text{ kJ/kg}$ e $2174,62 \text{ K}$, respectivamente. Porém a condição C possui valores muito mais elevados que estes e que são de difícil simulação no tubo de choque disponível no laboratório.

Do total de 8 termopares instalados no modelo apenas 4 estavam gerando sinal satisfatório. O problema com os sensores foi o rompimento da solda dos fios de extensão ocasionada durante a instalação e durante os ensaios. Um dos sensores (T#9,

instalado a 0,83r do centro), teve seu sinal comprometido por excesso de ruído, o qual aumentou durante os últimos ensaios sendo então descartado.

Para a comparação com a calibração realizada e os valores reais do produto térmico para as condições de ensaio aqui consideradas (Condições A, B e C) foram comparados os valores obtidos nos experimentos com aqueles calculados utilizando-se a equação do fluxo térmico no ponto de estagnação em condições de equilíbrio termoquímico, disponível em [19, 45, 46]

$$q = \frac{0.763}{(\text{Pr})^{0.6}} (\mathbf{r}_s \mathbf{m}_s)^{0.4} (\mathbf{r}_w \mathbf{m}_w)^{0.1} (H_s - h_w) \left[1 + (Le^{0.52} - 1) \frac{h_d}{H_s} \right] \left[\left(\frac{du_e}{dx} \right)_s \right]^{0.5} \quad (4.1)$$

onde Pr é o número de Prandtl e foi considerado constante e igual a 0.7, ρ e μ são respectivamente a densidade e a viscosidade, H é a entalpia total e h é a entalpia local considerada igual a $c_p T$. Le é o número de Lewis e $h_d = \sum_i c_i (\Delta h_f)_i^\circ$ a entalpia de formação das espécies (o somatório do produto entre a fração mássica e a entalpia de formação de cada espécie). Os subscritos *s* e *w* indicam condições de estagnação e na parede, respectivamente. Para os cálculos realizados o termo que possui o número de Lewis foi considerado unitário. O último termo da equação é o gradiente de velocidades no ponto de estagnação, dado por

$$\left(\frac{du_e}{dx} \right)_s = \frac{1}{R} \sqrt{\frac{2(p_s - p_\infty)}{\rho_s}} \quad (4.2)$$

onde R é o raio no ponto de estagnação e p_∞ é a pressão ambiente.

Para a comparação da calibração, um sensor calibrado e ainda não utilizado (#8) foi colocado no ponto de estagnação do modelo DEAS. Para a condição C, o fluxo térmico para o ponto de estagnação calculado foi de 7.225E+05 W/m². Para a mesma condição, ensaio #103 (com DEAS) o traço obtido no ponto de estagnação pode ser visto na Figura 4.12, comparado com o ensaio #105.

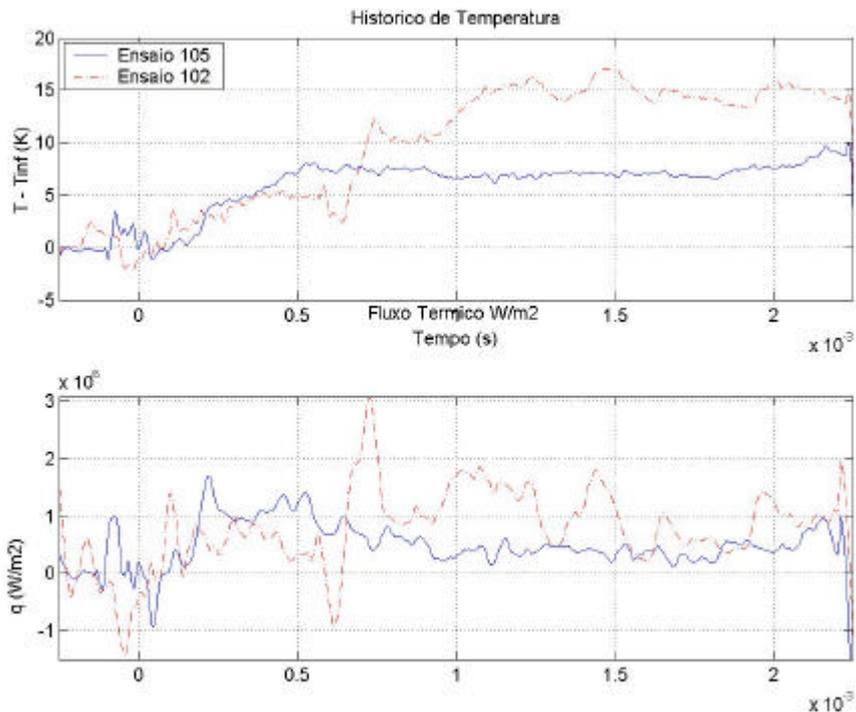


FIGURA 4.1 – Histórico de temperatura e fluxo térmico medidos no ponto de estagnação durante o ensaio #103 e #105 (condição C).

Este fluxo térmico foi calculado a partir da Equação 3.24 utilizando β igual a $2482.82 \text{ J/m}^2\text{Ks}^{1/2}$. Pode-se ver na figura que o fluxo térmico calculado não se afasta consideravelmente do calculado pela Equação 4.1, até o momento da deposição de energia, estando na ordem de $9,0\text{E}+05 \text{ W/m}^2$, o que daria um produto térmico da ordem de $3090 \text{ J/m}^2\text{Ks}^{1/2}$, estando dentro dos valores obtidos na Tabela 2.2. Os históricos de temperatura e fluxo térmico para os ensaios #102 à #106 são mostrados no anexo D.

Neste ensaio o laser foi introduzido no escoamento à aproximadamente $500\mu\text{s}$ da origem, onde pode ser notada uma grande oscilação no sinal. Esta oscilação é influenciada por três fatores: (1) o ruído induzido no sinal pelo acionamento do laser, o qual é considerável, (2) ao fluxo térmico induzido pela radiação do ponto focal, onde acontece o “breakdown” e (3) à interação do choque gerado pela detonação com o choque estabelecido no modelo.

Uma tendência nos ensaios com deposição de energia pode ser percebida, onde após esta deposição o fluxo térmico sofre um salto brusco, causado pela enorme radiação da detonação, a qual atinge temperaturas superiores às da superfície do Sol (chegando a aproximadamente 15000 K). Após a dissipação do plasma gerado na detonação, o fluxo térmico radiante cai e a onda de detonação esférica se propaga, interagindo com a onda estabelecida anteriormente na superfície do modelo. Neste ponto ocorre a queda no fluxo térmico provocada pelo efeito DEAS, o qual temporariamente causa o descolamento da onda de choque sobre o modelo modificando sua estrutura. Em seguida o choque inicial se restabelece com o fluxo térmico voltando ao seu valor inicial.

Infelizmente a verificação deste fenômeno é extremamente sutil, sendo verificado nos ensaios #103 e #104. Vários problemas contribuíram para a dificuldade em realizar as medições. Um dos fatores é o deslocamento vertical do “breakdown” o qual, na maioria dos ensaios estava deslocado para a metade inferior do modelo. Com os termopares em sua metade superior dificultou a avaliação da influência deste. Outro fator foi a oscilação natural do sinal dos sensores “mascarando” a influência do DEAS sobre o escoamento. Apesar da aparente interferência do ruído de fundo, e de alta frequência pouco influência no sinal gerado, pois é facilmente filtrado além de possuir frequência muito mais alta que os fenômenos relacionados ao DEAS.

Fotografias de longa exposição foram tiradas em todos os ensaios na condição C. Como explicado acima, o deslocamento vertical do ponto focal pode ser claramente visto. As Figuras 4.13 e 4.14 são fotografias tiradas nos ensaios #102 e #105, com e sem deposição de energia, respectivamente.



FIGURA 4.2 – Fotografia de longa exposição – ensaio #102.



FIGURA 4.3 – Fotografia de longa exposição – ensaio #105.

CAPÍTULO 5

CONCLUSÕES E RECOMENDAÇÕES

No presente trabalho foram desenvolvidos termopares coaxiais de resposta rápida, usados como sensores de fluxo térmico capazes de suportar alta entalpia ($T_0 = 2500$ K), o que ainda não havia sido realizado no país. Previamente haviam sido desenvolvidos sensores de fluxo térmico de filme fino, porém estes são capazes de operar apenas em condições de baixa entalpia ($T_0 = 800$ K). Estes sensores foram calibrados com uma técnica utilizando as condições de choque refletido, gerados em tubo de choque. Pôde-se constatar que os sensores operaram satisfatoriamente, porém que os mesmos possuem um sinal com ruído considerável, o que no entanto é comum, conforme indicado nas referências. Outra conclusão foi que os mesmos apresentam um sinal cuja oscilação aumenta conforme a junção formada na superfície é degradada. A degradação destes sensores ocorreu entre 5 e 10 ensaios, para condições de alta e média entalpia, respectivamente. Recomenda-se que em futuros trabalhos a técnica de calibração seja comparada com outras e que os termopares de resposta rápida sejam melhor caracterizados e, se possível, aperfeiçoados.

Estes sensores também teriam como aplicação a medição do fluxo térmico em câmaras de combustão supersônica e em veículos aeroespaciais voando em regime hipersônico.

Utilizando-se estes termopares desenvolvidos e transdutores de pressão comerciais, foram feitas medidas de fluxo térmico e distribuição de pressão ao longo da superfície de um modelo de corpo rombudo. Estas medidas foram feitas com e sem deposição de energia no escoamento hipersônico, o que caracteriza o conceito DEAS. Dados confiáveis e conclusivos em relação aos fenômenos ocorrendo devido ao DEAS não foram obtidos. Isto se deve à vários fatores, entre eles podemos citar a baixa energia depositada pelo laser e as oscilações nos sinais dos sensores, as quais “mascaram” as oscilações provocadas pela deposição de energia. Outro fator complicador foi a distância entre o modelo e o ponto focal, a qual teve de ser reduzida, impedindo a

expansão completa da detonação antes de atingir o modelo. Devido ao deslocamento do ponto focal verticalmente em relação ao modelo e ao fato de que o “focal spot” foi mal definido e localizado em uma grande área, a qualidade da onda de detonação esférica pode ter sido comprometida. Recomenda-se que em trabalhos futuros sejam utilizados modelos de menor dimensão, para diminuir os requisitos de potência do laser, e lentes com menor distância focal, melhorando assim a qualidade da deposição de energia.

Comparando-se os dados obtidos durante a calibração e aqueles com o modelo esférico e com o DEAS podemos ver que os traços no tubo de choque foi ausente de oscilações, apresentando apenas o ruído de fundo. Isto ocorre provavelmente devido ao menor nível de vibração no túnel de choque hipersônico. A maior taxa de aquisição, conseguida com a mudança do sistema de aquisição também melhorou a qualidade do sinal.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] Allen, H. J.; Eggers Jr., A. J. A Study of the Motion and Aerodynamic Heating of Ballistic Missiles Entering the Earth's Atmosphere at High Supersonic Speeds. **NACA-Report-1381**, 1958.
- [2] Bogdonoff, S. M.; Vas, I. E., Preliminary Investigations of Spiked Bodies at Hypersonic Speeds. **Journal of the Aerospace Sciences**, v. 26, n. 2, p. 65-74, Feb. 1959.
- [3] Myrabo, L.N.; Raizer, Y.P. Laser-Induced Air Spike For Advanced Transatmospheric Vehicles. In: AIAA Plasmadynamics and Lasers Conference, 25., June 1994. **Proceedings...** [S.l]: AIAA, 1994.
- [4] Myrabo, L.; Seo, J.; Head, D.; Marsh, J. Thermal Management System for an Ultralight Microwave Propelled Transatmospheric Vehicle. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 30., June 1994. **Proceedings...** [S.l]: AIAA, 1994.
- [5] Marsh, J.J.; Myrabo, L.N.; Messitt, D.; Nagamatsu, H.T.; Raizer, Y.P. Experimental Investigation of the Hypersonic 'Air Spike' Inlet at Mach 10. In: Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 34., Jan. 1996. **Proceedings...** [S.l]: AIAA, 1996.
- [6] Myrabo, L.; Raizer, Y. P.; Shneider, M.N. The Calculation and Similarity Theory of Experiment Simulating the Air-Spike Effect in Hypersonic Aerodynamics. **High Temperature**, v.36, n.2, p.287-292, 1998.
- [7] Toro, P.G.P. **Experimental Pressure and Heat Transfer Investigation over a 'Directed Energy Air-Spike' Inlet at Flow Mach Numbers of 10 to 20, Stagnation Temperature of 1000K, and Arc Power up to 127kW**. Thesis (Doctor in Aeronautics Engineering) - Rensselaer Polytechnic Institute, Troy, New York, 1998.
- [8] Toro, P.G.P.; Nagamatsu, H.T.; Minucci, M.A.S.; Myrabo, L.N. Experimental Heat Transfer Investigation of a 'Directed-Energy Air Spike' Inlet at Mach 10. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 35., June 1999. **Proceedings...** [S.l]: AIAA, 1999.

- [9] Toro, P.G.P.; Nagamatsu, H.T.; Minucci, M.A.S.; Myrabo, L.N. Experimental Pressure Investigation of a 'Directed-Energy Air Spike' Inlet at Mach 10. In: AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 35., June 1999. **Proceedings...** [S.l.]: AIAA, 1999.
- [10] Bracken, R.M.; Myrabo, L.N.; Nagamatsu, H.T.; Meloney, E.D.; Schneider, M.N.; **Experimental Investigation of an Electric Arc Air-Spike with and without Blunt Body in Hypersonic Flow**. [S.l.]: AIAA, 2001.
- [11] Minucci, M.A.S.; Toro, P.G.P.; Chanes Jr., J.B.; Pereira, A.L.; Nagamatsu, H.T.; Myrabo, L.N. Investigation of a Laser-Supported Directed-Energy 'Air Spike' in Mach 6.2 Air Flow – Preliminary Results. In: AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 39., Jan. 2001. **Proceedings...** [S.l.]: AIAA, 2001.
- [12] Minucci, M.A.S.; Toro, P.G.P.; Chanes Junior, J.B.; Ramos, A.G.; Pereira, A.L.; Nagamatsu, H.T.; Myrabo, L.N. Investigation of a Laser-Supported Directed-Energy 'Air Spike' in Hypersonic Flow – Preliminary Results. **Journal of Spacecrafts and Rockets**, v.40, n.1, p.133-135, 2003.
- [13] Minucci, M.A.S.; Toro, P.G.P.; Oliveira, A.C.; Ramos, A.G.; Chanes Junior, J.B.; Pereira, A.L.; Nagamatsu, H.T.; Myrabo, L.N. Laser-Supported Directed-Energy "Air Spike" in Hypersonic Flow. **Journal of Spacecrafts and Rockets**, v.42, n.1, p. 51-57, 2005.
- [14] Takaki, R.; Liou, M-S. Parametric Study of Heat Release Preceding a Blunt Body in Hypersonic Flow. **AIAA Journal**, v.40, n.3, Mar. 2002.
- [15] Head, D. R. **Theoretical Analysis of the Hypersonic 'Air Spike' Inlet**. 57p. 1994. Dissertation (Master) - Rensselaer Polytechnic Institute, Troy, New York, 1994.
- [16] Marsh, J.J. **An Experimental Investigation of the Hypersonic 'Air Spike' Inlet**. 119p. 1995. Dissertation (Master) - Rensselaer Polytechnic Institute, Troy, New York, 1995.
- [17] Seo, J. **Analysis of Aerodynamic Properties Inside Airspike of Microwave Propelled Transatmospheric Vehicles**. 64p. 1994. Dissertation (Master in Aeronautics Engineering) - Rensselaer Polytechnic Institute, Troy, New York, 1994.

- [18] Frazier, S. R. **Trajectory Analysis of a Laser-Energized Transatmospheric Vehicle**. 1987. Dissertation (Máster in Aeronautics Engineering) - Rensselaer Polytechnic Institute, Troy, New York, 1987.
- [19] Anderson, J.D. **Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics**. Virginia: AIAA, 2000.
- [20] Zeldovich, Y.B.; Raizer, Y.P. **Physics of Shock Waves and High-Temperature Hydrodynamic Phenomena**. New York: Dover, 2002.
- [21] Beck, J.V.; Blackwell, B.; St. Clair Jr., C. R. **Inverse Heat Conduction: Ill Posed Problems**. New York: John Wiley & Sons, 1985.
- [22] Incropera, F.P.; DeWitt, D. P. **Fundamentos de transferência de calor e massa**. 4.ed. Rio de Janeiro: LTC, 1998.
- [23] Schultz, D.L.; Jones, T.V. **Heat Transfer Measurements in Short-Duration Facilities**. [S.l.]: North Atlantic Treaty Organization, Advisory Group for Aerospace Research and Development, Feb. 1973. (AGARDograph, 165).
- [24] Ligrani, P.M.; Camci, C.; Grady, M.S. **Thin Film Heat Transfer Gage Construction and Measurement Details**. Bélgica: von Karman Institute for Fluid Dynamics, 1982. 45p.
- [25] Cook, W.J.; Felderman, E.J. Reduction of Data from Thin-Film Heat-Transfer Gages: A Concise Numerical Technique. **AIAA Journal**, v.4, n.3, p.561-562, Mar. 1966.
- [26] Von Karman Institute for Fluid Dynamics. **Methodology of Hypersonic Testing**. [S.l.]: VKI/AEDC Special Course, 1993.
- [27] Minucci, M.A.S. **An Experimental Investigation of a 2-D Scramjet Inlet at Flow Mach Numbers of 8 to 25 and Stagnation Temperatures of 800 to 4,100 K**. 1991. Thesis (Doctor in Aeronautics Engineering) - Rensselaer Polytechnic Institute, Troy, New York, 1991.

- [28] Sanderson, S.R. **Shock Wave Interaction in Hypervelocity Flow**. 1995. Thesis (Doctor in Aeronautics Engineering) - California Institute of Technology, Pasadena, 1995.
- [29] Nascimento, M.A.C. **Gaseous Piston Effects in Shock Tube/Tunnel When Operating in the Equilibrium Interface Condition**. 92p. 1997. Tese (Doutorado em Engenharia Aeronáutica) – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 1997.
- [30] Liepmann, H.W.; Roshko, A. **Elements of Gasdynamics**. [S.l]: Dover Publications, 2001. 443p.
- [31] Anderson, J.D. **Modern Compressible Flow: With Historical Perspective**. 2.ed. New York: McGraw-Hill, 1990. 650p.
- [32] Olivier, H.; Grönig, H. **The Aachen Shock Tunnel TH2**. Shock Wave Laboratory, University of Technology Aachen. Disponível em: <<http://albert.swl.rwth-aachen.de>>. Acesso em: 11 Fev. 2004.
- [33] Cook, W.J. Determination of Heat-Transfer Rates from Transient Surface Temperature Measurements. **AIAA Journal**, v.8, n.7, p.1366-1368, July 1970.
- [34] Nanmac. Disponível em: <http://www.nanmac.com> . Acesso em: 15 jul. 2005.
- [35] Buttsworth, D. R. Assessment of Effective Thermal Product of Surface Junction Thermocouples on Millisecond and Microsecond Time Scales. **Experimental Thermal and Fluid Science**, v.25, p. 409-420, 2001.
- [36] Kovács, A.; Mesler, R.B. Making and Testing Small surface Thermocouples for Fast Response. **Review of Scientific Instruments**, v.35, n.4, Apr.1964.
- [37] Salvador I.I.; Minucci, M.A.S.; Toro, P.G.P.; Oliveira, A.C.; Channes Jr., J.B. Development of Surface Junction Thermocouples for High Enthalpy Measurements. In: International Symposium on Beamed Energy Propulsion, 4., Nara, Japão, 14-18 Nov. 2005. **Proceedings...** Japão: AIP, 2006.

- [38] Gatowski, J.A.; Smith, M.K.; Alkidas, A.C. An Experimental Investigation of Surface Thermometry and Heat Flux. **Experimental Thermal and Fluid Science**, v.2, p. 280-292, 1989.
- [39] Svehla, R. A. **Transport Coefficients for the NASA Lewis Chemical Equilibrium Program**. Washington: NASA, 1995. (NASA TM-4647).
- [40] Zurcow, M.J.; Hoffman, J.D. **Gas Dynamics**. New York: John Wiley & Sons, 1976.
- [41] Taylor, J.R. **An Introduction to Error Analysis**. 2.ed. [S.l.]: University Science Books, 1997.
- [42] Sedra, A.S.; Smith, K.C. **Microeletronic Circuits**. 4.ed. Oxford: Oxford University Press, 1998.
- [43] Oliveira, A.C.; Minucci, M.A.S.; Toro, P.G.P.; Channes Jr, J.B.; Salvador, I.I. Schlieren Visualization Technique Applied to the Study of Laser-Plasma Induced Breakdown in Low Density Hypersonic Flow. In: International Symposium on Beamed Energy Propulsion, 4., Nara, Japão, 14-18 Nov. 2005. **Proceedings...** Japão: AIP, 2006.
- [44] Salvador I.I.; Minucci, M.A.S.; Toro, P.G.P.; Oliveira, A.C.; Channes Jr., J.B.; Myrabo, L.N. Experimental Analysis of Heat Flux to a Blunt Body in Hypersonic Flow with Upstream Energy Deposition – Preliminary Results; In: International Symposium on Beamed Energy Propulsion, 4., Nara, Japão, 14-18 Nov. 2005. **Proceedings...** Japão: AIP, 2006.
- [45] Bertin, J.J. **Hypersonic Aerothermodynamics**. Virginia: AIAA, 1994.
- [46] Fay, J.A.; Riddell, F.R. Theory of Stagnation Point Heat Transfer in Dissociated Air. **Journal of the Aeronautical Sciences**, v.25, n.2, Feb. 1958.

ANEXO A

ROTINA PARA A REDUÇÃO DO FLUXO TÉRMICO

Para a redução do fluxo térmico utilizando a Equação 2.24 foi elaborada uma rotina em Matlab. Esta rotina segue abaixo. Para a filtragem dos traços de pressão a rotina é extremamente simples e é derivada da rotina para o fluxo térmico.

% Calculo do fluxo térmico a partir do historico de temperatura

```
close all      % Remove graficos anteriores
clear         % Remove todas as variaveis
pack          % Otimiza a memoria
tt=2.5e-3     % Define o intervalo do tempo de teste
```

% Para leituras realizadas co o VXI4424

% Leitura do arquivo input *.dat

```
[file, dir] = uigetfile('*.dat','File Selection *.dat');
[id] = fopen([dir file]);
```

% Leitura dos dados

```
[data] = fread(id,'double');
fclose(id);
```

% Pegando os pontos de interesse no intervalo de -500us ate 2000us (ponto 900 ao 1400)

```
data_use = data(800:1500);
```

% Criando o eixo do tempo

```
[P,Q] = size(data_use);
data_use(:,2) = (linspace(0,tt,P))';
```

% Plotagem do sinal

```

figure(1)
plot(data_use(:,2),data_use(:,1),'b');
title ('Amplified Thermocouple Response')
ylabel('Voltage (V)');
xlabel('Time (s)');
hold;
grid;

```

% Transformando a voltagem em temperatura

```

gain = 140;
tv = data_use(:,1)/gain;

m = length(data_use(:,1));
for j = 1:m
    deltat(j) = 0.0069*(tv(j))^3 - 0.2317*(tv(j))^2 + 17.054*tv(j) - 0.0019;
end
deltat = ((deltat)');
[R,S] = size(deltat);
deltat(:,2) = (linspace(0,tt,R))';

```

```

figure(2)
subplot(2,1,1)
plot(deltat(:,2), deltat(:,1), 'b');
title ('Temperature Response')
ylabel('Temperature Difference (K)');
xlabel('Time (s)');
hold;
grid;

```

```

T = deltat(:,1);
t = deltat(:,2);

```

% Filtrando com media movel

```

k = 5;
lz = length(T)-k;
for i=1:lz
    Ts(i) = sum(T(i:i+k-1))/k;
end

```

% plotagem da temperatura filtrada

```

figure(3)
subplot(2,1,1)
plot(t(1:lz),Ts(1:lz),'b');

```

```

title ('Surface Temperature Difference')
ylabel('Temperature Difference (K)');
xlabel('Time (s)');
hold;
grid;

```

% Calculo do fluxo térmico

```

theta = T;
t = deltat(:,2);
dt = t(2) - t(1);
k = length(t);
TP = 1000;
q(1) = 0;
q(2) = 0;

for n=3:k
    for i=2:n-1
        r1 = (theta(n) - theta(i))/sqrt(t(n) - t(i));
        r2 = (theta(n) - theta(i-1))/sqrt(t(n) - t(i-1));
        r3 = 2*((theta(i) - theta(i-1))/(sqrt(t(n) - t(i)) + sqrt(t(n) - t(i-1))));
        r(i) = r1 - r2 + r3;
    end

    q(n)= TP/sqrt(pi) * (theta(n)/sqrt(t(n)) + sum(r) + (theta(n)-theta(n-1))/sqrt(dt));
end

```

```

t = deltat(:,2) - 1.0e-3;
qcms = q/10000;

```

```

figure(2)
subplot(2,1,2)
plot(t,qcms,'k');
title ('Heat Transfer W/cm2')
ylabel('q (W/cm2)');
xlabel('Time (s)');
hold;
grid;

```

% Filtrando o fluxo térmico

```

k = 5;
lz = length(q)-k;
for i=1:lz
    z(i) = sum(q(i:i+k-1))/k;
end

```

```
qcms = z/10000;
```

```
% Plotagem do fluxo térmico filtrado
```

```
figure(3);  
subplot(2,1,2)  
plot(t(1:lz),qcms(1:lz),'k');  
title ('Heat Transfer W/cm2')  
ylabel('q (W/cm2)');  
xlabel('Time (s)');  
hold;  
grid;
```

ANEXO B

DADOS DE SAÍDA - HSTR E NOZZLE FLOW.

B.1 Condição dos Ensaios para o Modelo Esférico.

DRIVEN INITIAL CONDITIONS

P1 = 13.76173 psia T1 = 297.94999 K Rho1 = 1.10964 kg/m³
a1 = 346.00045 m/s Reference Distance = 0.49987 m
Shock Wave Transit Time = 0.34400E-03 s

Conditions After The Incident Shock Wave

P2 = 286.44766 psia T2 = 1214.05668 K Rho2 = 5.61680 kg/m³
a2 = 684.70723 m/s U2 = 1166.04272 m/s M2 = 1.70298
H2 = 1313.859 kJ/kg

Conditions After The Reflected Shock Wave

P5 = 1748.87677 psia T5 = 2150.47654 K RHO5 = 19.36917 kg/m³
a5 = 891.72515 m/s H5 = 2471.769 kJ/kg U5 = 37.045 m/s
M5 = 0.04154

Mach Number For Incident And Reflected Shock Waves

Ms = 4.19975 Mr = 2.32232

Reflected Conditions

P5 = 1748.8760 psia T5 = 2150.47600 K Rho5 = 0.19369D+02 kg/m³
H5 = 2471.76857 kJ/kg S5 = 7.72374 kJ/kg-K a5 = 891.72506 m/s
U5 = 1849.20689 kJ/kg

Equilibrium Interface Conditions

$P5'' = 0.21176D+04$ psia $T5'' = 2240.12040$ K $Rho5'' = 0.22515D+02$ kg/m³
 $A5'' = 906.18823$ m/s $H5'' = 2592.70965$ kJ/kg
 $S5'' = 7.72374$ kJ/kg-K $U5'' = 1944.21766$ kJ/kg

Stagnation Conditions

$P0 = 2117.60000$ psia $T0 = 2240.12000$ K $Rho0 = 0.22515D+02$ kg/m³
 $H0 = 2592.70915$ kJ/kg $S0 = 7.72374$ kJ/kg-K $Vels0 = 906.18816$ m/s
 $U0 = 1944.21728$ kJ/kg

Nozzle Throat Conditions

$P^* = 1150.07137$ psia $T^* = 1960.94756$ K $Rho^* = 0.13967D+02$ kg/m³
 $H^* = 2223.90438$ kJ/kg $S^* = 7.72374$ kJ/kg-K $Vel^* = 858.84198$ m/s
 $U^* = 1656.16816$ kJ/kg

Free Stream Conditions

$Pi = 0.37924D+00$ psia $Ti = 247.42493$ K $Rhoi = 0.36823D-01$ kg/m³
 $Veli = 2165.25786$ m/s $Hi = 248.53835$ kJ/kg $Si = 7.72374$ kJ/kg-K
 $Mi = 6.86725$ $Velsi = 315.30198$ m/s $UI = 177.52739$ kJ/kg
 $Visci = 0.15863D-04$ kg/m-s $Rei = 0.50263D+07$ 1/m $Velti = 425.31443$ m/s
 $Lambdai = 0.20298D-02$ mm $Inviscid$ Area Ratio = 150.45044

Flow Conditions After The Shock Wave

$Ps = 0.21452D+02$ psia $Ts = 2184.55865$ K $Rhos = 0.23249D+00$ kg/m³
 $Vels = 342.95458$ m/s $Hs = 2533.90023$ kJ/kg $Us = 1897.68560$ kJ/kg
 $Ss = 9.00402$ kJ/kg-K $Ms = 0.38624$ $Velss = 887.92658$ m/s

Stagnation Conditions After The Shock Wave

$P0s = 0.23510D+02$ psia $T0s = 2227.62327$ K $Rho0s = 0.24984D+00$ kg/m³
 $H0s = 2592.70915$ kJ/kg $S0s = 9.00402$ kJ/kg-K $Vels0s = 895.01601$ m/s
 $U0s = 1943.88977$ kJ/kg

B.2 Condição dos Ensaio para o Modelo DEAS – Condição A (Corrida #94)

DRIVEN INITIAL CONDITIONS

P1 = 13.89429 psia T1 = 298.14999 K Rho1 = 1.11958 kg/m³
a1 = 346.11655 m/s Reference Distance = 0.49987 m
Shock Wave Transit Time = 0.34100E-03 s

Conditions After The Incident Shock Wave

P2 = 294.22395 psia T2 = 1229.87273 K Rho2 = 5.69515 kg/m³
a2 = 689.04814 m/s U2 = 1177.72747 m/s M2 = 1.70921
H2 = 1332.402 kJ/kg

Conditions After The Reflected Shock Wave

P5 = 1854.84562 psia T5 = 2205.59205 K RHO5 = 20.02987 kg/m³
a5 = 900.68035 m/s H5 = 2545.718 kJ/kg U5 = 14.891 m/s
M5 = 0.01653

Mach Number For Incident And Reflected Shock Waves

Ms = 4.23528 Mr = 2.35808

Reflected Conditions

P5 = 1854.84000 psia T5 = 2205.59000 K Rho5 = 0.20030D+02 kg/m³
H5 = 2545.71544 kJ/kg S5 = 7.74085 kJ/kg-K a5 = 900.68002 m/s
U5 = 1907.21151 kJ/kg

Equilibrium Interface Conditions

P5" = 0.18245D+04 psia T5" = 2197.85091 K Rho5" = 0.19772D+02 kg/m³
A5" = 899.43656 m/s H5" = 2535.25775 kJ/kg
S5" = 7.74085 kJ/kg-K U5" = 1898.99241 kJ/kg

Stagnation Conditions

$P_0 = 1824.50000 \text{ psia}$ $T_0 = 2197.85000 \text{ K}$ $\rho_{00} = 0.19772 \text{ D}+02 \text{ kg/m}^3$
 $H_0 = 2535.25653 \text{ kJ/kg}$ $S_0 = 7.74085 \text{ kJ/kg-K}$ $V_{e0} = 899.43642 \text{ m/s}$
 $U_0 = 1898.99145 \text{ kJ/kg}$

Nozzle Throat Conditions

$P^* = 988.95874 \text{ psia}$ $T^* = 1921.08108 \text{ K}$ $\rho_{00}^* = 0.12260 \text{ D}+02 \text{ kg/m}^3$
 $H^* = 2172.83262 \text{ kJ/kg}$ $S^* = 7.74085 \text{ kJ/kg-K}$ $V_{e}^* = 851.37995 \text{ m/s}$
 $U^* = 1616.62924 \text{ kJ/kg}$

Free Stream Conditions

$P_i = 0.43261 \text{ D}-01 \text{ psia}$ $T_i = 135.35055 \text{ K}$ $\rho_{i0} = 0.76786 \text{ D}-02 \text{ kg/m}^3$
 $V_{e_i} = 2190.56928 \text{ m/s}$ $H_i = 135.95963 \text{ kJ/kg}$ $S_i = 7.74085 \text{ kJ/kg-K}$
 $M_i = 9.39338$ $V_{e_{s_i}} = 233.20346 \text{ m/s}$ $U_i = 97.11402 \text{ kJ/kg}$
 $\text{Visci} = 0.93499 \text{ D}-05 \text{ kg/m-s}$ $\text{Re}_i = 0.17990 \text{ D}+07 \text{ 1/m}$ $V_{e_{t_i}} = 314.57080 \text{ m/s}$
 $\text{Lambdai} = 0.77572 \text{ D}-02 \text{ mm}$ $\text{Inviscid Area Ratio} = 620.52713$

Flow Conditions After The Shock Wave

$P_s = 0.45860 \text{ D}+01 \text{ psia}$ $T_s = 2116.65980 \text{ K}$ $\rho_{s0} = 0.51211 \text{ D}-01 \text{ kg/m}^3$
 $V_{e_s} = 328.45269 \text{ m/s}$ $H_s = 2481.31594 \text{ kJ/kg}$ $U_s = 1863.87035 \text{ kJ/kg}$
 $S_s = 9.42045 \text{ kJ/kg-K}$ $M_s = 0.37626$ $V_{e_{s_s}} = 872.93853 \text{ m/s}$

Stagnation Conditions After The Shock Wave

$P_{0s} = 0.50000 \text{ D}+01 \text{ psia}$ $T_{0s} = 2152.38685 \text{ K}$ $\rho_{0s} = 0.54904 \text{ D}-01 \text{ kg/m}^3$
 $H_{0s} = 2535.25653 \text{ kJ/kg}$ $S_{0s} = 9.42045 \text{ kJ/kg-K}$ $V_{e_{0s}} = 878.90027 \text{ m/s}$
 $U_{0s} = 1907.34321 \text{ kJ/kg}$

B.3 Condição dos Ensaios para o Modelo DEAS – Condição B (Corrida #101)

DRIVEN INITIAL CONDITIONS

P1 = 43.45035 psia T1 = 299.94999 K Rho1 = 3.48014 kg/m3
a1 = 347.15977 m/s Reference Distance = 0.49987 m
Shock Wave Transit Time = 0.42576E-03 s

Conditions After The Incident Shock Wave

P2 = 581.06027 psia T2 = 903.19502 K Rho2 = 15.31149 kg/m3
a2 = 592.80260 m/s U2 = 907.21610 m/s M2 = 1.53038
H2 = 954.914 kJ/kg

Conditions After The Reflected Shock Wave

P5 = 3042.32267 psia T5 = 1526.99750 K RHO5 = 47.43857 kg/m3
a5 = 765.51520 m/s H5 = 1687.954 kJ/kg U5 = 40.839 m/s
M5 = 0.05335

Mach Number For Incident And Reflected Shock Waves

Ms = 3.38193 Mr = 2.15803

Reflected Conditions

P5 = 3042.32000 psia T5 = 1526.99000 K Rho5 = 0.47439D+02 kg/m3
H5 = 1687.94497 kJ/kg S5 = 7.13328 kJ/kg-K a5 = 765.51340 m/s
U5 = 1245.75812 kJ/kg

Equilibrium Interface Conditions

P5" = 0.26803D+04 psia T5" = 1481.30025 K Rho5" = 0.43082D+02 kg/m3
A5" = 754.43492 m/s H5" = 1632.74374 kJ/kg
S5" = 7.13328 kJ/kg-K U5" = 1203.77708 kJ/kg

Stagnation Conditions

P0 = 2680.29000psia T0 = 1481.30000 K Rho0 = 0.43082D+02 kg/m3
H0 = 1632.74344 kJ/kg S0 = 7.13328 kJ/kg-K Vels0 = 754.43485 m/s
U0 = 1203.77685 kJ/kg

Nozzle Throat Conditions

$P^* = 1444.06629 \text{ psia}$ $T^* = 1275.09757 \text{ K}$ $\text{Rho}^* = 0.26962\text{D}+02 \text{ kg/m}^3$
 $H^* = 1386.68767 \text{ kJ/kg}$ $S^* = 7.13328 \text{ kJ/kg-K}$ $\text{Vel}^* = 701.50662 \text{ m/s}$
 $U^* = 1017.38946 \text{ kJ/kg}$

Free Stream Conditions

$P_i = 0.21295\text{D}+00 \text{ psia}$ $T_i = 116.56021 \text{ K}$ $\text{Rho}_i = 0.43891\text{D}-01 \text{ kg/m}^3$
 $\text{Vel}_i = 1741.06789 \text{ m/s}$ $H_i = 117.08474 \text{ kJ/kg}$ $S_i = 7.13328 \text{ kJ/kg-K}$
 $M_i = 8.04518$ $\text{Vel}_{si} = 216.41140 \text{ m/s}$ $U_i = 83.63195 \text{ kJ/kg}$
 $\text{Visci} = 0.80918\text{D}-05 \text{ kg/m-s}$ $\text{Re}_i = 0.94439\text{D}+07 \text{ 1/m}$ $\text{Vel}_{ti} = 291.91980 \text{ m/s}$
 $\text{Lambdai} = 0.12656\text{D}-02 \text{ mm}$ $\text{Inviscid Area Ratio} = 247.50281$

Flow Conditions After The Shock Wave

$P_s = 0.16335\text{D}+02 \text{ psia}$ $T_s = 1455.55710 \text{ K}$ $\text{Rho}_s = 0.26679\text{D}+00 \text{ kg/m}^3$
 $\text{Vel}_s = 286.43720 \text{ m/s}$ $H_s = 1591.72030 \text{ kJ/kg}$ $U_s = 1169.55301 \text{ kJ/kg}$
 $S_s = 8.56043 \text{ kJ/kg-K}$ $M_s = 0.38412$ $\text{Vel}_{ss} = 745.69704 \text{ m/s}$

Stagnation Conditions After The Shock Wave

$P_{0s} = 0.18000\text{D}+02 \text{ psia}$ $T_{0s} = 1490.18120 \text{ K}$ $\text{Rho}_{0s} = 0.28711\text{D}+00 \text{ kg/m}^3$
 $H_{0s} = 1632.74344 \text{ kJ/kg}$ $S_{0s} = 8.56043 \text{ kJ/kg-K}$ $\text{Vel}_{0s} = 753.80395 \text{ m/s}$
 $U_{0s} = 1200.47600 \text{ kJ/kg}$

B.4 Condição dos Ensaios para o Modelo DEAS – Condição C (Corrida #103)

DRIVEN INITIAL CONDITIONS

$P_1 = 0.57934 \text{ psia}$ $T_1 = 300.34999 \text{ K}$ $\text{Rho}_1 = 0.04634 \text{ kg/m}^3$
 $a_1 = 347.39117 \text{ m/s}$ $\text{Reference Distance} = 0.49987 \text{ m}$
 $\text{Shock Wave Transit Time} = 0.24400\text{E}-03 \text{ s}$

Conditions After The Incident Shock Wave

$P_2 = 24.09058 \text{ psia}$ $T_2 = 2050.76204 \text{ K}$ $\text{Rho}_2 = 0.27835 \text{ kg/m}^3$

a2 = 865.87221 m/s U2 = 1707.59356 m/s M2 = 1.97211
H2 = 2342.020 kJ/kg

Conditions After The Reflected Shock Wave

P5 = 167.87934 psia T5 = 3285.62903 K RHO5 = 1.17181 kg/m3
a5 = 1095.69374 m/s H5 = 4545.946 kJ/kg U5 = 59.650 m/s
M5 = 0.05444

Mach Number For Incident And Reflected Shock Waves

Ms = 5.89726 Mr = 2.49615

Reflected Conditions

P5 = 167.87000 psia T5 = 3285.62000 K Rho5 = 0.11717D+01 kg/m3
H5 = 4545.93040 kJ/kg S5 = 9.12867 kJ/kg-K a5 = 1095.69188 m/s
U5 = 3558.12145 kJ/kg

Equilibrium Interface Conditions

P5" = 0.21901D+04 psia T5" = 4793.47457 K Rho5" = 0.10103D+02 kg/m3
A5" = 1348.24430 m/s H5" = 7607.12959 kJ/kg
S5" = 9.12867 kJ/kg-K U5" = 6112.48887 kJ/kg

Stagnation Conditions

P0 = 2190.10000psia T0 = 4793.70000 K Rho0 = 0.10103D+02 kg/m3
H0 = 7607.65988 kJ/kg S0 = 9.12877 kJ/kg-K Vels0 = 1348.28180 m/s
U0 = 6112.93484 kJ/kg

Nozzle Throat Conditions

P* = 1232.40010 psia T* = 4379.01079 K Rho* = 0.62746D+01 kg/m3
H* = 6786.49768 kJ/kg S* = 9.12877 kJ/kg-K Vel* = 1281.53206 m/s
U* = 5432.23911 kJ/kg

Free Stream Conditions

Pi = 0.20333D+00 psia Ti = 838.61111 K Rhoi = 0.58250D-02 kg/m³
Veli = 3670.30362 m/s Hi = 872.09556 kJ/kg Si = 9.12877 kJ/kg-K
Mi = 6.43267 Velsi = 570.57243 m/s UI = 631.41417 kJ/kg
Visci = 0.37296D-04 kg/m-s Rei = 0.57324D+06 1/m Velti = 783.01249 m/s
Lambdai = 0.16387D-01 mm Inviscid Area Ratio = 376.11196

Flow Conditions After The Shock Wave

Ps = 0.10395D+02 psia Ts = 3909.77973 K Rhos = 0.55763D-01 kg/m³
Vels = 383.40042 m/s Hs = 7534.16194 kJ/kg Us = 6248.81989 kJ/kg
Ss = 10.81923 kJ/kg-K Ms = 0.31772 Velss = 1206.71420 m/s

Stagnation Conditions After The Shock Wave

P0s = 0.11000D+02 psia T0s = 3941.17996 K Rho0s = 0.58468D-01 kg/m³
H0s = 7607.65987 kJ/kg S0s = 10.81923 kJ/kg-K Vels0s = 1212.75894 m/s
U0s = 6310.46417 kJ/kg

ANEXO C

TRAÇOS DE PRESSÃO

Todos os traços de pressão obtidos exibiram ruídos em alta frequência, que para uma melhor análise foram filtrados. Os traços de pressão, para cada ensaio e sensor, estão mostrados abaixo. Somente o transdutor #4 não é mostrado aqui pois não captou sinal algum por problemas com a fiação utilizada. Nos ensaios #102 e #103 o laser foi acionado a 500 μ s, nos ensaios #104 e #106 o laser foi acionado a 1ms. O ensaio #105 foi realizado sem deposição de energia.

Ensaio #102

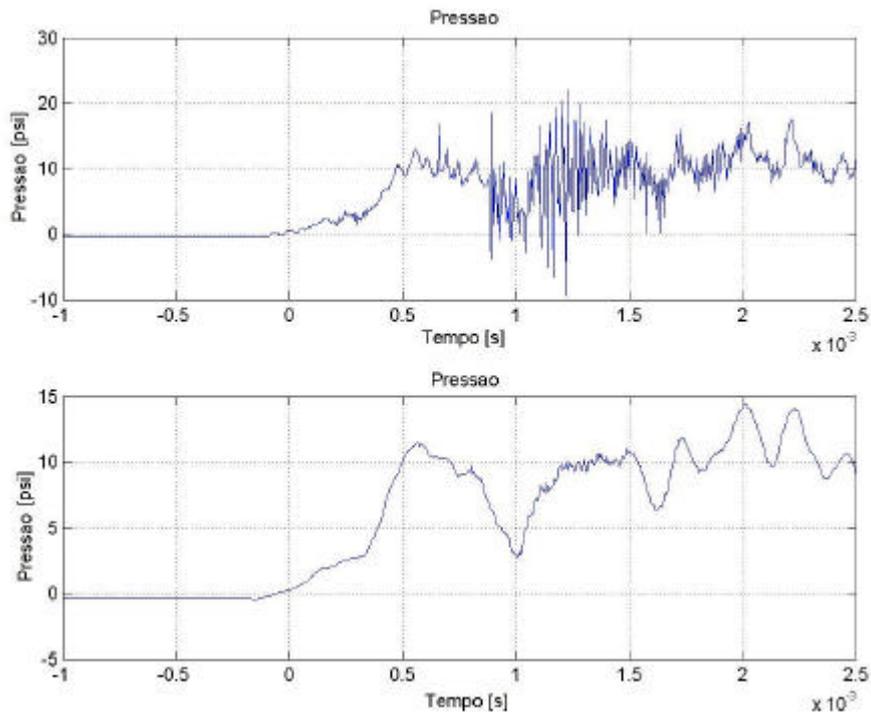


FIGURA C.1 – Transdutor #1 localizado no ponto de estagnação.

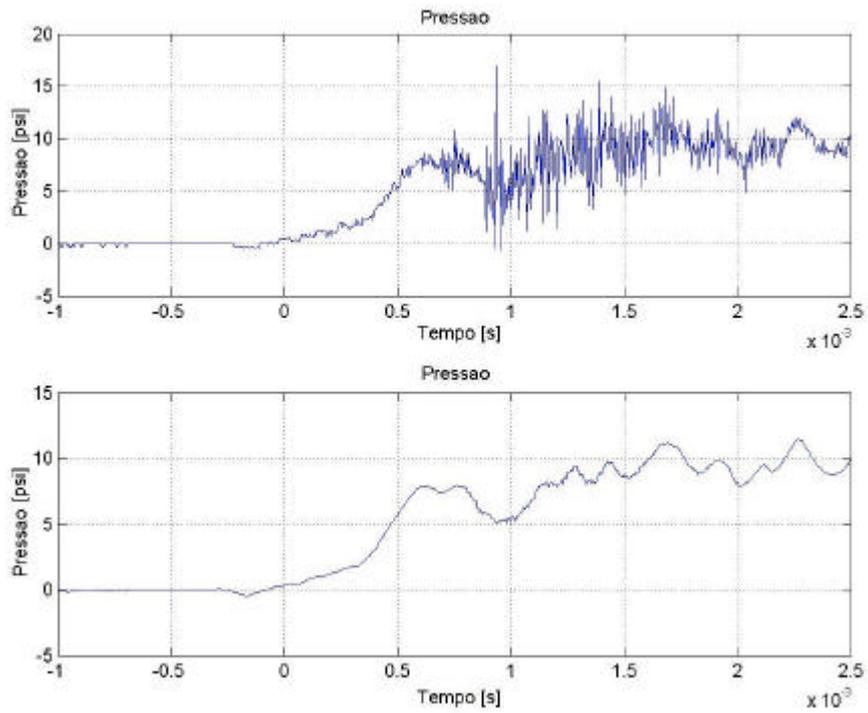


FIGURA C.2 - Transdutor #2 localizado à 0.5r do centro do modelo.

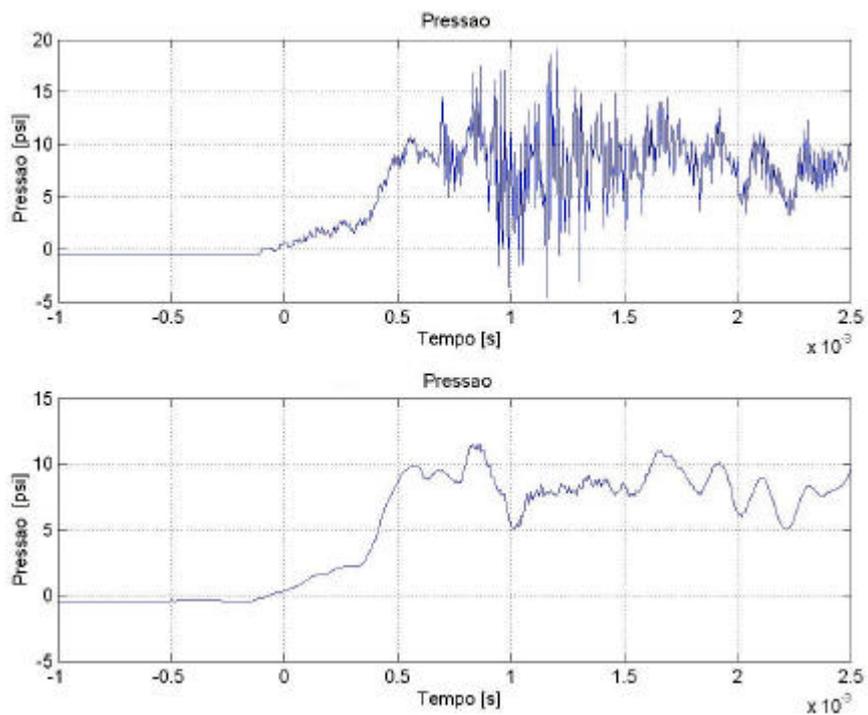


FIGURA C.3 - Transdutor #3 localizado à 0.66r do centro do modelo.

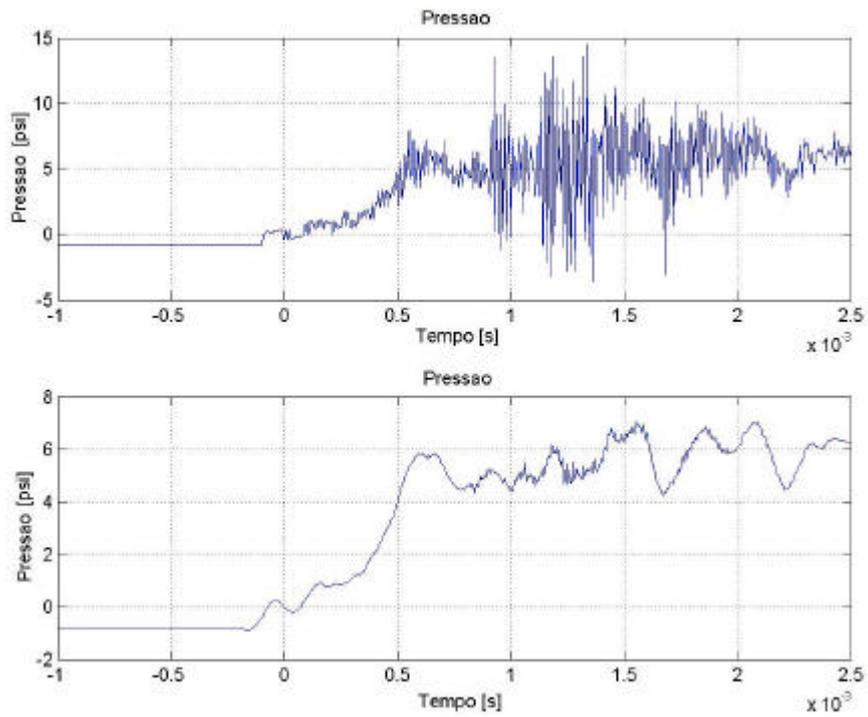


FIGURA C.4 - Transdutor #5 localizado à 0.83r do centro do modelo.

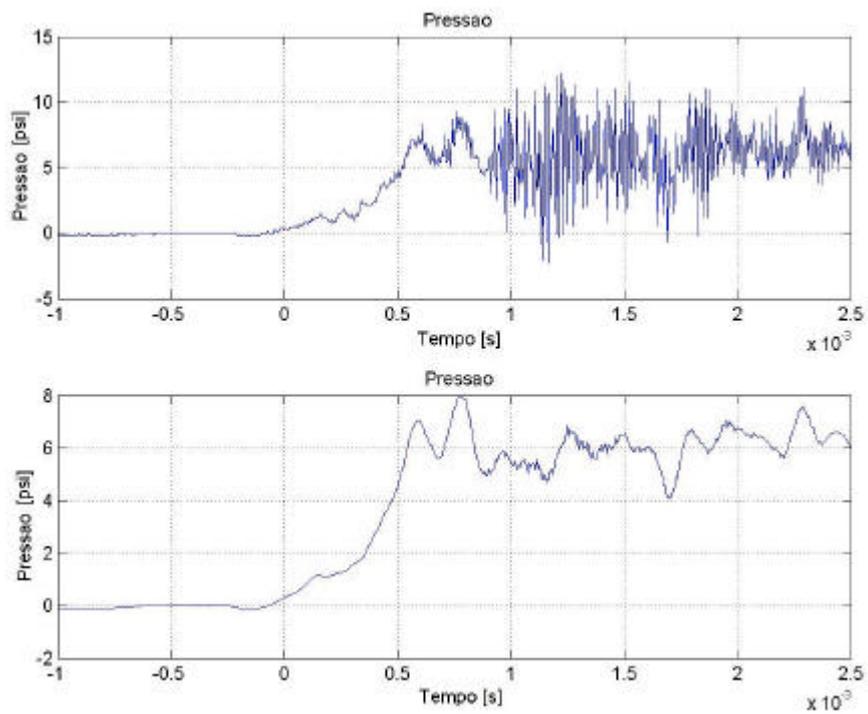


FIGURA C.5 - Transdutor #6 localizado à 0.90r do centro do modelo.

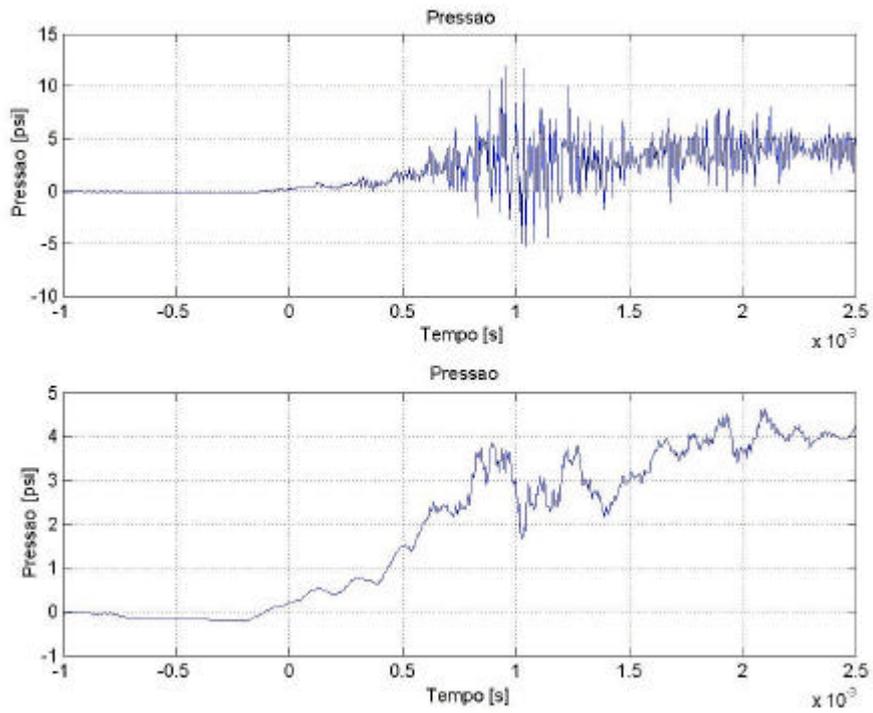


FIGURA C.6 - Transdutor #7 localizado à 0.96r do centro do modelo.

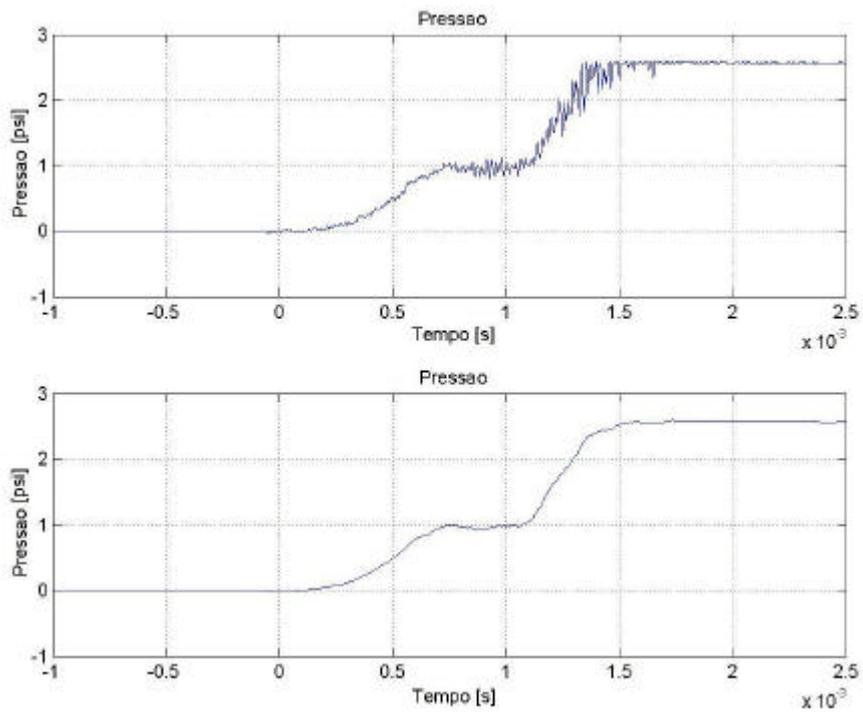


FIGURA C.7 - Transdutor #8 localizado no ponto de tangência, perpendicular ao escoamento.

Ensaio #103

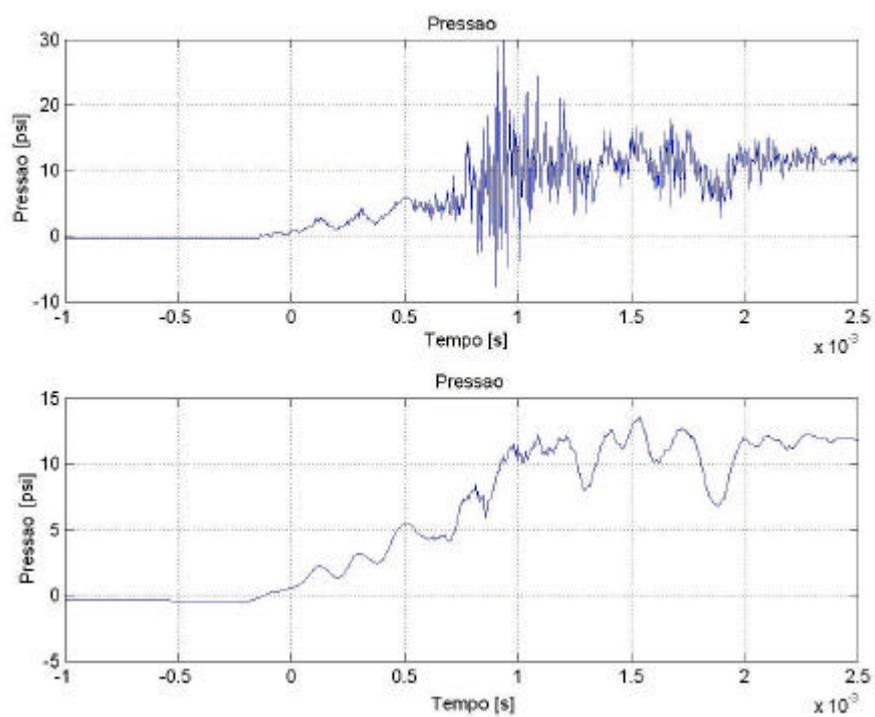


FIGURA C.8 - Transdutor #1 localizado no ponto de estagnação.

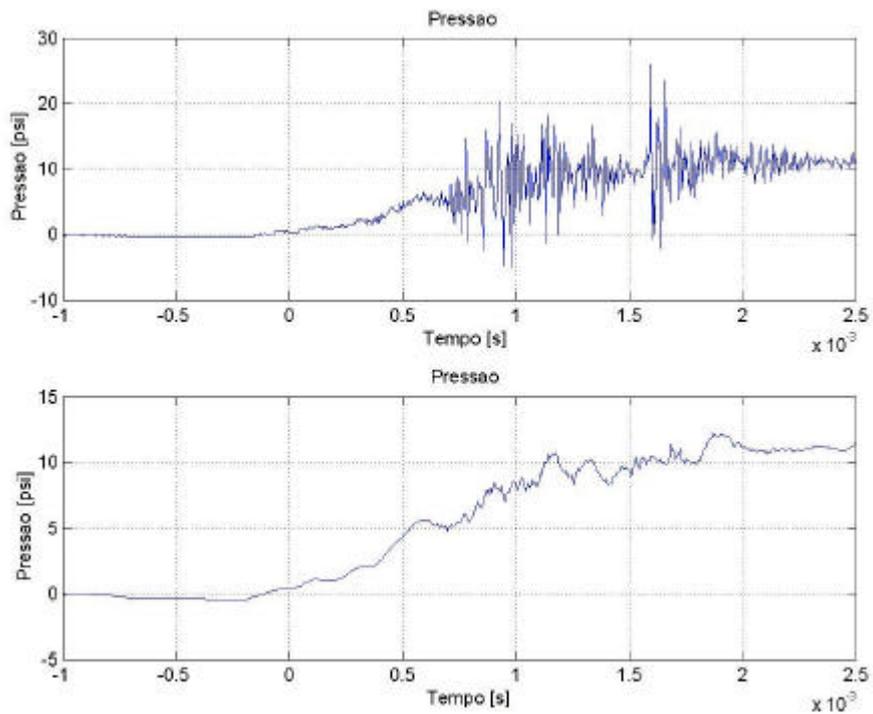


FIGURA C.9 - Transdutor #2 localizado à 0.5r do centro do modelo.

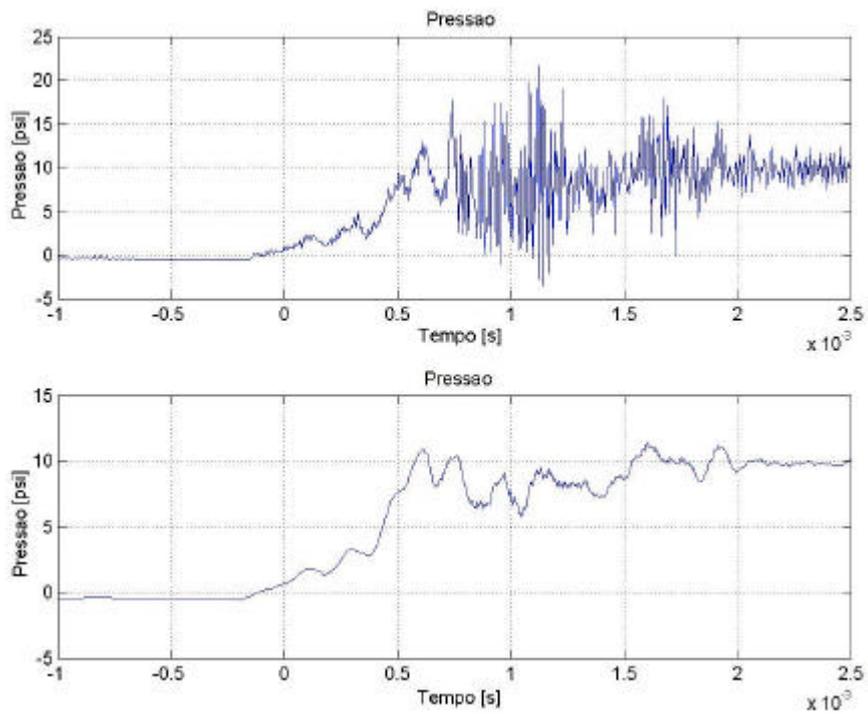


FIGURA C.10 - Transdutor #3 localizado à 0.66r do centro do modelo.

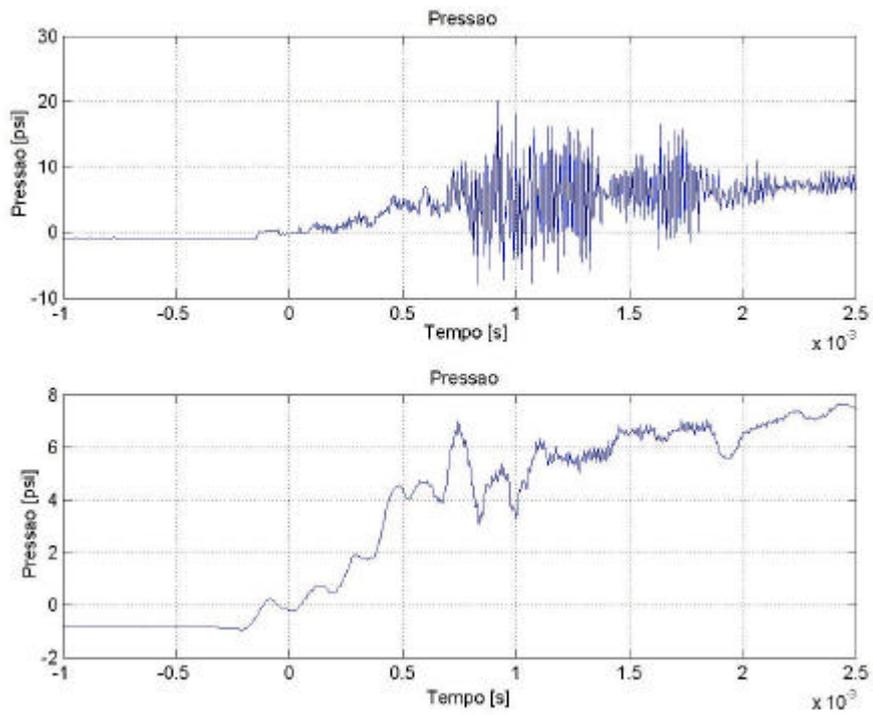


FIGURA C.11 - Transdutor #5 localizado à 0.83r do centro do modelo.

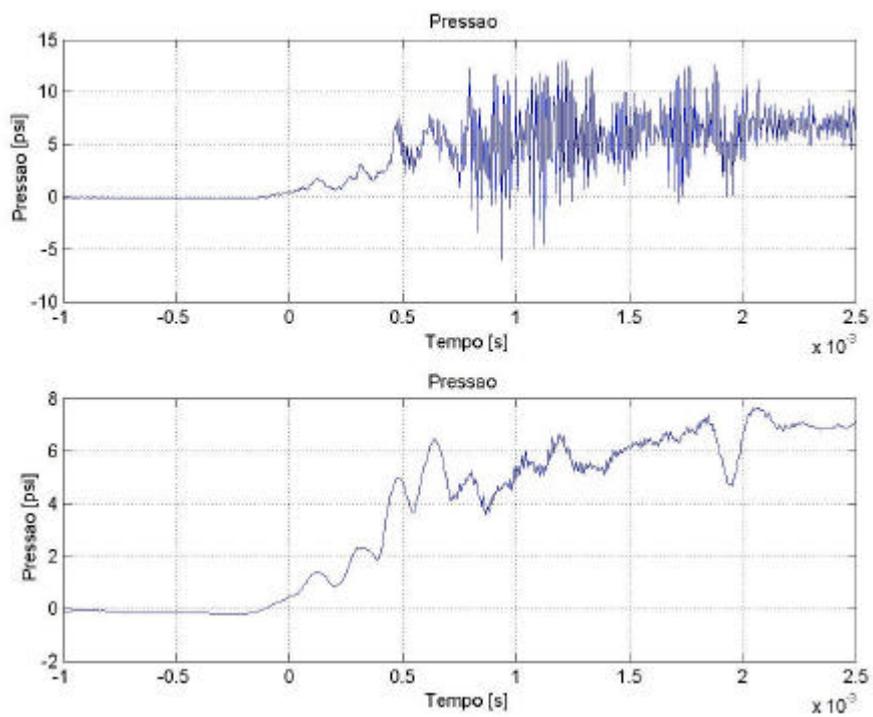


FIGURA C.12 - Transdutor #6 localizado à 0.90r do centro do modelo.

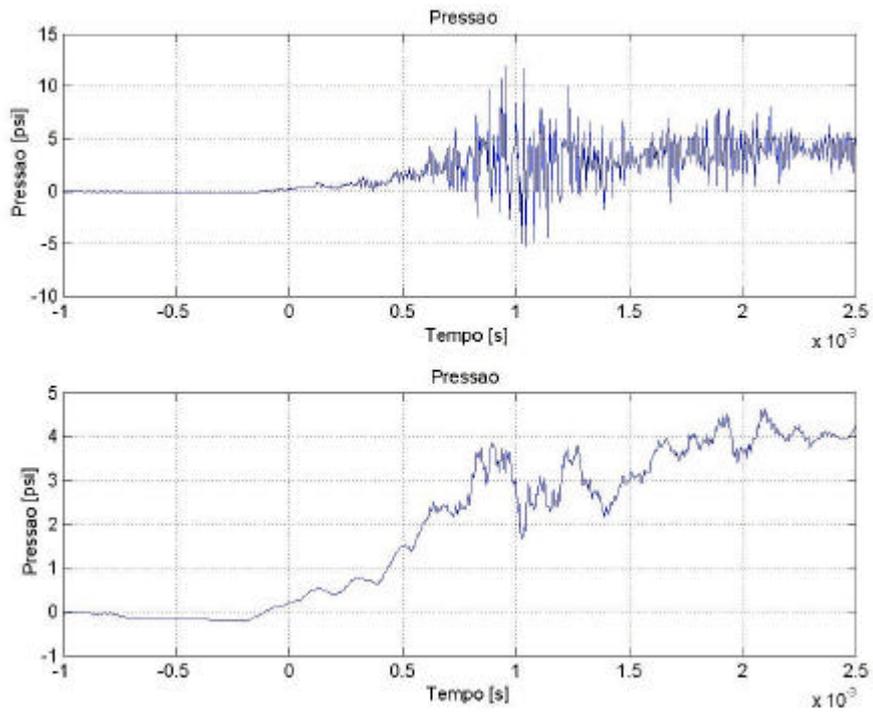


FIGURA C.13 - Transdutor #7 localizado à 0.96r do centro do modelo.

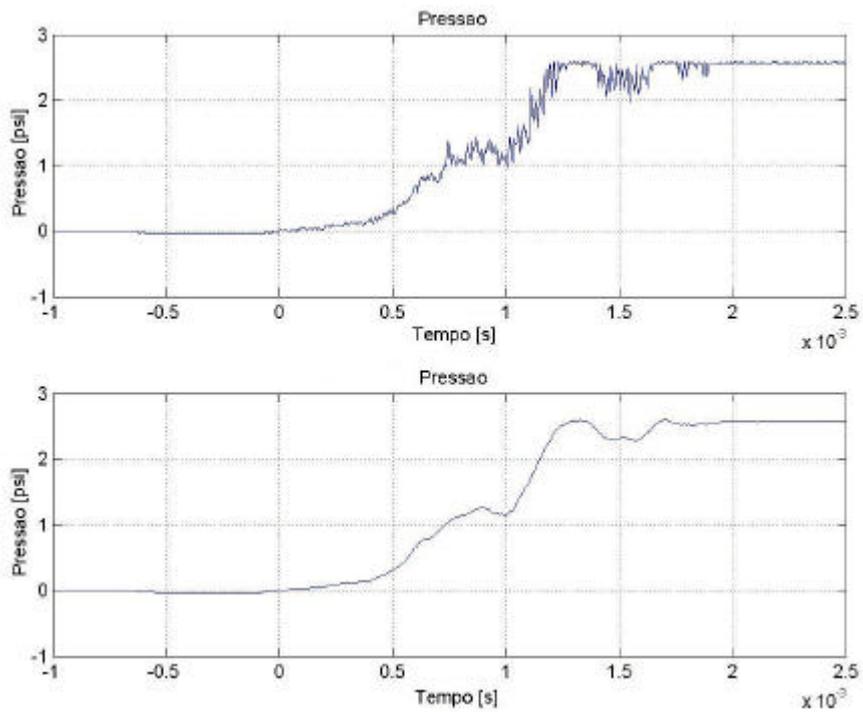


FIGURA C.14 - Transdutor #8 localizado no ponto de tangência, perpendicular ao escoamento.

Ensaio #104

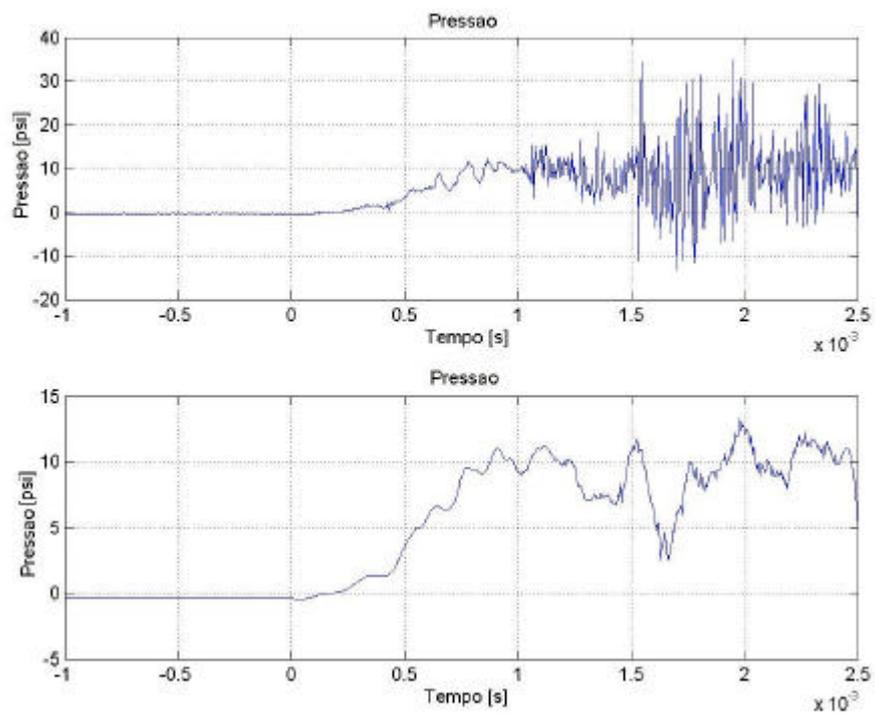


FIGURA C.15 - Transdutor #1 localizado no ponto de estagnação.

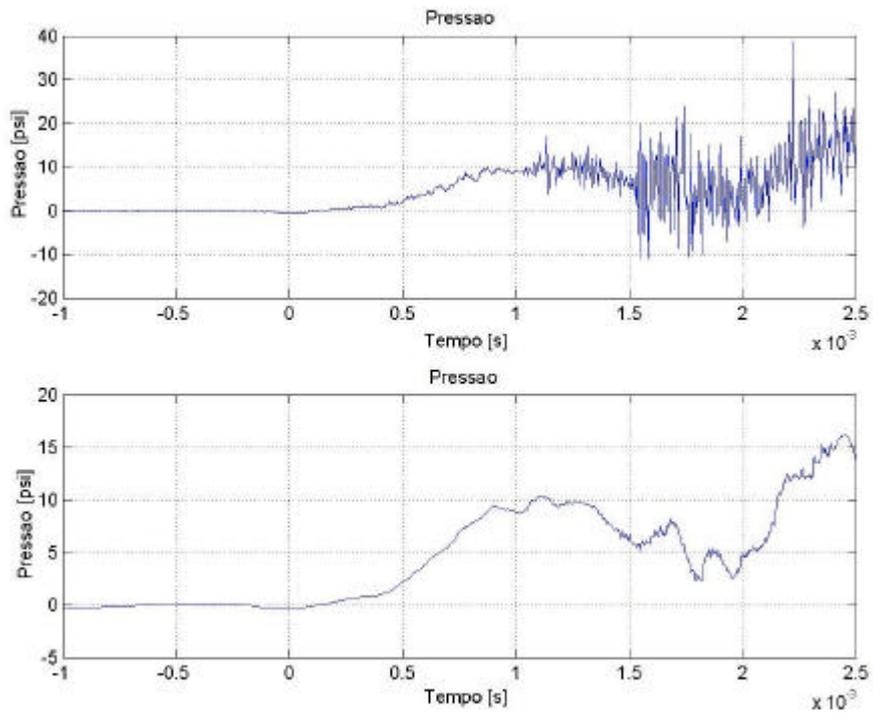


FIGURA C.16 - Transdutor #2 localizado à 0.5r do centro do modelo.

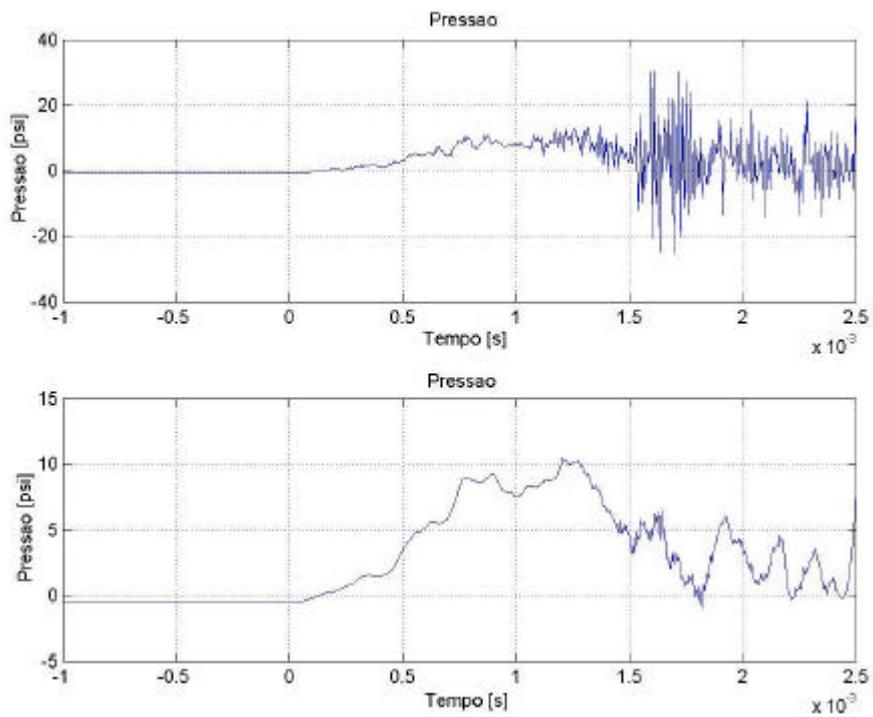


FIGURA C.17 - Transdutor #3 localizado à 0.66r do centro do modelo.

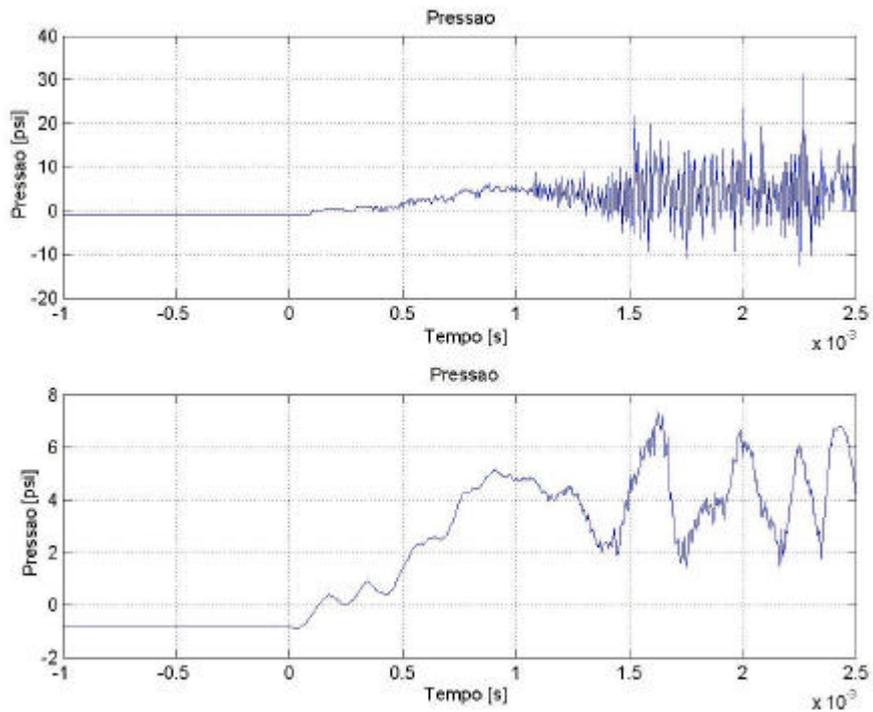


FIGURA C.18 - Transdutor #5 localizado à 0.83r do centro do modelo.

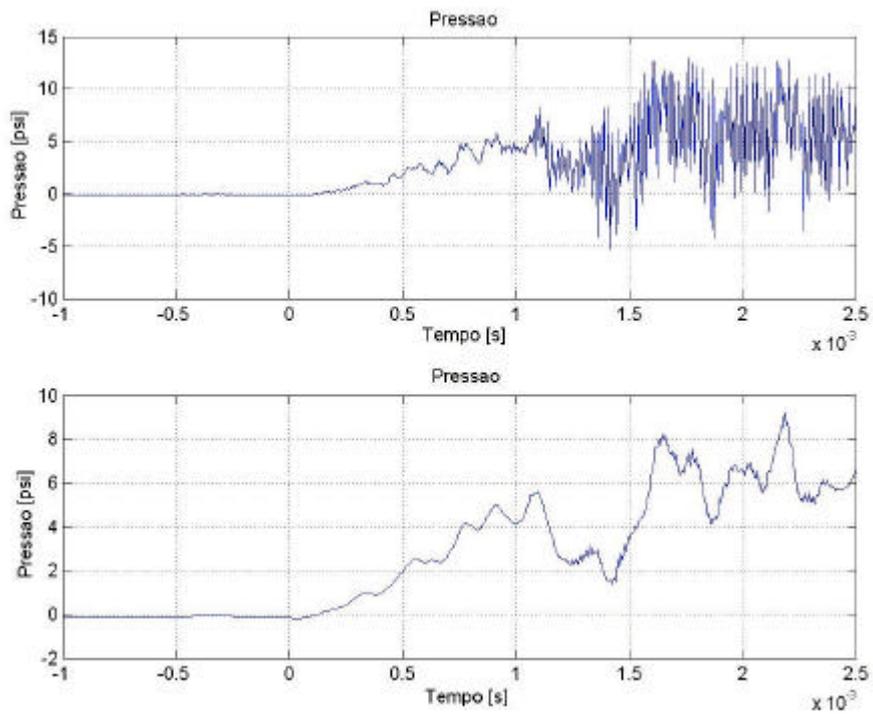


FIGURA C.19 - Transdutor #6 localizado à 0.90r do centro do modelo.

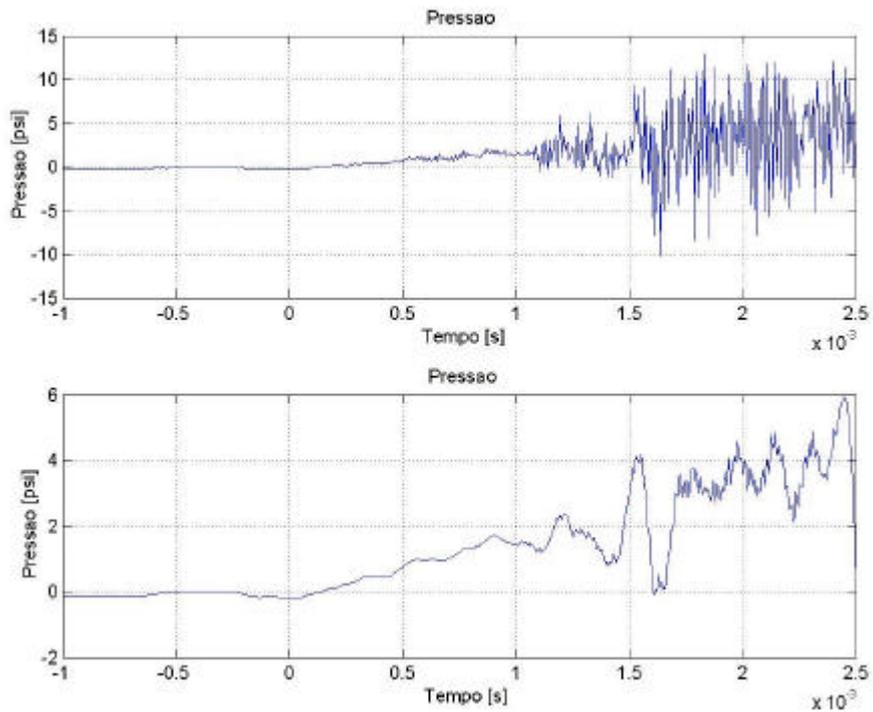


FIGURA C.20 - Transdutor #7 localizado à 0.96r do centro do modelo.

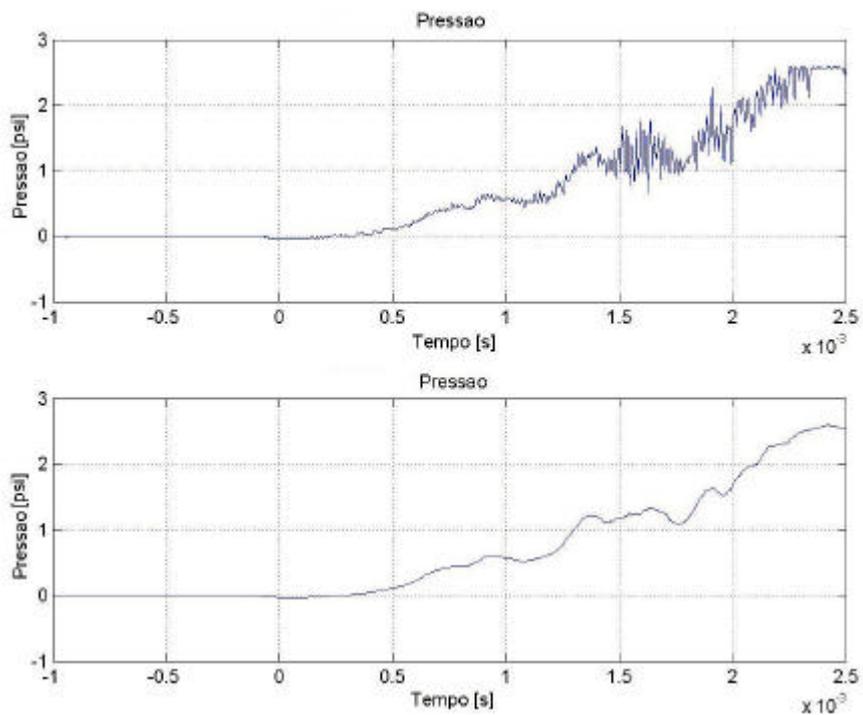


FIGURA C.21 - Transdutor #8 localizado no ponto de tangência, perpendicular ao escoamento.

Ensaio #105

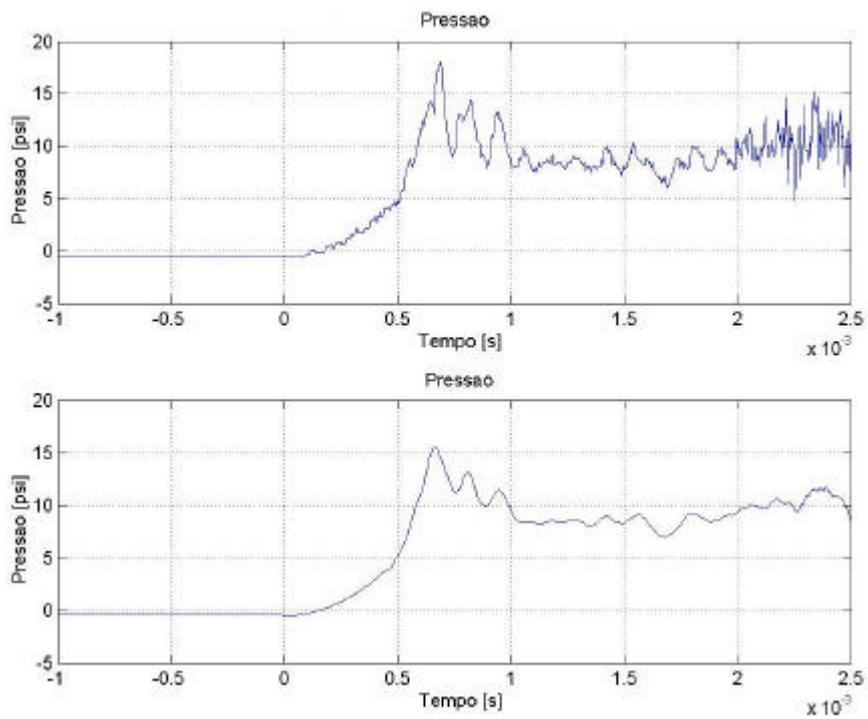


FIGURA C.22 - Transdutor #1 localizado no ponto de estagnação.

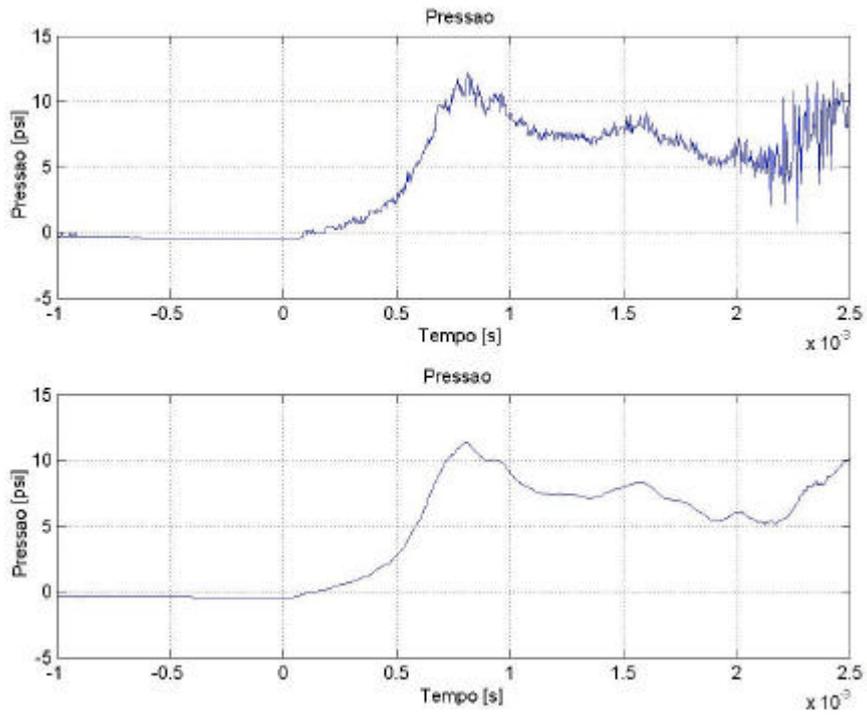


FIGURA C.23 - Transdutor #2 localizado à 0.5r do centro do modelo.

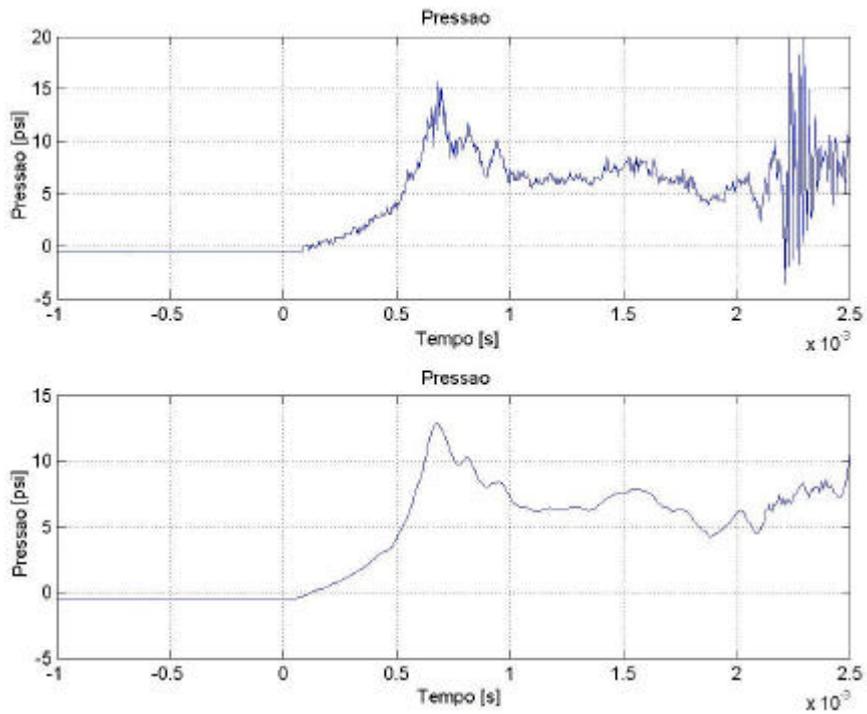


FIGURA C.24 - Transdutor #3 localizado à 0.66r do centro do modelo.

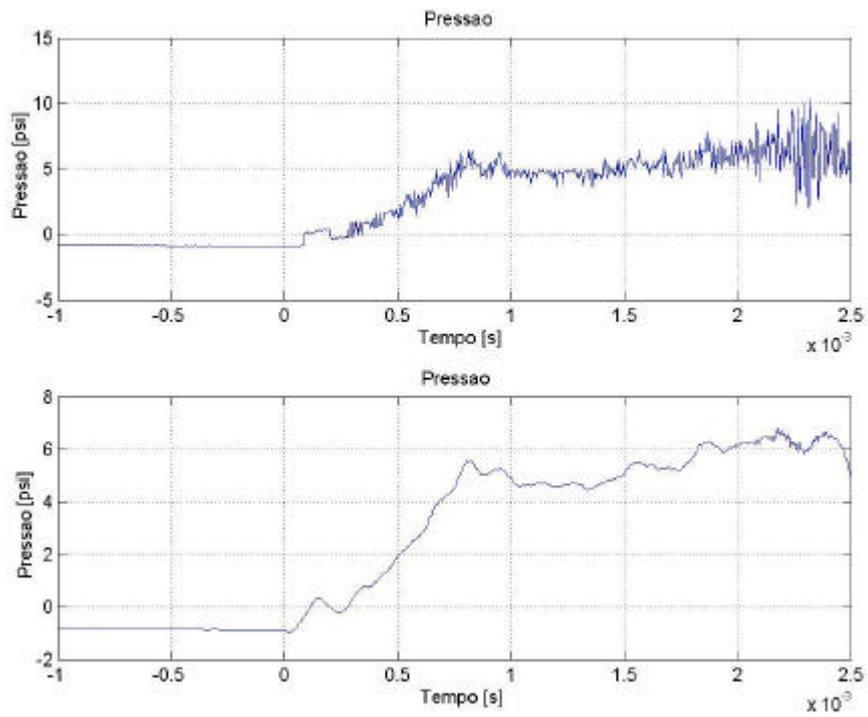


FIGURA C.25 - Transdutor #5 localizado à 0.83r do centro do modelo.

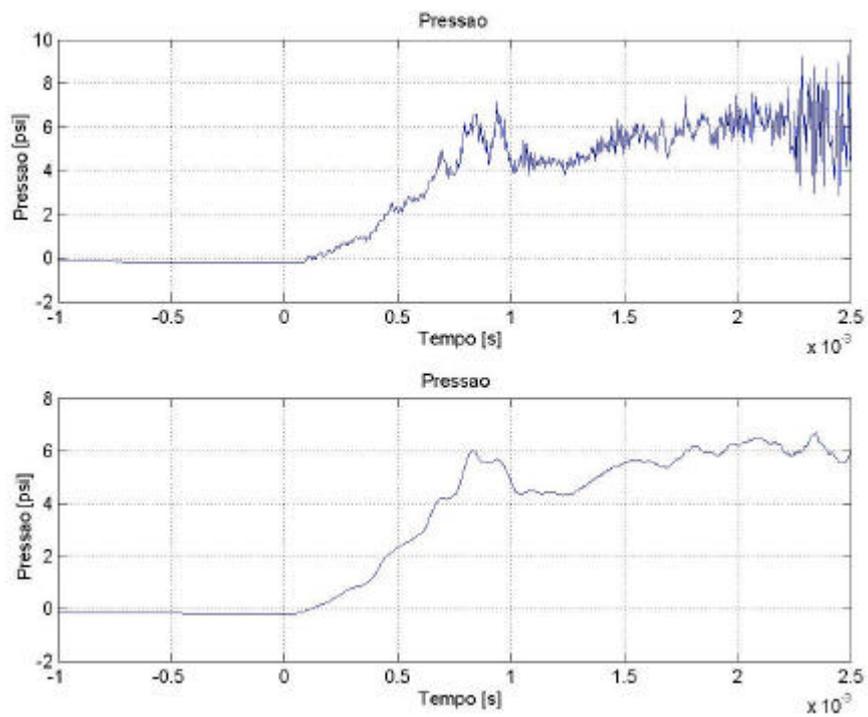


FIGURA C.26 - Transdutor #6 localizado à 0.90r do centro do modelo.

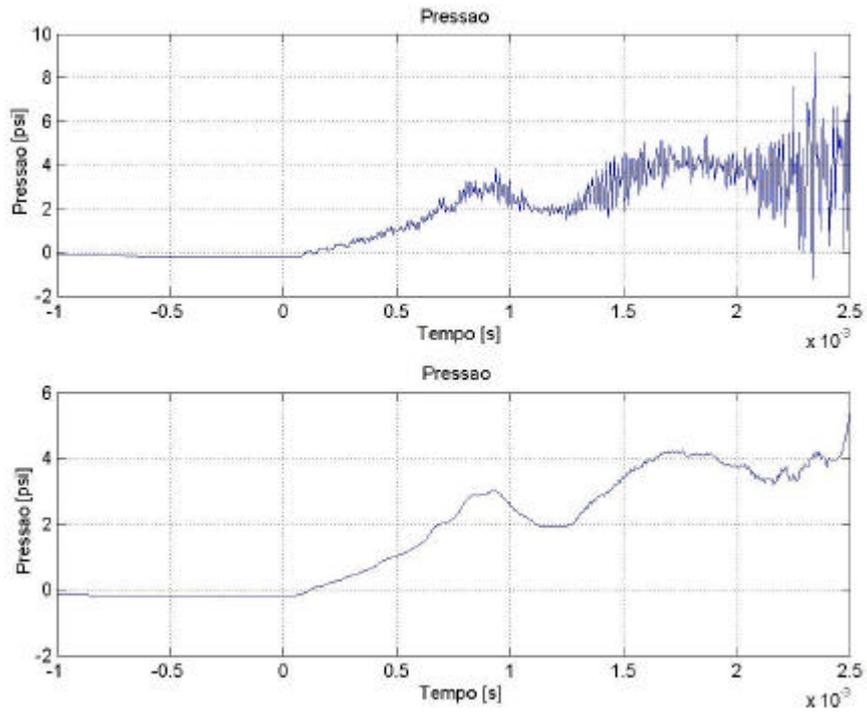


FIGURA C.27 - Transdutor #7 localizado à 0.96r do centro do modelo.

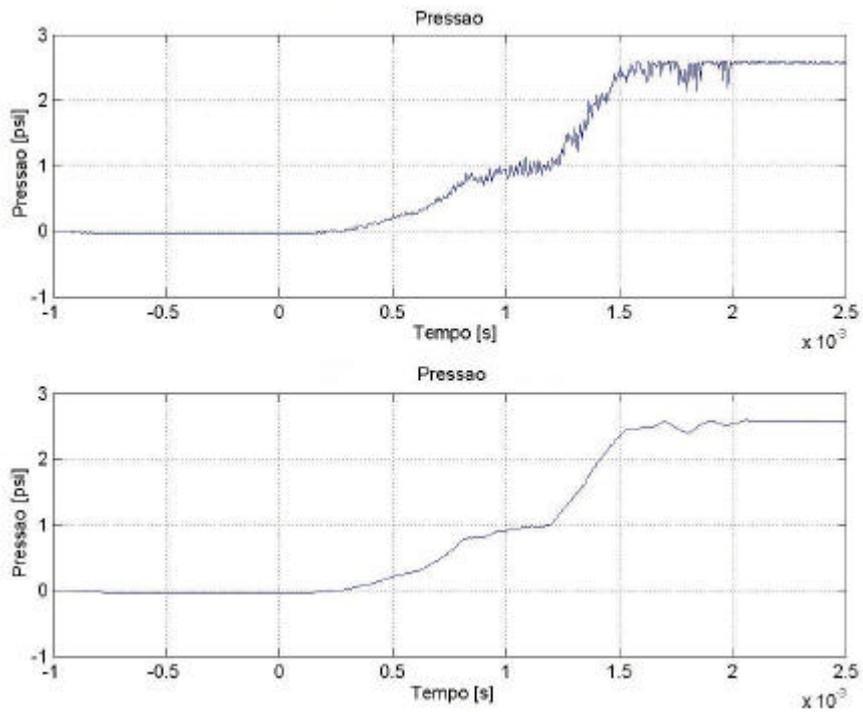


FIGURA C.28 - Transdutor #8 localizado no ponto de tangência, perpendicular ao escoamento.

Ensaio #106

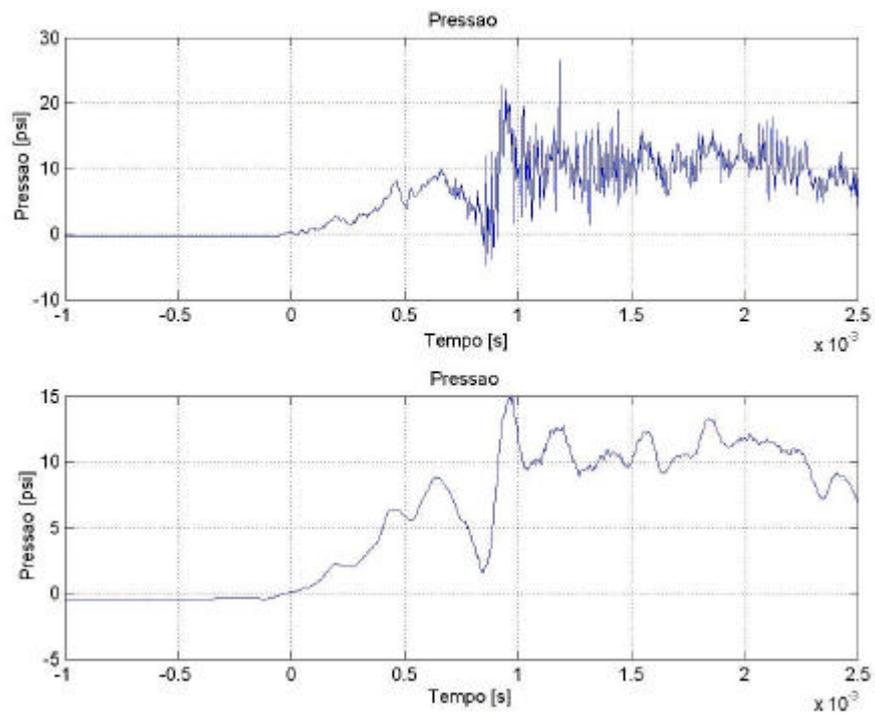


FIGURA C.29 - Transdutor #1 localizado no ponto de estagnação.

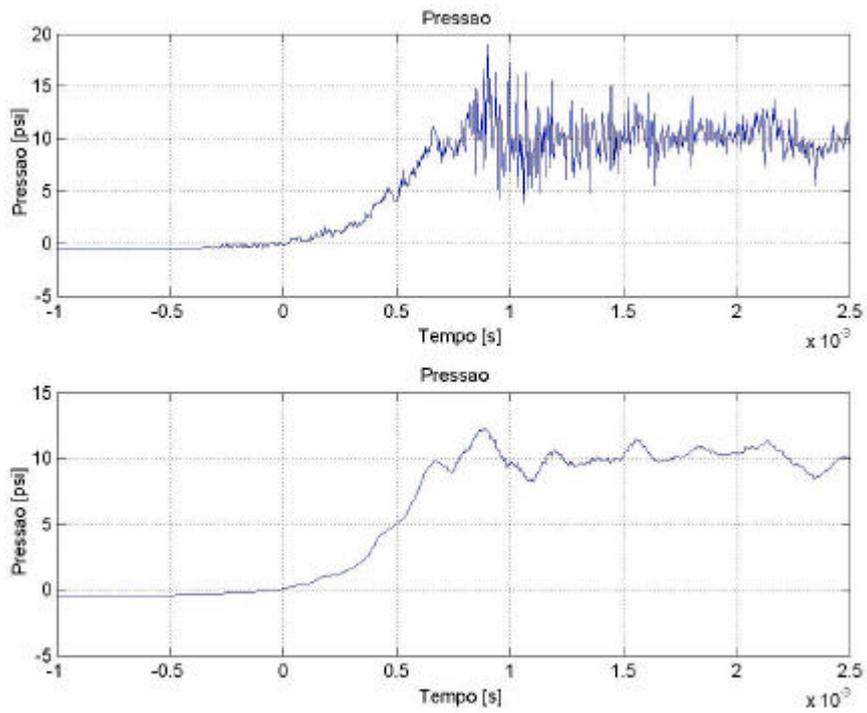


FIGURA C.30 - Transdutor #2 localizado à 0.5r do centro do modelo.

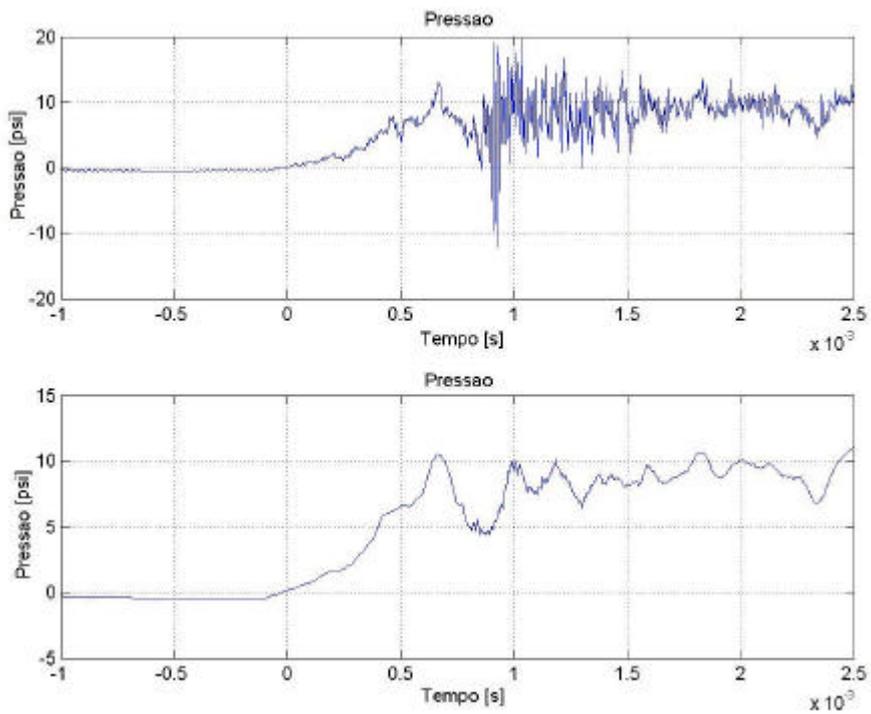


FIGURA C.31 - Transdutor #3 localizado à 0.66r do centro do modelo.

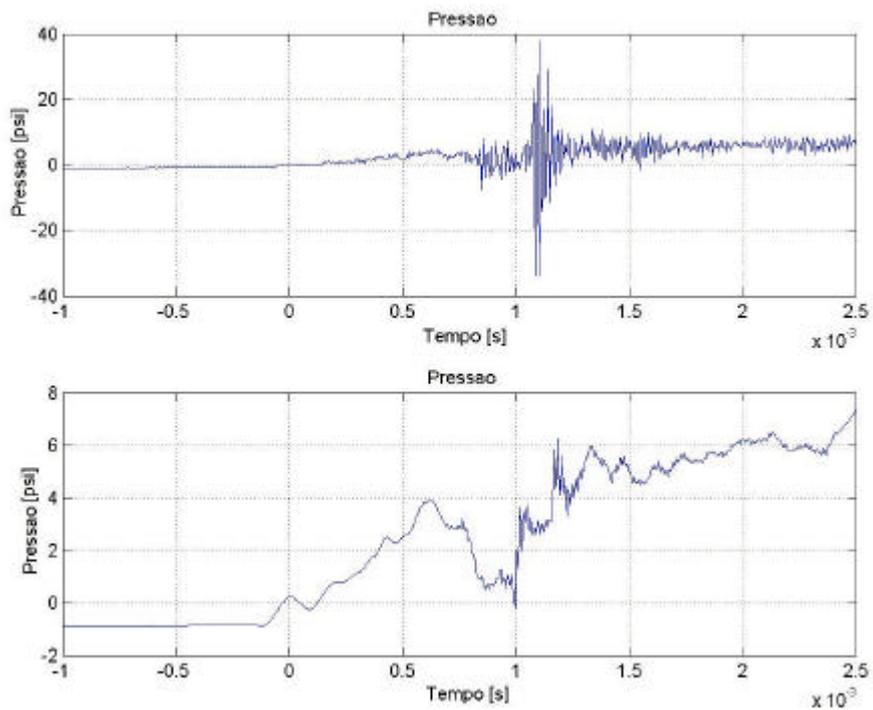


FIGURA C.32 - Transdutor #5 localizado à 0.83r do centro do modelo.

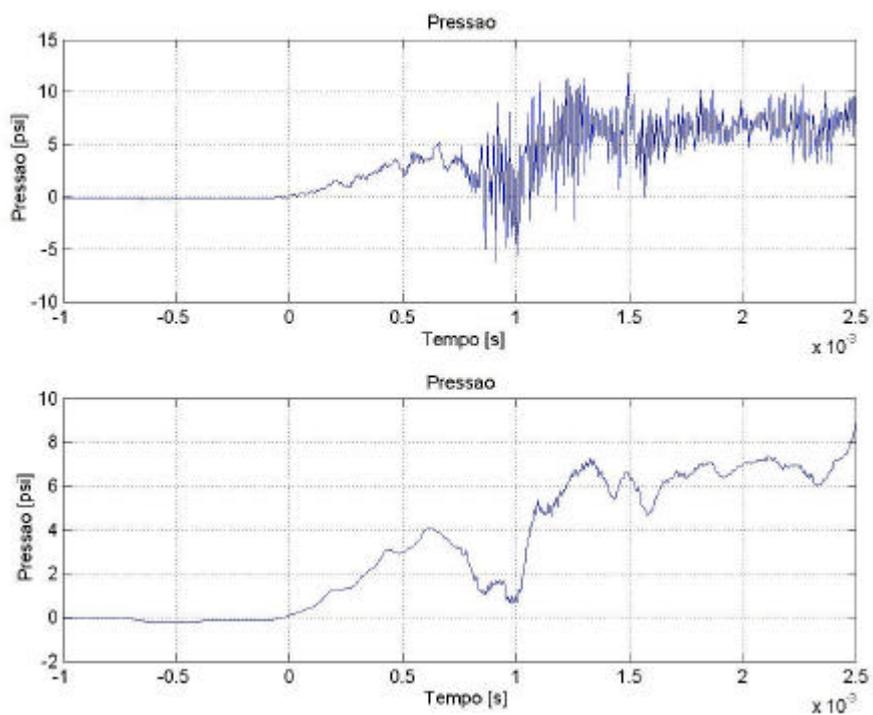


FIGURA C.33 - Transdutor #6 localizado à 0.90r do centro do modelo.

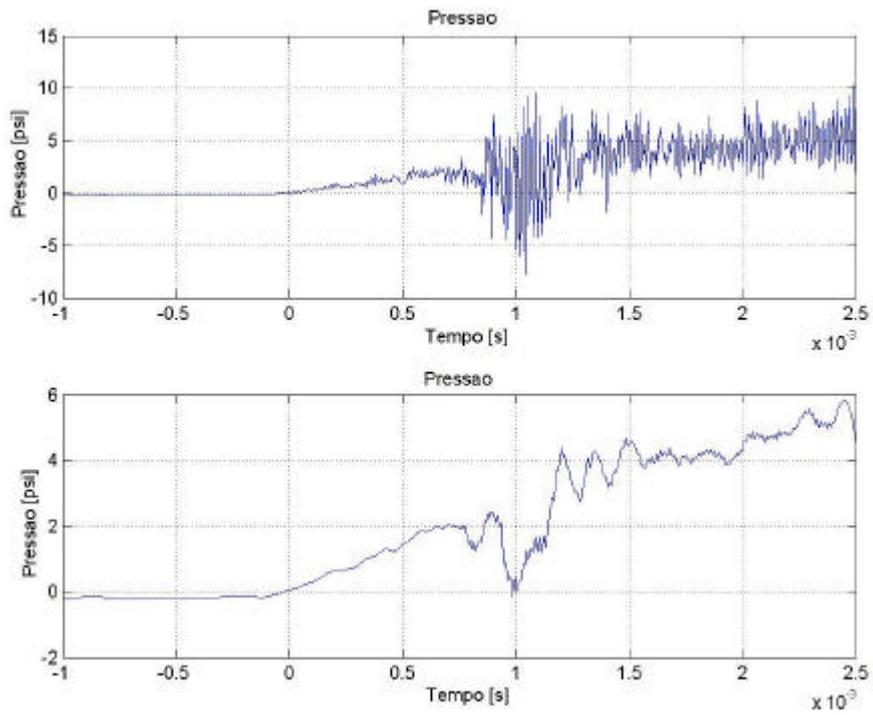


FIGURA C.34 - Transdutor #7 localizado à 0.96r do centro do modelo.

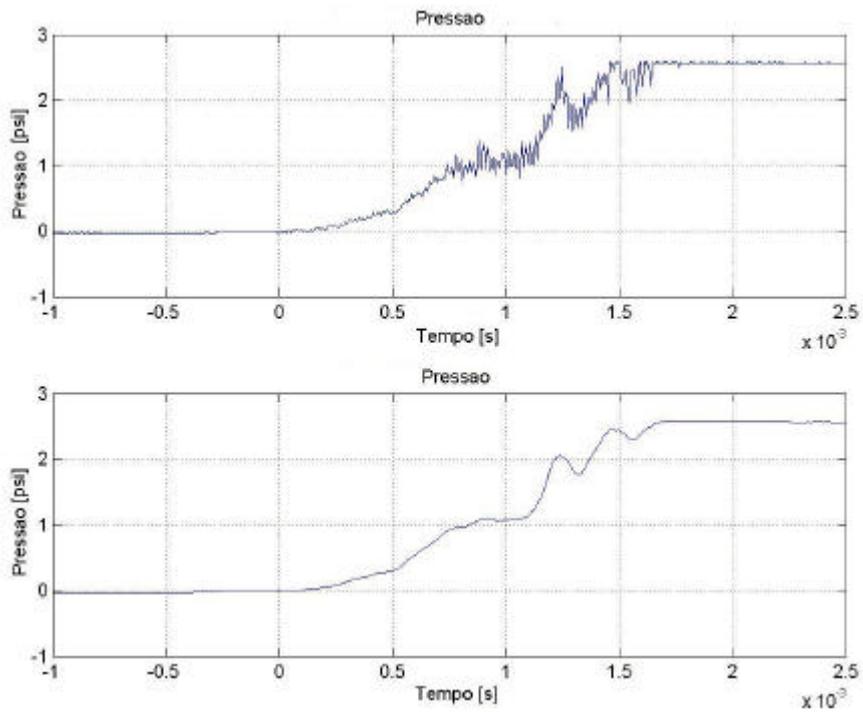


FIGURA C.35 - Transdutor #8 localizado no ponto de tangência, perpendicular ao escoamento.

ANEXO D

TRAÇOS DE TEMPERATURA E FLUXO TÉRMICO

Os traços aqui inseridos correspondem aos sensores que ainda operavam e cujos sinais não foram severamente comprometidos por ruído. Nos ensaios #102 e #103 o laser foi acionado a 500 μ s, nos ensaios #104 e #106 o laser foi acionado a 1ms. O ensaio #105 foi realizado sem deposição de energia.

Ensaio #102

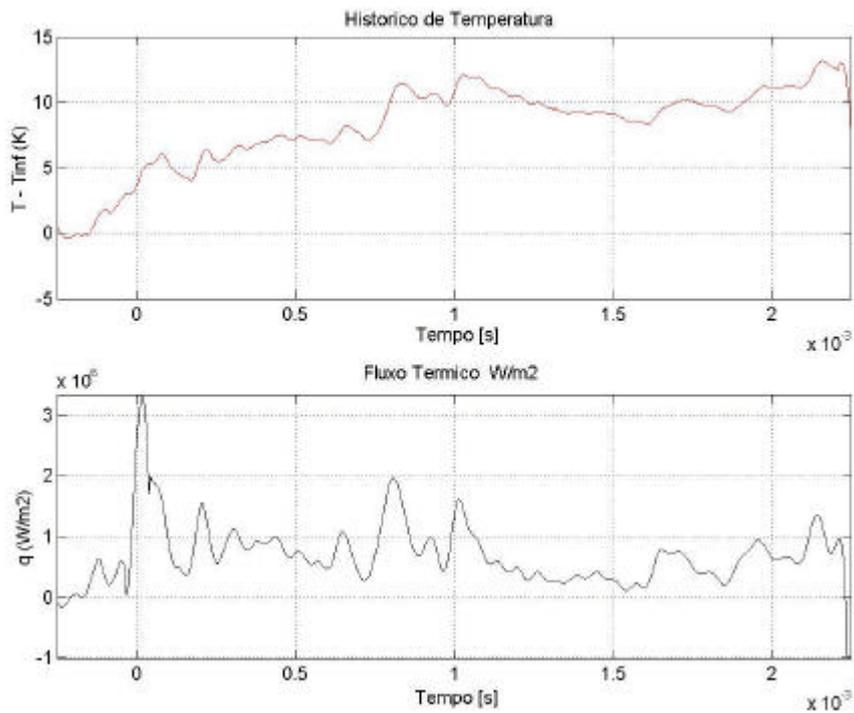


FIGURA D.1 - Termopar #8 localizado no ponto de estagnação.

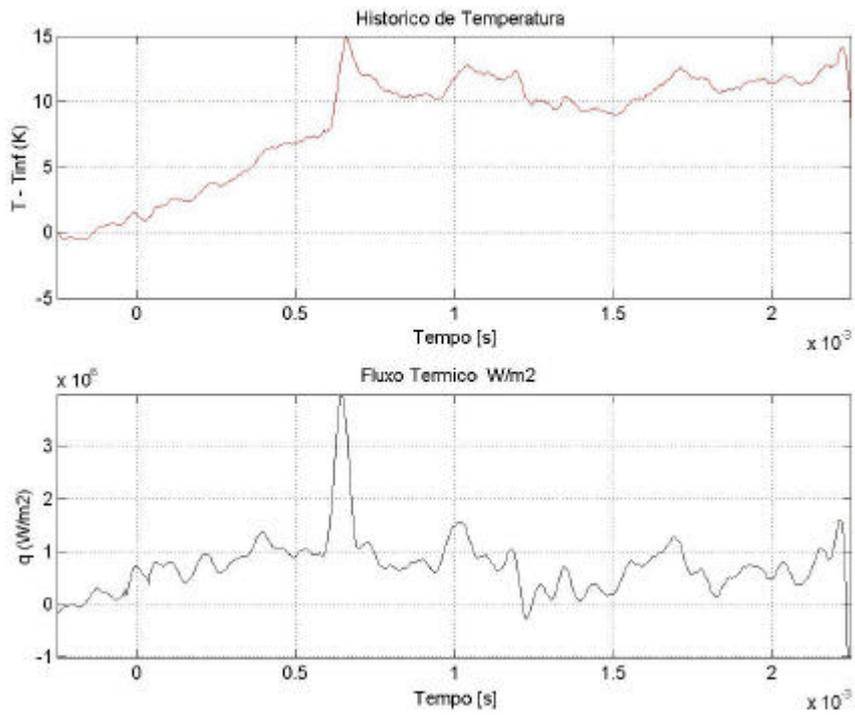


FIGURA D.2 - Termopar #7 localizado à 0.5r do centro do modelo.

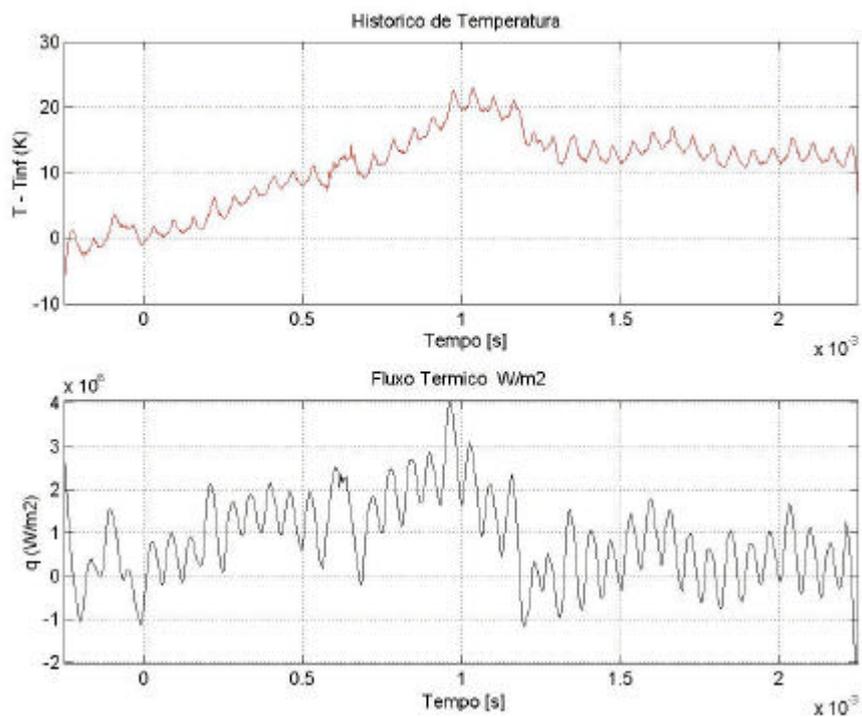


FIGURA D.3 - Termopar #9 localizado à 0.83r do centro do modelo.

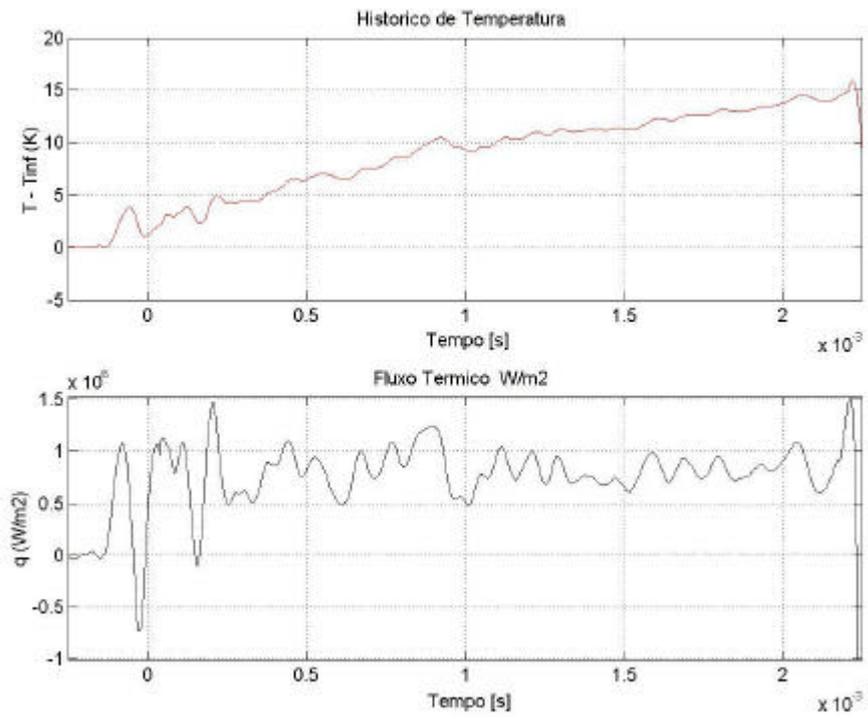


FIGURA D.4 - Termopar #2 localizado à 0.90r do centro do modelo.

Ensaio #103

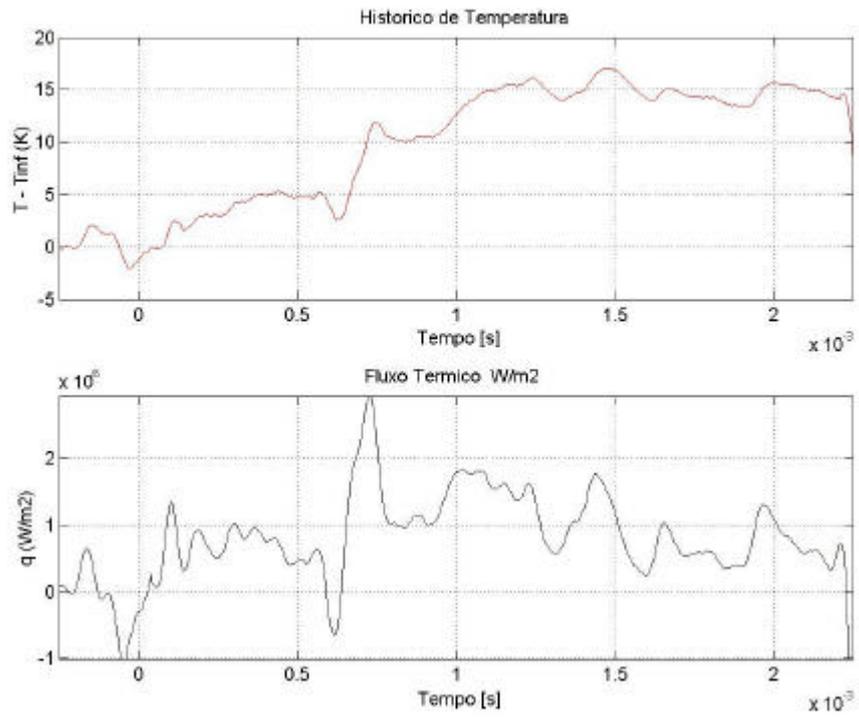


FIGURA D.5 - Termopar #8 localizado no ponto de estagnação.

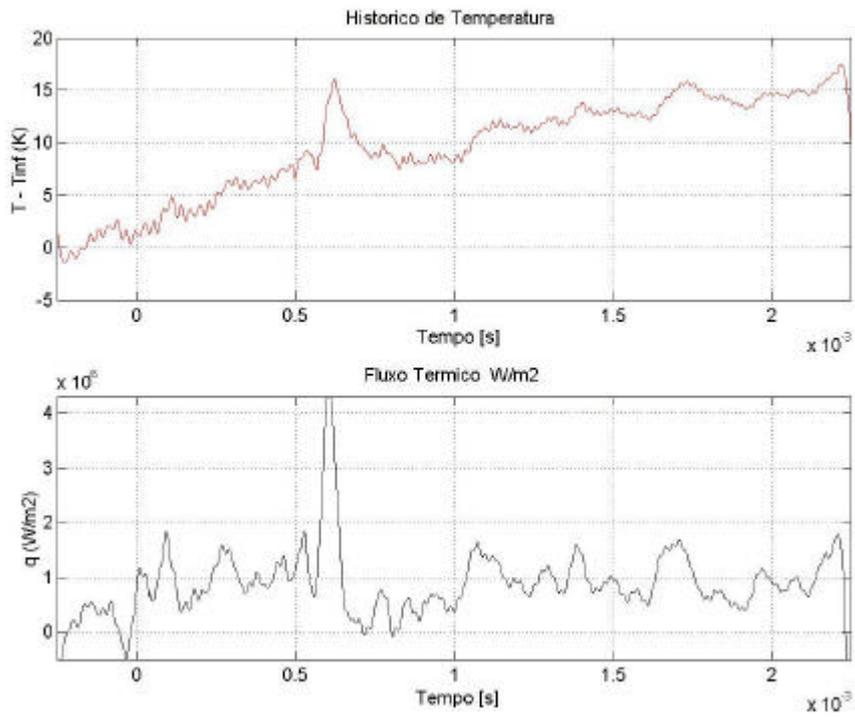


FIGURA D.6 - Termopar #7 localizado à 0.5r do centro do modelo.

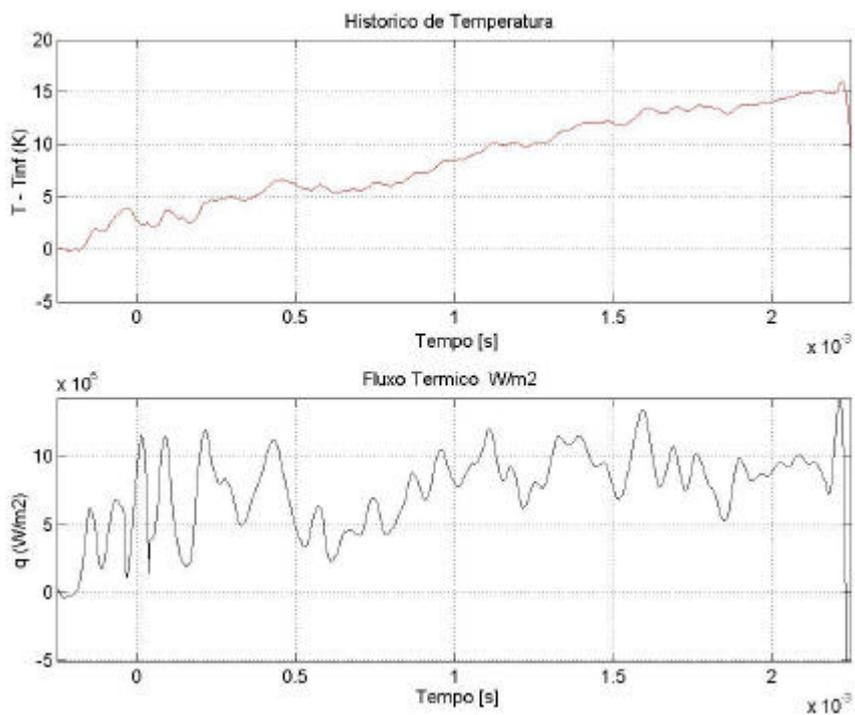


FIGURA D.7 - Termopar #2 localizado à 0.90r do centro do modelo

Ensaio #104

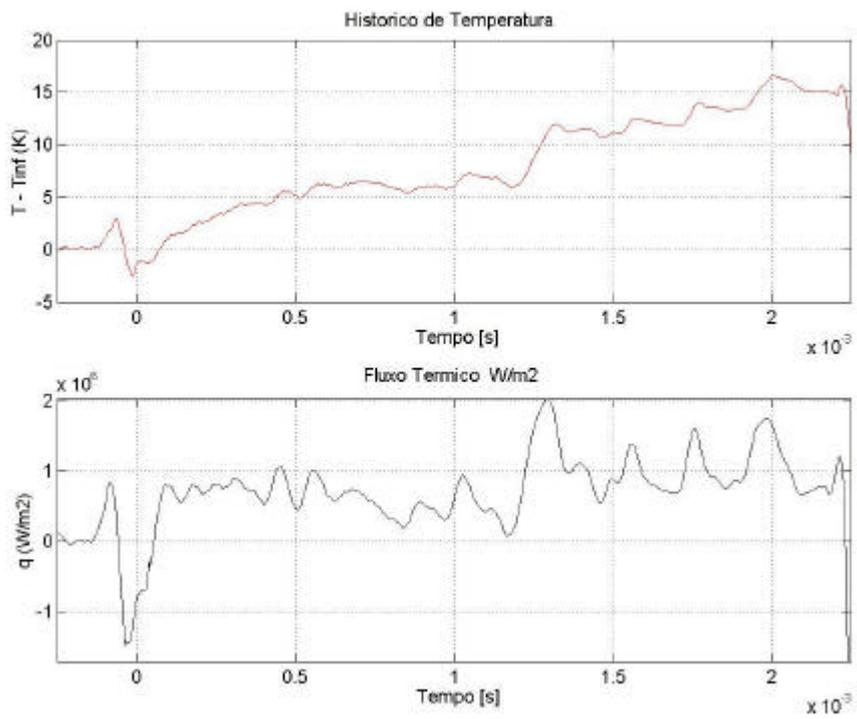


FIGURA D.8 - Termopar #8 localizado no ponto de estagnação.

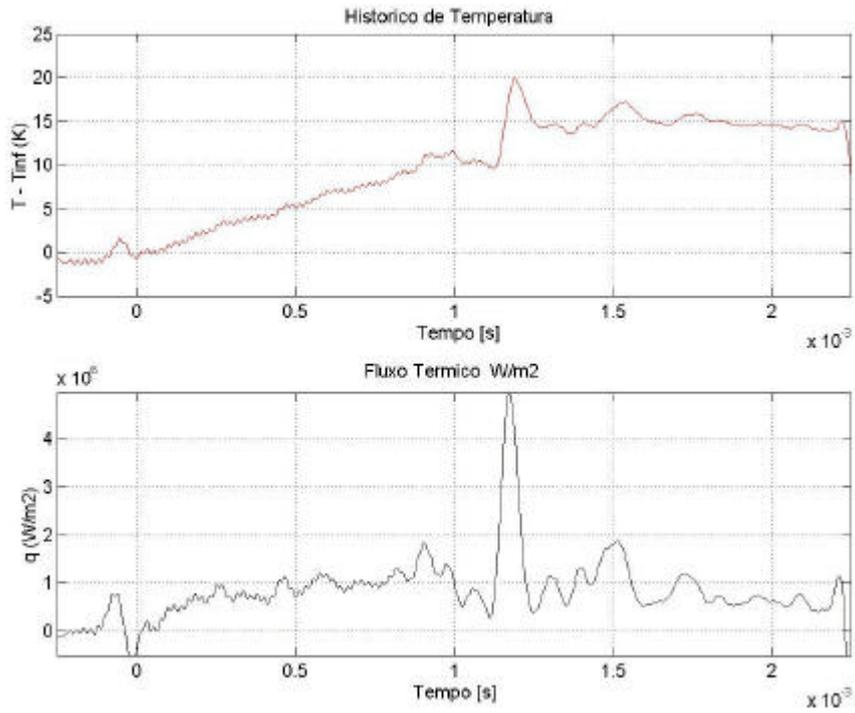


FIGURA D.9 - Termopar #7 localizado à 0.5r do centro do modelo.

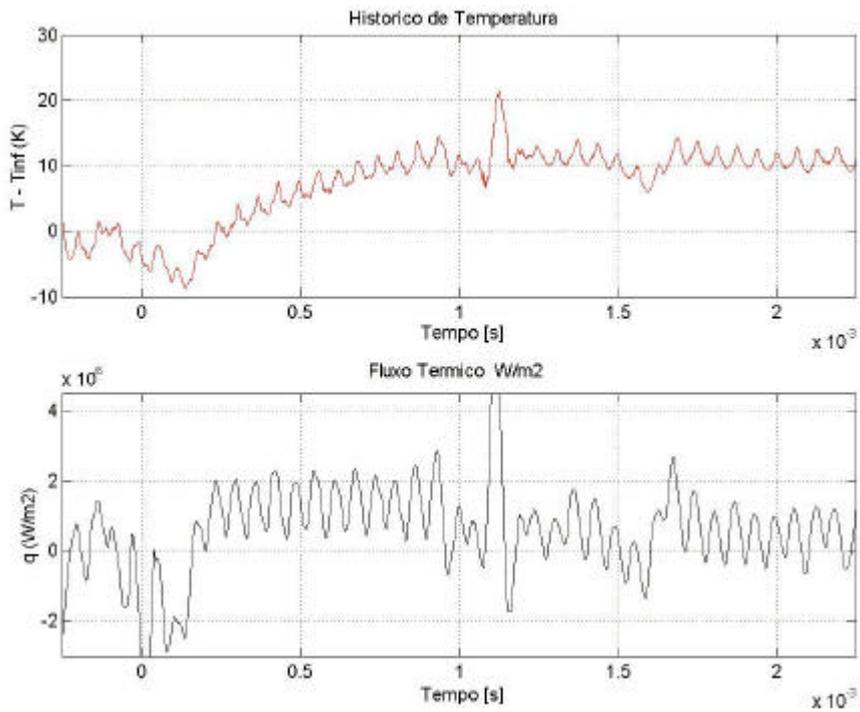


FIGURA D.10 - Termopar #9 localizado à 0.83r do centro do modelo.

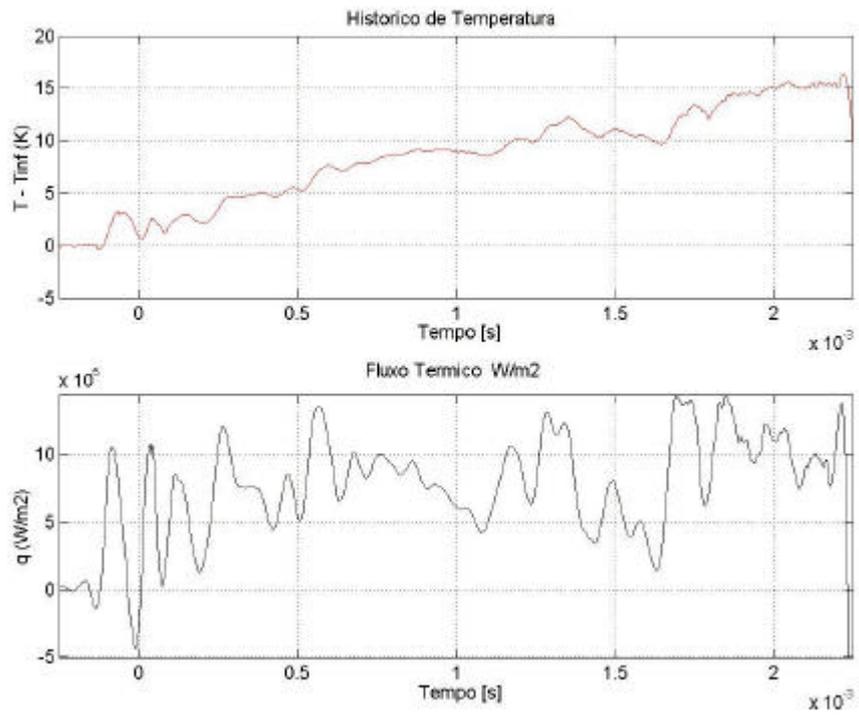


FIGURA D.11 - Termopar #2 localizado à 0.90r do centro do modelo.

Ensaio #105

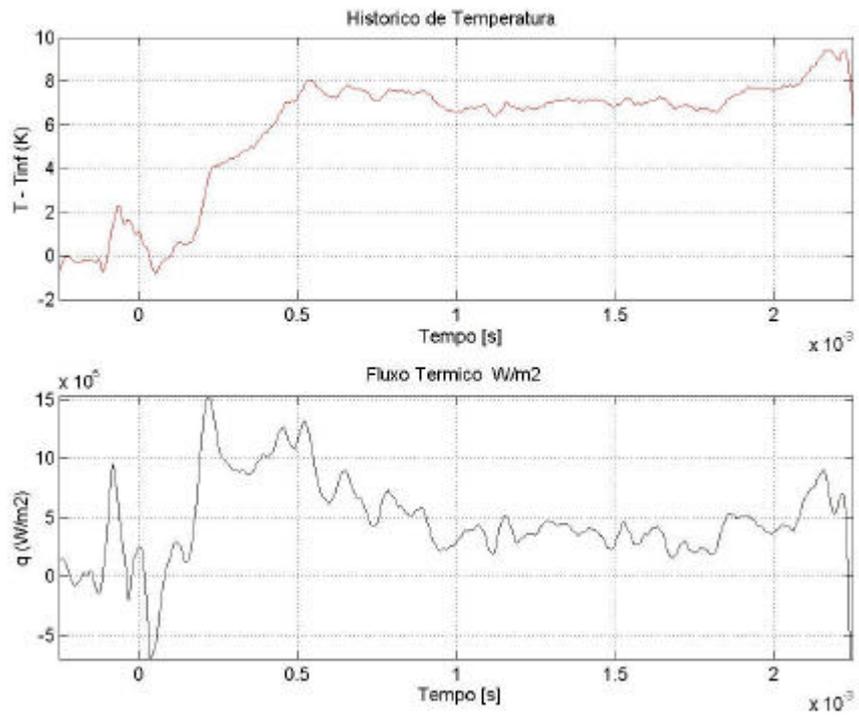


FIGURA D.12 - Termopar #8 localizado no ponto de estagnação.

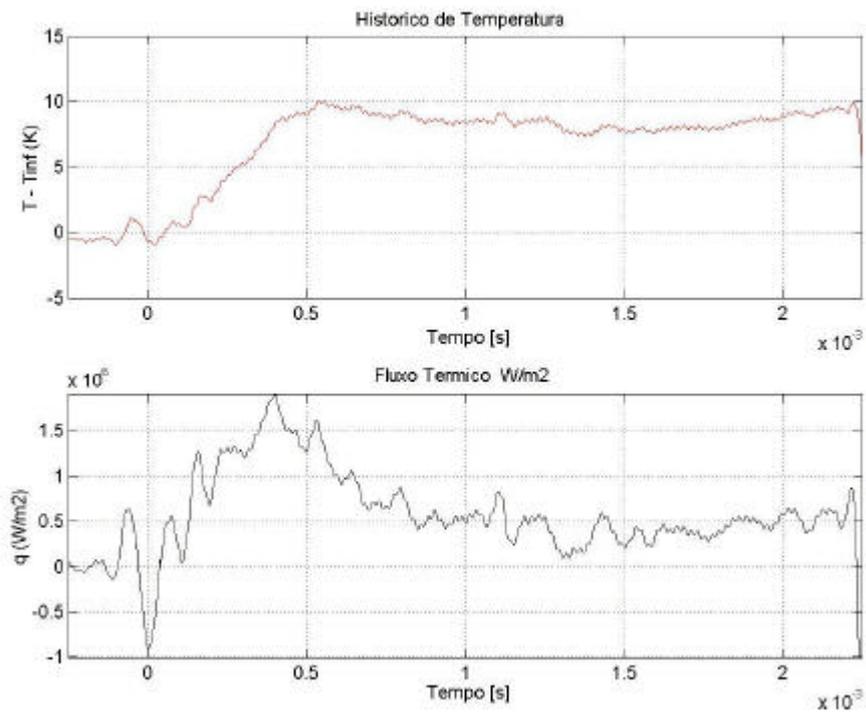


FIGURA D.13 - Termopar #7 localizado à 0.5r do centro do modelo.

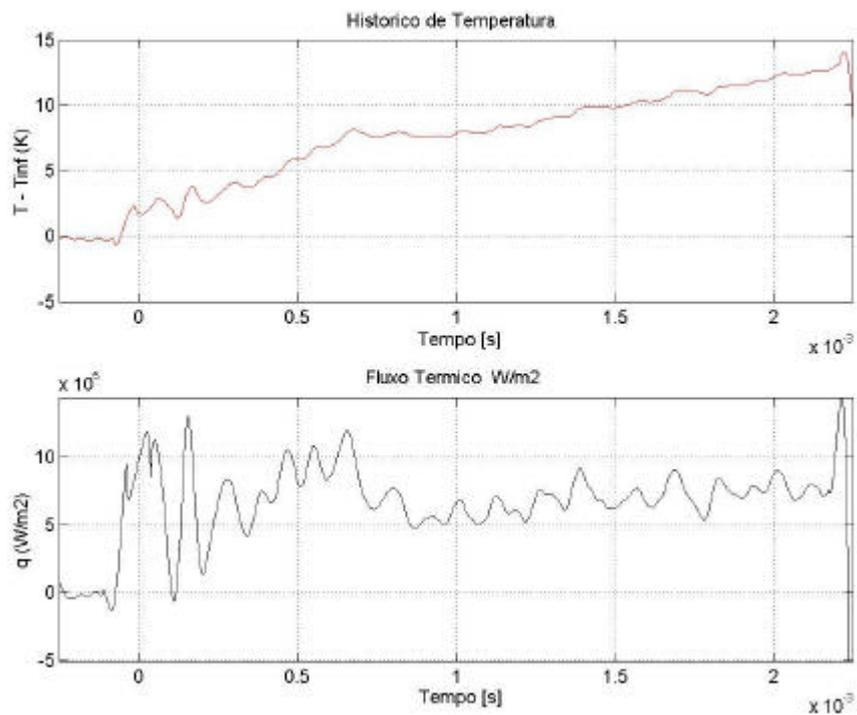


FIGURA D.14 - Termopar #2 localizado à 0.90r do centro do modelo.

Ensaio #106

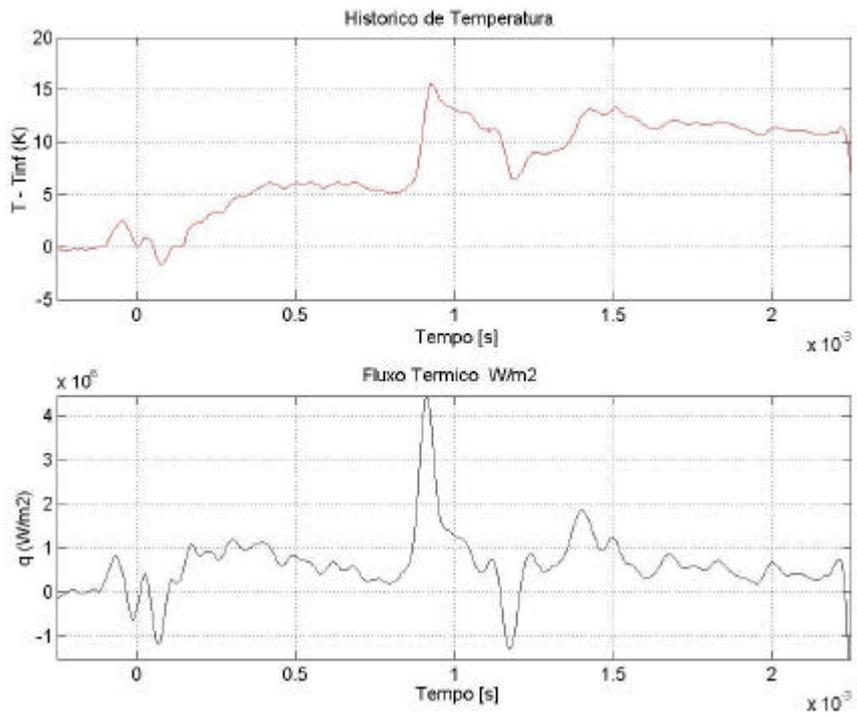


FIGURA D.15 - Termopar #8 localizado no ponto de estagnação.

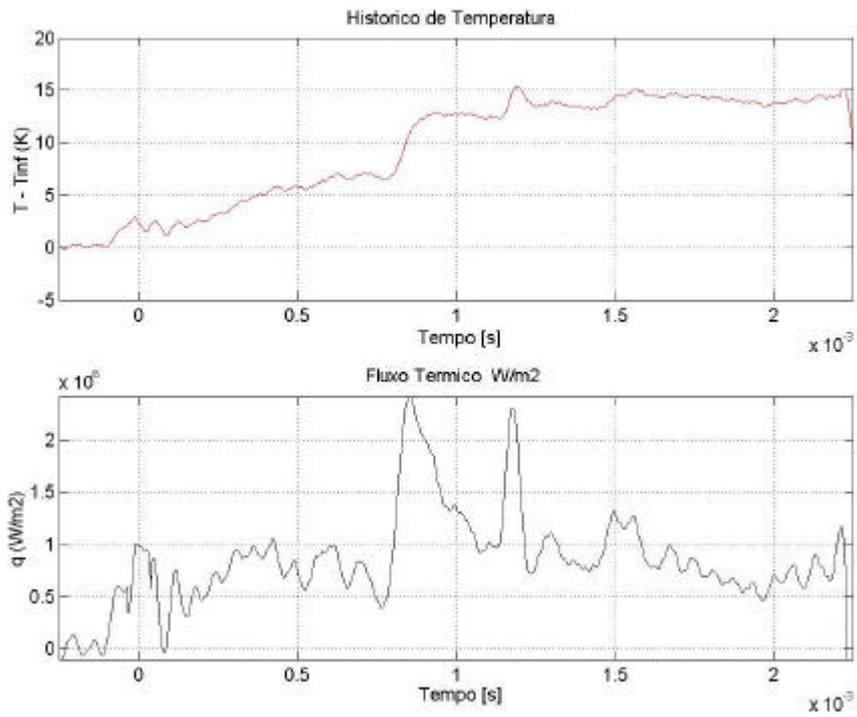


FIGURA D.16 - Termopar #7 localizado à 0.5r do centro do modelo.

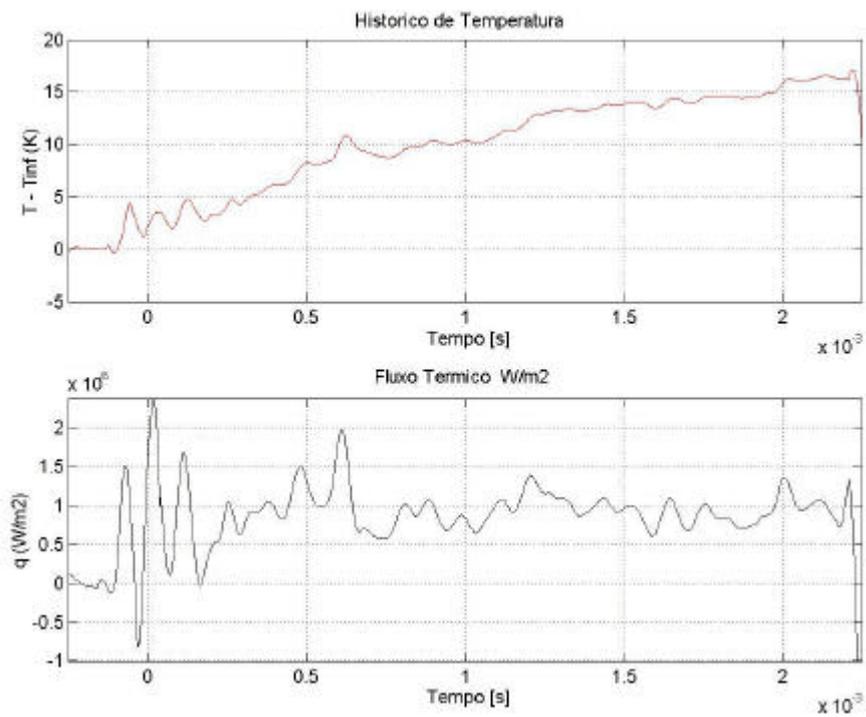


FIGURA D.17 - Termopar #2 localizado à 0.90r do centro do modelo.

Livros Grátis

(<http://www.livrosgratis.com.br>)

Milhares de Livros para Download:

[Baixar livros de Administração](#)

[Baixar livros de Agronomia](#)

[Baixar livros de Arquitetura](#)

[Baixar livros de Artes](#)

[Baixar livros de Astronomia](#)

[Baixar livros de Biologia Geral](#)

[Baixar livros de Ciência da Computação](#)

[Baixar livros de Ciência da Informação](#)

[Baixar livros de Ciência Política](#)

[Baixar livros de Ciências da Saúde](#)

[Baixar livros de Comunicação](#)

[Baixar livros do Conselho Nacional de Educação - CNE](#)

[Baixar livros de Defesa civil](#)

[Baixar livros de Direito](#)

[Baixar livros de Direitos humanos](#)

[Baixar livros de Economia](#)

[Baixar livros de Economia Doméstica](#)

[Baixar livros de Educação](#)

[Baixar livros de Educação - Trânsito](#)

[Baixar livros de Educação Física](#)

[Baixar livros de Engenharia Aeroespacial](#)

[Baixar livros de Farmácia](#)

[Baixar livros de Filosofia](#)

[Baixar livros de Física](#)

[Baixar livros de Geociências](#)

[Baixar livros de Geografia](#)

[Baixar livros de História](#)

[Baixar livros de Línguas](#)

[Baixar livros de Literatura](#)
[Baixar livros de Literatura de Cordel](#)
[Baixar livros de Literatura Infantil](#)
[Baixar livros de Matemática](#)
[Baixar livros de Medicina](#)
[Baixar livros de Medicina Veterinária](#)
[Baixar livros de Meio Ambiente](#)
[Baixar livros de Meteorologia](#)
[Baixar Monografias e TCC](#)
[Baixar livros Multidisciplinar](#)
[Baixar livros de Música](#)
[Baixar livros de Psicologia](#)
[Baixar livros de Química](#)
[Baixar livros de Saúde Coletiva](#)
[Baixar livros de Serviço Social](#)
[Baixar livros de Sociologia](#)
[Baixar livros de Teologia](#)
[Baixar livros de Trabalho](#)
[Baixar livros de Turismo](#)