sid.inpe.br/mtc-m18@80/2009/03.27.12.25-TDI

ESTUDO EXPERIMETAL DO LANÇADOR HIPERSÔNICO DE MASSA

Marcos de Melo Borges

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Combustão e Propulsão, orientada pelo Dr. Marco Antonio Sala Minucci, aprovada em 31 de março de 2009.

URL do documento original:
<http://urlib.net/8JMKD3MGP8W/352R46H>

INPE
São José dos Campos
2009

PUBLICADO POR:

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE
Gabinete do Diretor (GB)
Serviço de Informação e Documentação (SID)
Caixa Postal 515 - CEP 12.245-970
São José dos Campos - SP - Brasil
Tel.:(012) 3208-6923/6921
Fax: (012) 3208-6919
E-mail: pubtc@sid.inpe.br

CONSELHO DE EDITORAÇÃO E PRESERVAÇÃO DA PRODUÇÃO INTELECTUAL DO INPE (RE/DIR-204):

Presidente:

Marciana Leite Ribeiro - Serviço de Informação e Documentação (SID)

Membros:

Dr. Antonio Fernando Bertachini de Almeida Prado - Coordenação Engenharia e Tecnologia Espacial (ETE)
Drª Inez Staciarini Batista - Coordenação Ciências Espaciais e Atmosféricas (CEA)
Dr. Gerald Jean Francis Banon - Coordenação Observação da Terra (OBT)
Dr. Germano de Souza Kienbaum - Centro de Tecnologias Especiais (CTE)
Dr. Manoel Alonso Gan - Centro de Previsão de Tempo e Estudos Climáticos (CPT)
Drª Maria do Carmo de Andrade Nono - Conselho de Pós-Graduação
Dr. Plínio Carlos Alvalá - Centro de Ciência do Sistema Terrestre (CST)

BIBLIOTECA DIGITAL:

Dr. Gerald Jean Francis Banon - Coordenação de Observação da Terra (OBT)

REVISÃO E NORMALIZAÇÃO DOCUMENTÁRIA:

Marciana Leite Ribeiro - Serviço de Informação e Documentação (SID)
Yolanda Ribeiro da Silva Souza - Serviço de Informação e Documentação (SID)

EDITORAÇÃO ELETRÔNICA:

Ivone Martins - Serviço de Informação e Documentação (SID)

sid.inpe.br/mtc-m18@80/2009/03.27.12.25-TDI

ESTUDO EXPERIMETAL DO LANÇADOR HIPERSÔNICO DE MASSA

Marcos de Melo Borges

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Combustão e Propulsão, orientada pelo Dr. Marco Antonio Sala Minucci, aprovada em 31 de março de 2009.

URL do documento original:
<http://urlib.net/8JMKD3MGP8W/352R46H>

INPE
São José dos Campos
2009

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)

Borges, Marcos de Melo.

B644e

Estudo experimetal do lançador hipersônico de massa / Marcos de Melo Borges. – São José dos Campos : INPE, 2009.

87 p. ; (sid.inpe.br/mtc-m18@80/2009/03.27.12.25-TDI)

Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Combustão e Propulsão) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2009.

Orientador : Dr. Marco Antonio Sala Munucci.

1. Hipersônica. 2. RAM accelerator. 3. Two stage light gas gun. 4. Compressor a pistão livre. I.Título.

CDU 629.7.036

Copyright © 2009 do MCT/INPE. Nenhuma parte desta publicação pode ser reproduzida, armazenada em um sistema de recuperação, ou transmitida sob qualquer forma ou por qualquer meio, eletrônico, mecânico, fotográfico, reprográfico, de microfilmagem ou outros, sem a permissão escrita do INPE, com exceção de qualquer material fornecido especificamente com o propósito de ser entrado e executado num sistema computacional, para o uso exclusivo do leitor da obra.

Copyright © 2009 by MCT/INPE. No part of this publication may be reproduced, stored in a retrieval system, or transmitted in any form or by any means, electronic, mechanical, photocopying, recording, microfilming, or otherwise, without written permission from INPE, with the exception of any material supplied specifically for the purpose of being entered and executed on a computer system, for exclusive use of the reader of the work.

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. Marco Antônio Sala Minucci

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

Dr. Antonio Osny de Toledo

Membro da Banca / IEAv/CTA / SJCampos - SP

Dr. José Bezerra Pessoa Filho

Convidado(a) / IEAv/CTA / São José dos Campos - SP

Aluno (a): Marcos de Melo Borges

São José dos Campos, 31 de março de 2009

Dedico este trabalho integralmente à
minha esposa Claudete e
a meus filhos
Rodrigo e Claudia

.

AGRADECIMENTOS

Agradeço ao meu orientador Dr. Marco Antonio Sala Minucci por ter me dado essa oportunidade de realizar um sonho antigo, viabilizando e realizando este trabalho.

Ao Daniel Bürger, pela força, muita força, sem a sua participação este trabalho não seria concluído.

Ao amigo e padrinho Elenias de Oliveira Ferraz, pelos ensinamentos de mestre de fato.

Ao Willian de Carvalho Ferraz, pela simplicidade de resolver problemas velozes.

Ao Dr. Antonio Osny de Toledo, por ser o primeiro a apostar em mim e pela participação efetiva neste trabalho.

Ao Dr. Paulo Gilberto de Paula Toro, Eng. José Brosler Chanes Jr, Eng. Antonio Garcia e ao meu orientador Dr. Marco Antonio Sala Minucci, pelo pioneirismo em Lançador Hipersônico de Massa no IEAv e pela total ajuda no resgate das informações antigas.

Ao Dr. Mauricio Antoniazzi Pinheiro Rosa, pela rapidez na ajuda prestada.

À Divisão de Suporte Técnico - SUTEC do IEAv pelo apoio na confecção das muitas peças do Lançador Hipersônico de Massa, sempre com muito profissionalismo.

Ao Dr. Alberto Monteiro dos Santos, chefe da Divisão de Aerotermodinâmica e Hipersônica, por sempre me ajudar, dando sugestões ou mesmo incentivando naqueles momentos em que as coisas não ocorrem como gostaríamos.

A todos os colegas da EAH e da EFO pelo incentivo ao trabalho e pela amizade.

Ao Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE) e a toda equipe de professores do Laboratório Associado de Combustão e Propulsão (LCP), que com seus ensinamentos forneceram a base para o desenvolvimento deste trabalho.

À minha família que deu a sustentação para que eu conseguisse realizar este trabalho.

RESUMO

Os avanços na tecnologia aeroespacial tornaram imprescindíveis ensaios em laboratórios de veículos hipersônicos. Em conseqüência houve a necessidade de desenvolver dispositivos capazes de gerar tais condições. Um dos métodos utilizados para simular essas condições é o Lançador Hipersônico de Massa (LHM), que vem merecendo considerável interesse, tanto no campo experimental quanto no teórico. Este trabalho consiste da montagem e estudo experimental deste dispositivo. O Lançador Hipersônico de Massa é dividido em duas partes, a seção de compressão e a seção de aceleração. A seção de compressão é composta de um compressor a pistão livre, do qual são descritos resumidamente neste trabalho detalhes técnicos e operacionais de cada componente do sistema. Os parâmetros: massa do pistão, comprimento do tubo de compressão, pressão no tanque de alta pressão e pressão no interior do tubo de compressão são analisados experimentalmente e comparados a um modelo numérico básico. Na seção de aceleração são descritos resumidamente detalhes técnicos e operacionais de cada componente do sistema. É descrito o conceito de velocidade de detonação de Chapman Jouguet da mistura energética verificando sua influência na aceleração do modelo através dos regimes de propulsão. São apresentados dados experimentais da velocidade do modelo antes e após penetrar no estágio da seção de aceleração que contem em seu interior uma mistura propelente.

EXPERIMENTAL STUDY OF THE HYPERSONIC MASS LAUNCHER

ABSTRACT

Recent developments in aerospace technology have made ground tests of hypersonic vehicles mandatory. As a consequence, the need to develop facilities capable of producing hypersonic flight conditions is essential. One of the methods employed to simulate such conditions is the Hypersonic Mass Launcher (LHM), which has attracted considerable attention, both in experimental and in theoretical fields. This work discusses both the assembly and the experimental study of this facility.The LHM comprises two main sessions, one for gas compression and the other for model acceleration. The compression session is composed by one free piston compressor, whose technical and operational details of each component of the system are described. Piston mass, compression tube length, pressure at the high-pressure tank and pressure inside the compression tube have been analyzed experimentaly and compared to a numerical model. In the acceleration tube, technical and operational details of each component of the system are described. The concept of the Chapman-Jouguet detonation velocity of an energetic mixture, as well the investigaton of its influence on the model acceleration across the propulsion regime are presented. Velocity data, before and after the model penetration into the acceleration tube, containning an energetic gas mixture inside, are also presented and discussed.

SUMÁRIO

Pág.

LISTA DE FIGURAS
LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS
LISTA DE SÍMBOLOS
1 INTRODUÇÃO 21
2 L ANÇADOR HIPERSÔNICO DE MASSA 25
2.1 Seção de compressão 27
2.1.1 Equação do movimento do pistão 29
2.1.2 Tanque de alta pressão 37
2.1.3 Válvula de disparo 38
2.1.4 Pistão 39
2.1.5 Tubo de compressão 40
2.1.6 Diafragma 41
2.1.7 Painel de controle dos gases da seção de compressão 42
2.2 Seção de aceleração 48
2.2.1 Velocidade de detonação de Chapman-Jouguet da mistura 45
2.2.2 Regimes de propulsão dos modelos 46
2.2.3 Sabot e modelo 48
2.2.4 Estágios de aceleração no Ram Accelerator 51
2.2.5 Tanque de recuperação 52
2.2.6 Painel de controle dos gases da seção de aceleração 52
3 PROCEDIMENTO E OPERAÇÃO 57
4 RESULTADOS E DISCUSSÕES 63
5 CONCLUSÕES 79
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS 81
APENDICE A - ESPECIFICAÇÔES DA INSTRUMENTAÇÂO 85
A.1 Dados técnicos do transdutor de pressão PCB 109 B02 85
A.2 Dados técnicos do transdutor de pressão Kistler 6207 K 86
A.3 Certificado de conformidade emtido pela empresa WIKA 87

LISTA DE FIGURAS

1.1 2 Stage LGG/Ram Accelerator - Lançador Hipersônico de Massa ao redor do mundo..... 22

1.2 Aplicações do LHM: (a) lançando o satélite em órbita, (b) lançando a carga útil ao espaço..... 23

1.3 Fases do LHM: (a) no passado, (b) atualmente..... 24

2.1 Funcionamento do Lançador Hipersônico de massa..... 25

2.2 Vista geral do Lançador Hipersônico de Massa..... 26

2.3 Aumento do Ms em função das razões de temperaturas e pressões. 27

2.4 Vista geral do compressor a pistão livre da EAH do IEAv. 28

2.5 P_{tc} (a) e T_{tc} (b) no final do tubo de compressão para diversos valores de L. 33

2.6 P_{tc} (a) e T_{tc} (b) no final do tubo de compressão para diversos valores de mp. 34

2.7 P_{tc} (a) e T_{tc} (b) no final do tubo de compressão para diversos valores de $P_{tap}^{(0)}$..... 35

2.8 P_{tc} (a) e T_{tc} (b) no final do tubo de compressão para diversos valores de $P_{tc}^{(0).}$ 36

2.9 Tanque de alta pressão e sistema de pressurização..... 37

2.10 Válvula de disparo. 38

2.11 Pistão..... 39

2.12 Tubo de compressão e pistão de alinhamento 40

2.13 Diafragma 41

2.14 Evolução da deformação do diafragma até a ruptura. 42

2.15 Painel de controle dos gases da seção de compressão. 43

2.16 Volume de controle ao redor do modelo e onda de detonação. 44

2.17 A dependência entre o τ e a razão V_i e a V_{cj}. 45

2.18 Regimes de propulsão..... 47

2.19 Disposição do modelo, sabot e diafragma de aço carbono no LHM... 48

2.20 Sabot. 49
2.21 Modelo. 50
2.22 LHM com três estágios de aceleração e saída de exaustão..... 51
2.23 Tanque de recuperação do LHM. 52
2.24 Painel de controle dos gases do Ram Accelerator na seção de aceleração e sensor de pressão. 53
2.25 Diagrama de funcionamento do painel de controle de gases da seção de aceleração. 55
2.26 Curva de calibração do sensor de pressão do painel de controle 56
2.27 Instrumentação utilizada no compressor a pressão livre. 59
2.28 Sistema alternativo utilizado para medir a velocidade do modelo. 62
2.29 Pressão final no CPL para diversos valores de $P_{tc}^{(0)}$: (a) 0,5 MPa, (b), 0,4 MPa e (c) 0,3 MPa..... 63
2.30 Curva de calibração de P_{tc} x $P_{tc}^{(0)}$. 65
2.31 Pressão final no CPL para diversas dimensões de diafragma: (a) 0,003 m x 0,0003 m, (b) 0,0042 m x 0,0007 m e (c) 0,0042 m x 0,0005 m. 66
2.32 Resultados obtidos na primeira fase de ensaios da seção de aceleração para uma pressão de ruptura do diafragma de 88 MPa. .. 68
2.33 Resultados obtidos na primeira fase de ensaios da seção de aceleração para uma pressão de ruptura do diafragma de 84 MPa ... 70
2.34 Resultados obtidos na segunda fase de ensaios (Ram Accelerator) da seção de aceleração. 72
2.35 Velocidade do modelo para diversos valores de pressão de ruptura do diafragma de aço carbono 76

LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

IEAv	Instituto de Estudos Avançados
INPE	Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
LCP	Laboratório Associado de Combustão e Propulsão
LHM	Lançador hipersônico de massa
EAH	Divisão de Aerotermodinâmica e Hipersônica
UW	Universidade de Washington
ISL	French-German Research Institute of Saint – Louis
ARL	Army Research Laboratory
CARDC	Central Aerodynamics Research and Development
LGG	Light Gas Gun
CPL	Compressor a pistão livre

LISTA DE SÍMBOLOS

P	Pressão
m	Metro
s	Segundo
V	Volume
γ	Razão entre os calores específicos (*cp/cv*)
C	Constante
P_{tap}	Pressão no tanque de alta pressão
V_{tap}	Volume do tanque de alta pressão
γ_{tap}	Razão entre os calores específicos (*cp/cv*) para o tanque de alta pressão
A_{tap}	Área do tanque de alta pressão
$P^{(0)}_{tap}$	Pressão inicial no tanque de alta pressão
P_{tc}	Pressão final no tubo de compressão
γ_{tc}	Razão entre os calores específicos (*cp/cv*) para o tubo de compressão
$P^{(0)}_{tc}$	Pressão inicial no tubo de compressão
m_p	Massa do pistão
x	Coordenada linear ao longo do tubo
$V^{(0)}_{tap}$	Volume inicial no tanque de alta pressão
F	Força resultante
T_{tc}	Temperatura final no tubo de compressão
$T^{(0)}_{tc}$	Temperatura inicial no tubo de compressão
L	Comprimento do tubo de compressão
GPM	Galão por minuto
h	hora
l	Litro
$\varnothing$	Diâmetro
$\varnothing_i$	Diâmetro interno
$\varnothing_e$	Diâmetro externo

Ms	Número de Mach da onda de choque
atm	Atmosfera
MPa	Mega Pascal
F	Empuxo
τ	Coeficiente de empuxo
P_1	Pressão total da mistura energética
M_1	Número de Mach do escoamento entrando no volume de controle
M_2	Numero de Mach do escoamento saindo do volume de controle
Δq	Calor da combustão
C_{p1}	Calor especifico da mistura energética a pressão constante.
T_1	Temperatura da mistura energética a pressão constante.
V_{cj}	Velocidade de detonação de Chapman-Jouguet da mistura
V_i	Velocidade de injeção do modelo
ms	milisegundo
µs	microsegundo

1 INTRODUÇÃO

Os pioneiros a desenvolver a tecnologia do “Ram-accelerator” para acelerar modelos a velocidades hipersônicas foram os professores da Universidade de Washington Abe Hertzberg, Adam Bruckner e David Bogdanoff (1986,1988), onde conseguiram atingir velocidades próximas a 2700 m/s. Motivados pelo sucesso alcançado pela Universidade de Washington, UW, o Instituto Francês French-German Research Institute of Saint – Louis (ISL), em 1992, conseguiu atingir velocidades próximas a 2000 m/s (GIRAUD et. al., 1992). Alguns meses depois o laboratório American Army Research Laboratory (ARL) em cooperação com a UW atinge a velocidade de 1600 m/s (KRUCZYNSKI, 1992). Alguns anos depois, duas universidades do Japão, a Hiroshima University (CHANG et. al., 1995) e a Tohoku University (SASOH et al., 1996), também conseguiram sucesso e, uma outra universidade japonesa, a Saitama University, iniciou pesquisas nessa área. A China, com o centro de pesquisas Aerodynamics Research and Development (CARDC), em 1988, conseguiu alcançar a velocidade de 2000 m/s (LIU et. al., 1988).

A contribuição brasileira para o desenvolvimento das pesquisas nesta área teve início nos primórdios dos anos 90 com o projeto SUPERS (CNPq, nº 352289/92-9) (SALVADOR et. Al., 2000). Além disso, o IEAv, no final da mesma década, com MINUCCI (MORALES et. al., 1997) iniciam seus trabalhos, desenvolvendo programas computacionais e, também, a montagem de um túnel de choque para a realização de experimentos.

Com o avanço na tecnologia aeroespacial as velocidades de interesse para veículos hipersônicos aumentaram cada vez mais, alcançando velocidades próximas a 8000 m/s, velocidade próxima à de satelitização.

Para que se consiga acelerar modelos a velocidades hipersônicas utilizando a técnica do “Ram Accelerator”, é preciso utilizar dois dispositivos, um para lançar ou injetar os modelos a velocidades supersônicas no interior de um tubo contendo uma mistura energética (contendo propelentes em fase gasosa) e o outro dispositivo que irá acelerar esses modelos a velocidades hipersônicas através de processo de combustão/detonação (“Ram Accelerator”). Os

dispositivos comumente utilizados para lançar o modelo são: Powder Gun; One Stage Light Gás Gun (One Stage LGG); Two Stage Light Gas Gun (Two Stage LGG). No Instituto de Estudos Avançados (IEAv) optou-se por utilizar o Two Stage LGG associado a um Ram Accelerator. Esse conjunto foi denominado Lançador Hipersônico de Massa. A Figura 1.1 apresenta os locais no mundo onde essa tecnologia é desenvolvida, mostrando seus respectivos dispositivos de aceleração.

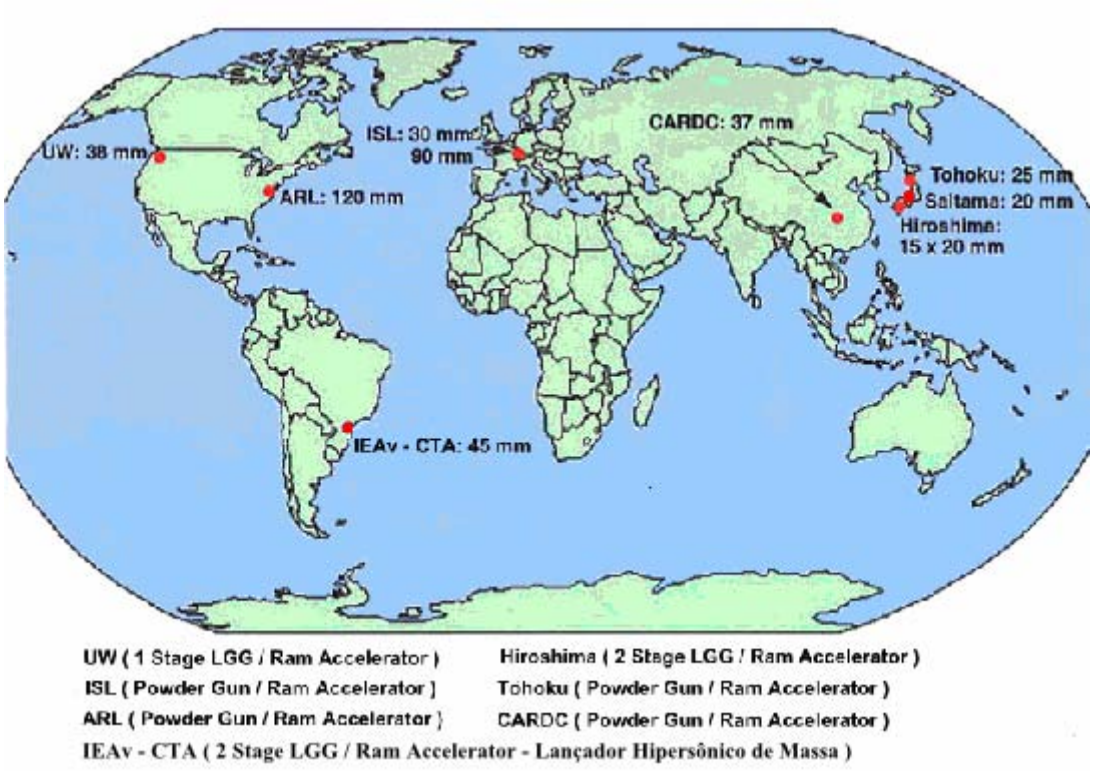


Figura 1.1 - 2 Stage LGG/Ram Accelerator - Lançador Hipersônico de Massa ao redor do mundo.
Fonte: www.aa.washington.edu/AERP/ramac.

O LHM é um dispositivo essencial para quem deseja investigar escoamentos hipersônicos e ele é estudado praticamente por várias potências mundiais. Este dispositivo tem inúmeras aplicações e algumas delas estão ilustradas na Figura 1.2. Dentre estas podemos citar que este sistema permite: estudar escoamentos hipersônicos, testar parâmetros de impactos em velocidades

hipersônicas, lançar um satélite em órbita e lançar uma carga útil ao espaço, além de ter aplicações aeroespaciais.

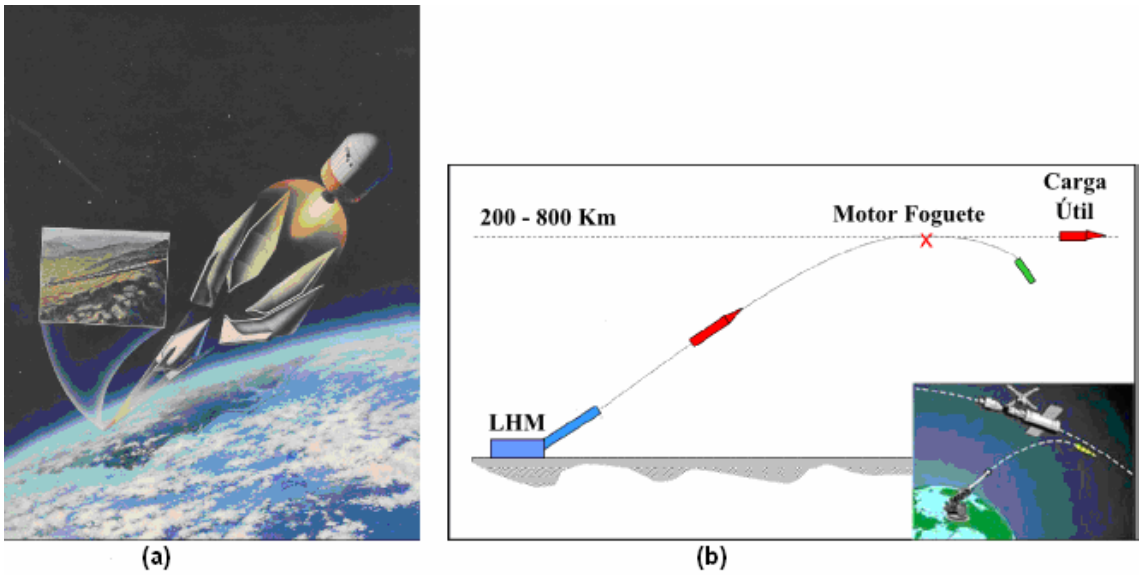


Figura 1.2 - Aplicações do LHM: (a) lançando o satélite em órbita, (b) lançando a carga útil ao espaço.
Fonte: www.aa.washington.edu/AERP/ramac.

As pesquisas no IEAv com o LHM começaram no final dos anos 90, onde MINUCCI contava com uma pequena equipe de colaboradores e um espaço laboratorial bastante reduzido. Durante esse período muitas barreiras foram ultrapassadas e conceitos foram estabelecidos, mas por motivos diversos o projeto foi paralisado. Com o crescente interesse em se desenvolver sistemas de propulsão hipersônica com ar aspirado (projeto FAPESP nº 04/00525-7 Investigação Experimental Preliminar em Combustão Supersônica e projeto CNPq nº 352289/92-9), as atividades foram retomadas. O LHM, que no passado estava disposto numa configuração em U por falta de espaço, com as novas instalações seu comprimento foi aumentado e sua configuração foi linearizada, sendo construído em cima de uma base inercial e com isso melhorando a sua eficiência e segurança para as pessoas envolvidas neste trabalho. A Figura 1.3 ilustra a duas fases do LHM, cuja infraestrutura é suficiente para gerar trabalhos científicos.

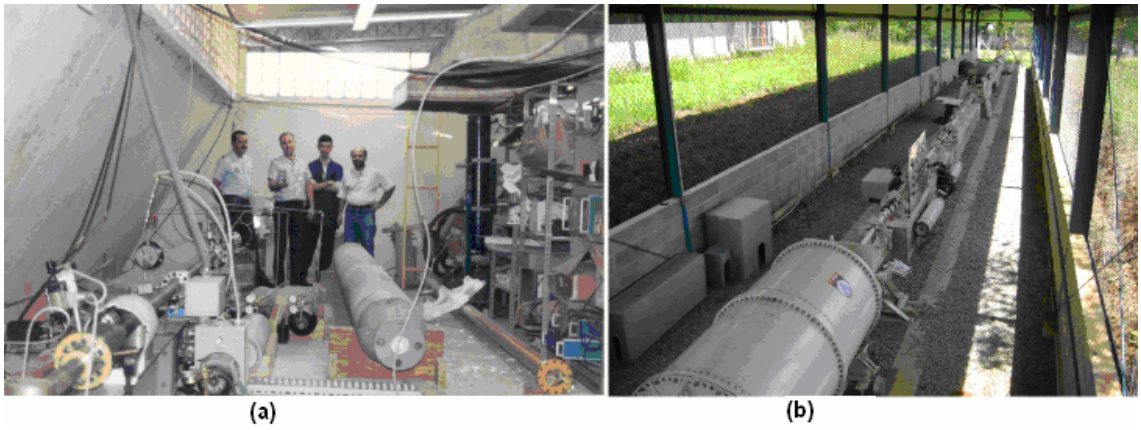


Figura 1.3 Fases do LHM: (a) no passado, (b) atualmente.

2 LANÇADOR HIPERSÔNICO DE MASSA

Os princípios gerais de funcionamento do LHM baseiam-se em sua estrutura que é constituída, principalmente, por um tubo longo, Figura 2.1, pressurizado com uma mistura energética composta por combustível, oxidante e diluente. Um modelo é lançado no interior deste tubo com velocidade supersônica empurrado pela expansão de um gás a alta pressão. Esta pressão e as altas temperaturas em seu interior são obtidas através de um compressor a pistão livre. A onda de choque formada no nariz do modelo é refletida nas paredes do tubo, concentra-se na sua traseira, produzindo um aumento de temperatura suficiente para detonar a mistura energética, criando uma onda de detonação que empurra o modelo e aumenta a sua aceleração (BRUCKNER, 1997). Os gases mais utilizados neste processo são: o metano como combustível, o oxigênio como oxidante e o nitrogênio como diluente.

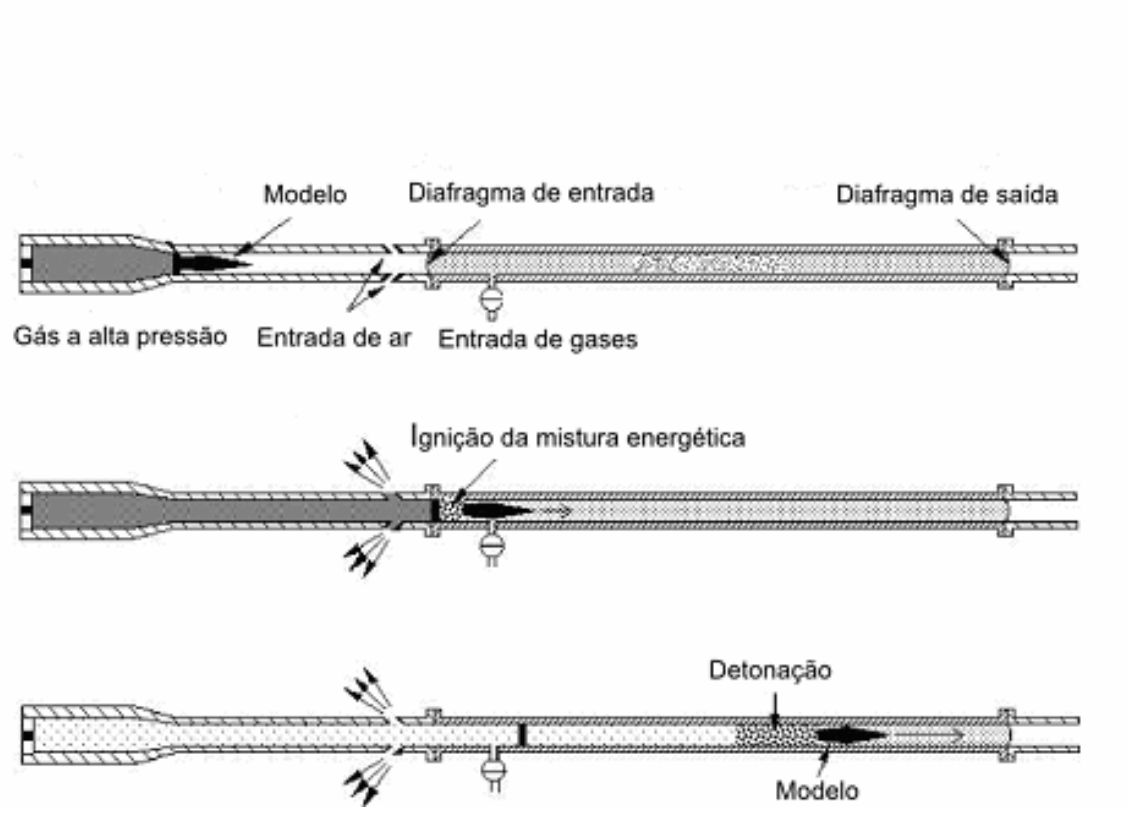


Figura 2.1 Funcionamento do Lançador Hipersônico de Massa.
Fonte: www.aa.washington.edu/AERP/ramac.

O LHM pode ser dividido em duas seções principais: a *seção de compressão (2 Stage LGG)* e a *seção de aceleração (Ram Accelerator)* como vistos na Figura 2.2, A seção de compressão é composta por um compressor a pistão livre (CPL) e um estágio de aceleração em ambiente a baixa pressão.

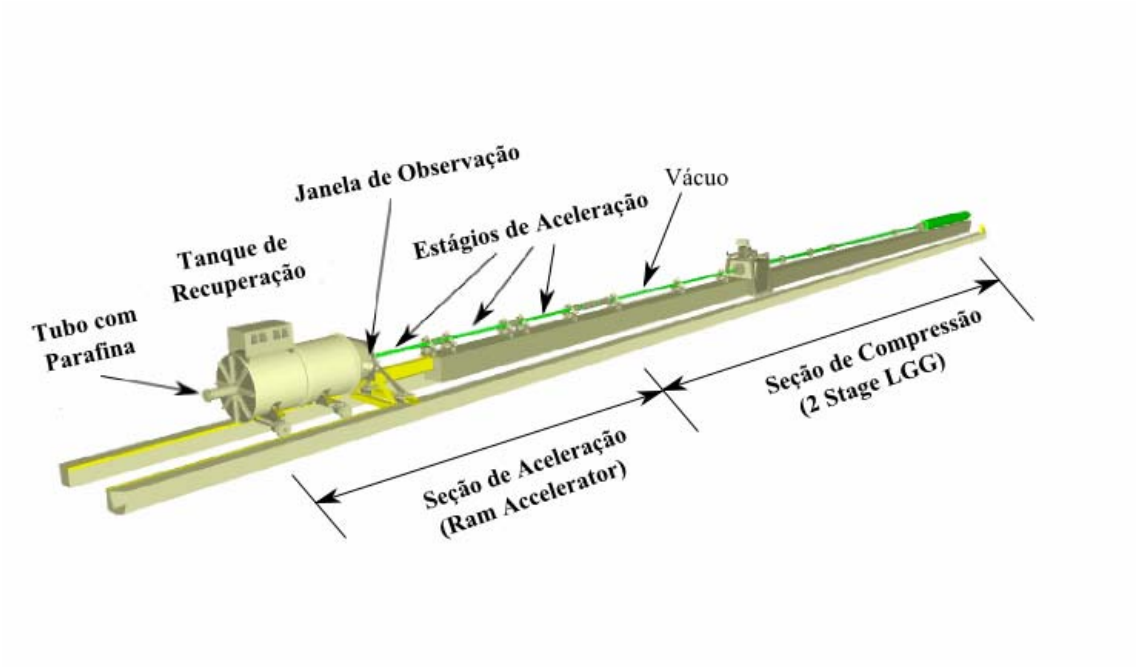


Figura 2.2 Vista geral do Lançador Hipersônico de Massa.

A seção de aceleração é composta de vários estágios de aceleração cada um deles com uma mistura energética diferente de gases e um tanque de recuperação. O tanque de recuperação é utilizado para desacelerar o movimento do modelo e permite também que sejam efetuadas algumas medições através de técnicas não intrusivas. A medida de dados experimentais como, por exemplo, a velocidade final do modelo, pode ser feita através de janelas transparentes nas paredes do tanque. O tanque de recuperação possui uma área controlada por pressão cujo controle é importante para simular a altitude de vôo do modelo. Para a desaceleração do modelo é utilizado um tubo contendo parafina dentro do tanque.

2.1 Seção de compressão

A função da seção de compressão é acelerar o modelo, centrado na seção de aceleração, a velocidades supersônicas, pela expansão do gás a alta pressão. As altas temperaturas e pressões nessa seção são obtidas através de um compressor a pistão livre, dispositivo que foi inicialmente proposto por (STALKER, 1961,1966) e por vários outros trabalhos (MAUS, 1992; EITELBERG, 1994; MITSUDA, 1994; CABLE, 1994; BLANKS, 1994), e inclusive no IEAv por (MOREIRA e MINUCCI, 1994; BORGES et. al., 2008).
Para um bom funcionamento de túneis e tubos de choque é necessário o uso de um gás a altas temperaturas e pressões. Para produzir essas condições favoráveis pode-se utilizar um compressor a pistão livre (LUKASIEWICZ, 1973). A Figura 2.3 mostra a importância de ter um gás em altas temperaturas e pressões no “driver” de um túnel de choque, como é indicado pelo número de Mach da onda de choque produzida (Ms) em função das razões de temperaturas e de pressões do gás nas regiões de alta (driver) e baixa (driven) pressões do túnel (NAGAMATSU, 1961). O gás hélio no “driver” e o ar no “driven” foram considerados gases ideais.

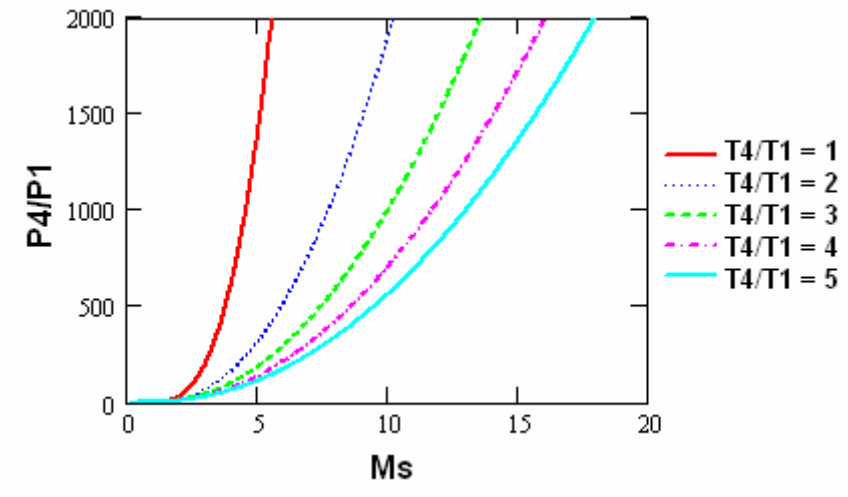


Figura 2.3 Aumento do Ms em função das razões de temperaturas e pressões.

No compressor a pistão livre a compressão é analisada como sendo um processo adiabático, onde as velocidades envolvidas estão abaixo da velocidade do som no meio. O funcionamento do compressor é simples: ao se abrir, a válvula de disparo provoca uma diferença de pressão entre os lados do pistão, fazendo com que ele acelere no interior do tubo de compressão até o momento em que as pressões sejam equalizadas. A partir deste momento o pistão é desacelerado, mas ainda possui energia cinética suficiente para comprimir o gás no interior do tubo de compressão até temperaturas e pressões maiores que as do gás no tanque de alta pressão. A Figura 2.4 mostra o compressor a pistão livre com todos os seus componentes.

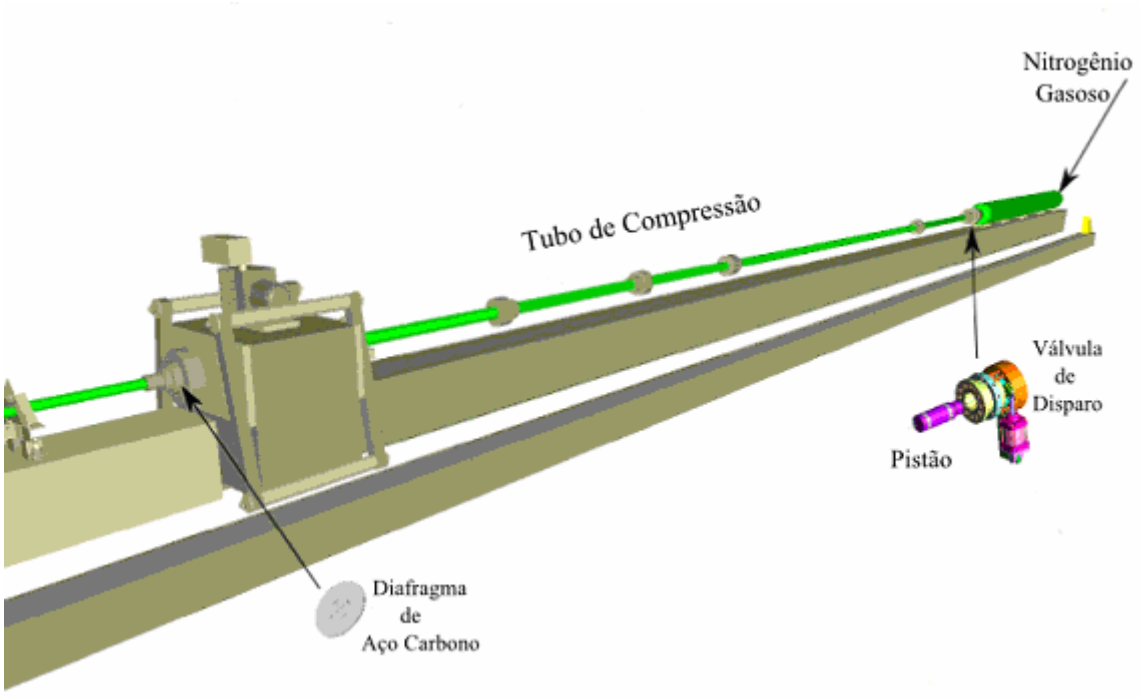


Figura 2.4 Vista geral do compressor a pistão livre da EAH do IEAv.

2.1.1 Equação do movimento do pistão

Considerando que todos os gases envolvidos no experimento se comportam como gás ideal e que os processos são isentrópicos, temos a expressão:

$$P \cdot (V)^{\gamma} = C \tag{2.1}$$

A expressão (2.1) para o tanque de alta pressão pode ser escrita:

$$P_{tap}(x) \cdot (V_{tap}(x))^{\gamma_{tap}} = C \tag{2.2}$$

Onde P_{tap}, V_{tap} e γ_{tap} são a pressão, o volume e a razão entre os calores específicos (*cp/cv*) para o tanque de alta pressão, respectivamente. x é a coordenada linear ao longo do tubo.

Diferenciando a expressão (2.1), temos:

$$dP_{tap} \cdot (V_{tap})^{\gamma_{tap}} + P_{tap} \cdot \gamma_{tap} \cdot (V_{tap})^{\gamma_{tap}-1} \cdot dV_{tap} = 0 \tag{2.3}$$

A expressão (2.3) pode ser reescrita como:

$$\frac{dP_{tap}}{P_{tap}} = -\gamma_{tap} \cdot \frac{dV_{tap}}{V_{tap}} \tag{2.4}$$

Sabemos que:

$$V_{tap}(x) = V_{tap}^{(0)} + A_{tap} \cdot x \tag{2.5}$$

Onde $V_{tap}^{(0)}$ é o volume inicial e A_{tap} é a área média da região interna do tubo.

Derivando a expressão (2.5), temos:

$$dV_{tap}(x) = A_{tap} \cdot dx \tag{2.6}$$

Substituindo a expressão (2.6) na expressão (2.4), temos:

$$\frac{dP_{tap}}{P_{tap}} = -\gamma_{tap} \cdot A_{tap} \cdot \left(\frac{dx}{V_{tap} + A_{tap} \cdot x} \right) \tag{2.7}$$

Integrando a expressão (2.7), temos:

$$\ln(P_{tap}) = -\gamma_{tap} \cdot \ln(V_{tap} + A_{tap} \cdot x) + C \tag{2.8}$$

Sabemos que no instante t=0, temos:

$$P(0) = P_{tap}^{(0)} \tag{2.9}$$

Resolvendo a expressão (2.8) utilizando a expressão (2.9), temos:

$$P_{tap} = (V_{tap} + A_{tap} \cdot x)^{-\gamma_{tap}} \cdot (V_{tap})^{\gamma_{tap}} \cdot P_{tap}^{(0)} \quad (2.10)$$

De maneira análoga, podemos escrever a expressão para o tubo de compressão:

$$P_{tc} = \left(\frac{1}{1-x} \right)^{\gamma_{tc}} \cdot P_{tc}^{(0)} \quad (2.11)$$

Onde P_{tc}, V_{tc} são a pressão e o volume e γ_{tc} é a razão entre os calores específicos (c_p/c_v) para o tubo de compressão.

A expressão da força resultante no pistão é:

$$F = (P_{tap} - P_{tc}) \cdot A_{tc} \quad (2.12)$$

Substituindo as expressões (2.10) e (2.11) na expressão (2.12), podemos deduzir a expressão que representa o movimento do pistão que é:

$$m_p \cdot \frac{d^2x}{dt^2} - A_{tc} \left[\left(\frac{V_{tap}}{V_{tap} + A_{tc} \cdot x} \right)^{\gamma_{tap}} \cdot P_{tap}^{0} - \left(\frac{1}{1-x} \right)^{\gamma_{tc}} \cdot P_{tc}^{(0)} \right] = 0 \quad (2.13)$$

Onde m_p é a massa do pistão.

Para um processo isentrópico, através da expressão (2.11) podemos escrever a relação de temperaturas no tubo de compressão:

$$\frac{T_{tc}}{T_{tc}^{(0)}} = \left(\frac{1}{1-x} \right)^{(\gamma_{tc}-1)} \tag{2.14}$$

Utilizando as expressões (2.11), (2.13) e (2.14), foram gerados alguns gráficos para melhor entendimento dos fenômenos ocorridos no compressor a pistão livre, utilizando nitrogênio gasoso no tubo de alta pressão e gás hélio no tubo de compressão.

Os resultados seguintes foram obtidos, como visto na Figura 2.5, variando o comprimento do tubo de compressão de (12 m, 15 m e 18 m) e mantendo-se constante os seguintes parâmetros:

- m_p = 13 kg;
- $P_{tap}^{(0)}$ = 12 MPa;
- $P_{tc}^{(0)}$ = 0,4 MPa;
- $\varnothing_i$ = 0,1 m.

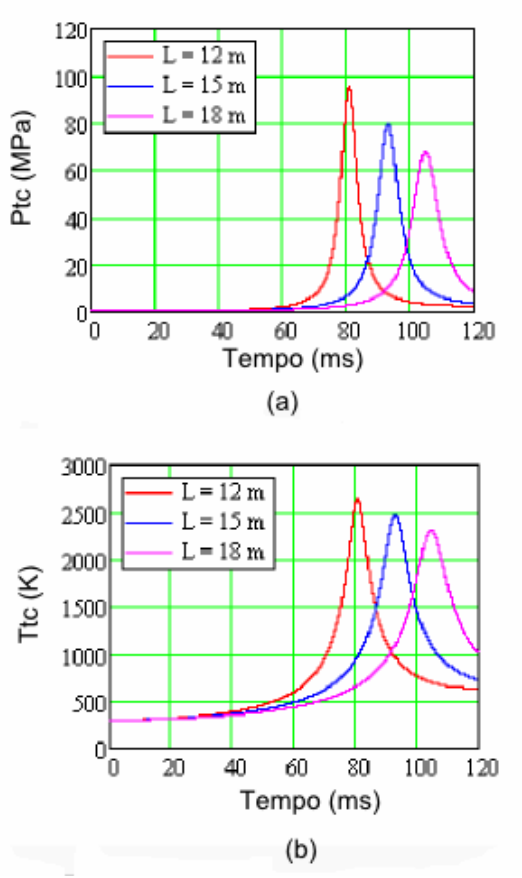


Figura 2.5 - P_{tc} (a) e T_{tc} (b) no final do tubo de compressão para diversos valores de L.

É possível verificar um decréscimo na pressão final, com o aumento do comprimento do tubo de compressão. Os picos de temperatura e de pressão ocorrem simultaneamente para cada um dos comprimentos de tubo. Apesar disto, nota-se que a dispersão nas distribuições de temperaturas são maiores, mesmo quando o gás é considerado ideal. Os efeitos de gás real, no entanto, farão com que as temperaturas finais não sejam tão altas quanto aquelas previstas no presente modelo.

Os resultados seguintes foram obtidos, como visto na Figura 2.6, variando a massa do pistão (10 kg, 13 kg e 16 kg), e mantendo-se constante os seguintes parâmetros:

- L= 15 m;
- $P_{tap}^{(0)}$ = 12 MPa;
- $P_{tc}^{(0)}$ = 0,4 MPa;
- $\varnothing_i$ = 0,1 m.

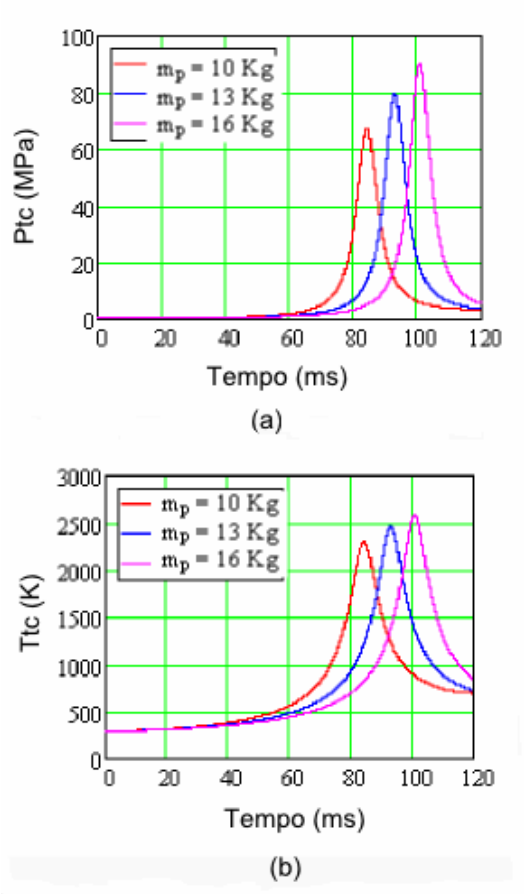


Figura 2.6 - P_{tc} (a) e T_{tc} (b) no final do tubo de compressão para diversos valores de m_p.

É possível verificar um aumento na pressão final, com o aumento da massa do pistão. Verifica-se o mesmo comportamento na comparação entre os gráficos da Figura 2.5, com relação à simultaneidade e largura das curvas entre pressão e temperatura.

Os resultados seguintes foram obtidos, como visto na Figura 2.7, variando a pressão no interior tanque de alta pressão (10 MPa, 12 MPa e 14 MPa), e mantendo-se constante os seguinte parâmetros

- L= 15 m;
- m_p = 13 kg;
- $P_{tc}^{(0)}$ = 0,4 MPa;
- $\varnothing_i$ = 0,1 m.

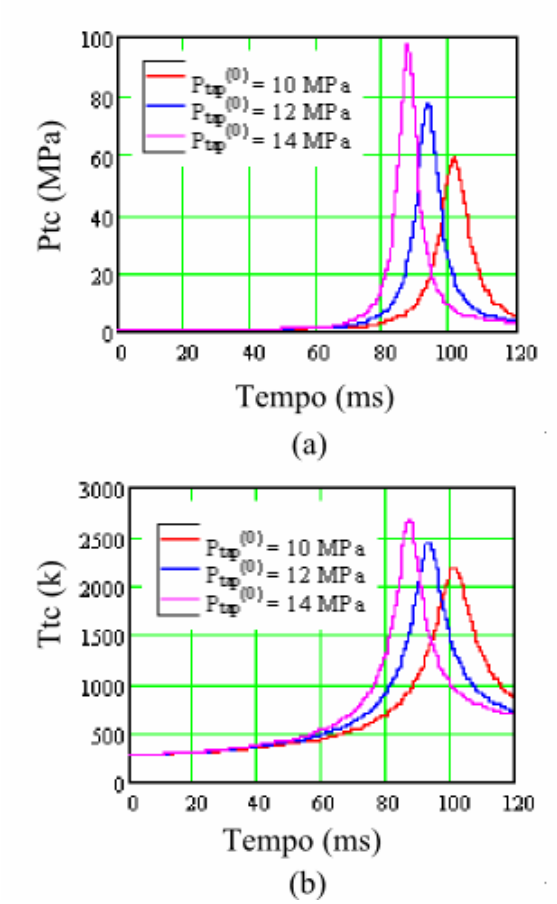


Figura 2.7 - P_{tc} (a) e T_{tc} (b) no final do tubo de compressão para diversos valores de $P_{tap}^{(0)}$

É possível verificar um aumento na pressão final, com o aumento da pressão inicial no tanque de alta pressão. Verifica-se o mesmo comportamento na comparação entre os gráficos da Figura 2.5, com relação à simultaneidade e largura das curvas entre pressão e temperatura.

Os resultados seguintes foram obtidos, como visto na Figura 2.8, variando a pressão no interior do tubo de compressão (0,3 MPa, 0,4 MPa e 0,5 MPa), e mantendo-se constante os seguintes parâmetros:

- L= 15 m;
- m_p = 13 kg;
- $P_{tap}^{(0)}$ = 12 MPa;
- $\varnothing_i$ = 0,1 m.

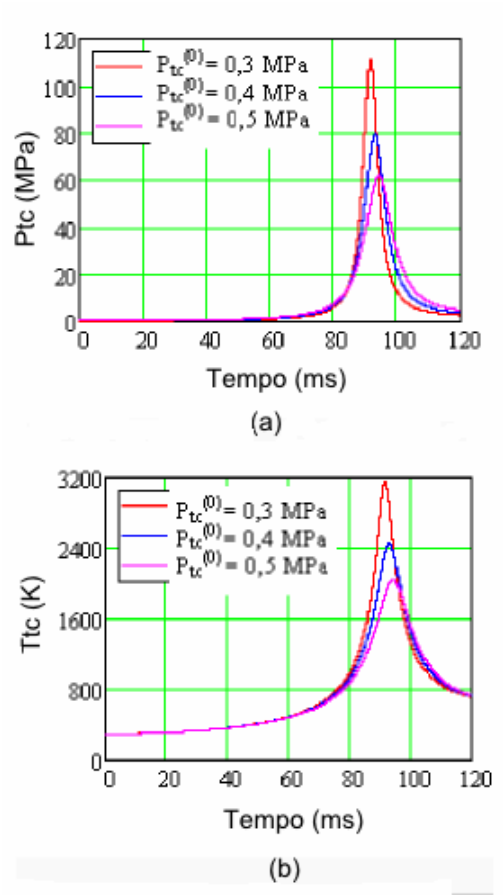


Figura 2.8 - P_{tc} (a) e T_{tc} (b) no final do tubo de compressão para diversos valores de $P_{tc}^{(0)}$

É possível verificar um decréscimo na pressão final, com o aumento da pressão inicial no interior do tubo de compressão. Verifica-se o mesmo comportamento na comparação entre os gráficos da Figura 2.5, com relação à simultaneidade e largura das curvas entre pressão e temperatura.

2.1.2 Tanque de alta pressão

O reservatório de alta pressão desempenha um papel importante, pois a energia necessária para a compressão e o aquecimento do gás presente no interior do tubo de compressão é dele extraída. O tanque de alta pressão tem uma capacidade de armazenamento de 0,5 m^3, suportando uma pressão máxima de trabalho de 30,4 MPa, sendo pressurizado com nitrogênio gasoso, como visto na Figura 2.9, fornecido por uma bomba criogênica da Cosmodyne que tem uma capacidade de transferência de 3,12 GPM (0,236 l/s) e uma pressão de trabalho de 20,68 MPa. A bomba criogênica trabalha acoplada a um tanque com capacidade de armazenamento de 500 litros de nitrogênio líquido.

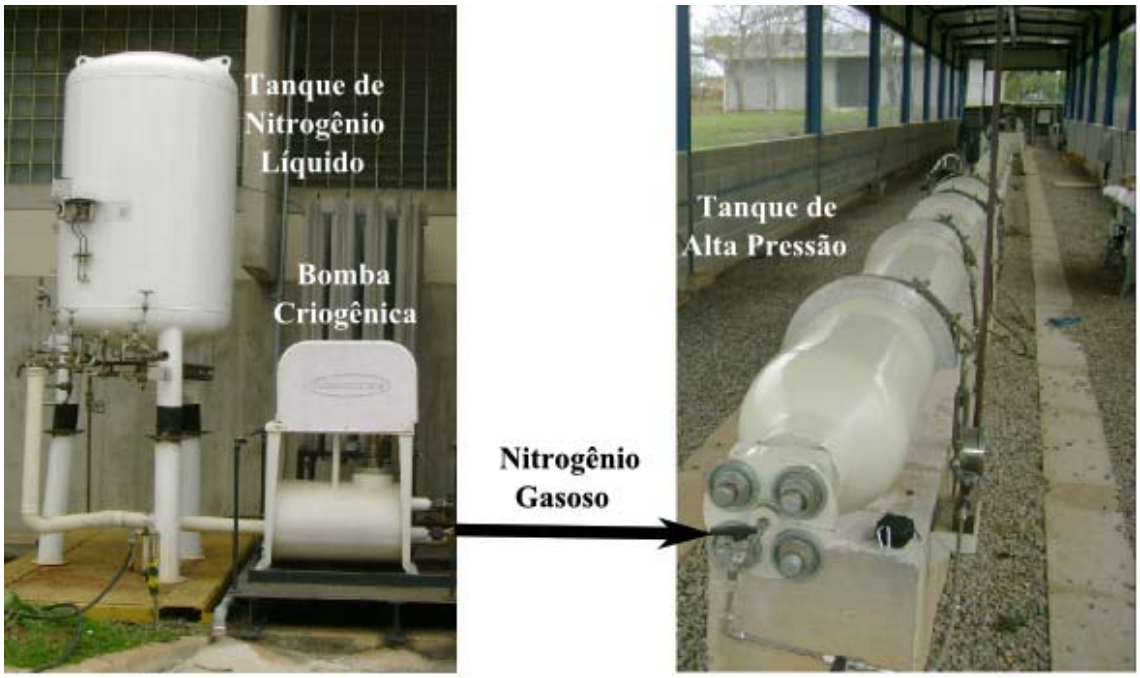


Figura 2.9 - Tanque de alta pressão e sistema de pressurização

2.1.3 Válvula de disparo

Convencionalmente a separação do tanque de alta pressão do tubo de compressão é feita por diafragmas, e o método de disparo consiste em algum dispositivo utilizado para romper este diafragma. No caso do LHM o diafragma foi substituído por uma válvula de disparo. A função da válvula de disparo, é liberar o gás a alta pressão para impulsionar o pistão no interior do tubo de compressão com energia suficiente para comprimir o gás de compressão alcançando temperaturas e pressões elevadas. No IEAv foi desenvolvido um sistema de disparo através de uma válvula eletropneumática que tem apresentado resultados satisfatórios. A válvula eletropneumática ou válvula de disparo, como apresentado na Figura 2.10, necessita de uma linha de ar comprimido para movimentar o sistema pneumático e um circuito eletrônico para comandar as válvulas de equalização, solenóide e de lançamento.



Figura 2.10 - Válvula de disparo.

A válvula de equalização tem a função de equilibrar as pressões internas permitindo os comandos de abrir e fechar, a válvula solenóide libera a entrada do ar comprimido (1,2 MPa) fazendo com que o braço pneumático tenha movimento, a válvula de lançamento empurra o pistão para uma posição em que ele seja impulsionado pelo gás a alta pressão, a válvula de vácuo evacua a região atrás do pistão, assegurando que ele não saia de sua posição e a válvula de segurança garante que se houver algum vazamento no sistema não

aconteça um disparo prematuro. A válvula de disparo apresenta algumas vantagens em relação aos outros métodos convencionais de disparo que são:

- Evitar que pedaços de diafragmas lançados pela expansão do gás do tanque de alta pressão venham danificar internamente o tubo de compressão;
- Ser acionada a distância;
- Melhor controle do momento do disparo;
- Permite abortar o disparo a qualquer instante com um simples reset; depois do disparo, ela retorna para a posição fechada conservando uma parcela do gás pressurizado no tanque de alta pressão.

2.1.4 pistão

O pistão tem a função de comprimir o gás do tubo de compressão, impedindo a sua fuga no sentido do tanque de alta pressão, a vedação do gás de compressão é feita através dos anéis de nylon, que apresentam ótima eficiência para evitar vazamentos, apesar de ocasionarem pequenos atritos. No compressor a pistão livre do IEAv, o pistão é confeccionado em aço carbono 1020 pesando aproximadamente 13 kg é mostrado na Figura 2.11, contendo anéis de borracha, ou viton, para a vedação interna com relação à válvula de disparo e anéis de vedação em nylon para impedir o vazamento do gás contido no interior do tubo de compressão.

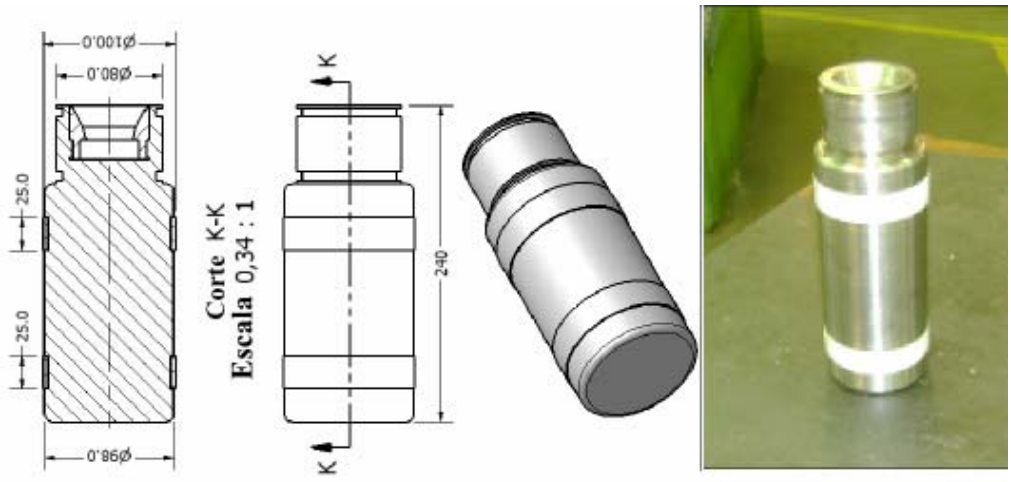


Figura 2.11 - Pistão.

2.1.5 Tubo de compressão

Para conseguir altas temperaturas e altas pressões é preciso que o tubo de compressão seja longo, por esse motivo, essa seção normalmente é uma união de tubos menores e brunidos internamente. O tubo de compressão do LHM mede ($\varnothing_i$ 0,1 m x $\varnothing_e$ 0,115 m x 15 m), divididos entre cinco tubos de comprimentos diferentes. Esses tubos precisam estar totalmente alinhados em relação aos diâmetros internos dos tubos unidos, pois o pistão possui anéis de vedação para impedir a fuga do gás contido no interior do tubo de compressão e qualquer desalinhamento entre os diâmetros internos dos tubos danificaria os anéis de vedação ou mesmo o próprio pistão. O método utilizado para alinhar os tubos da seção de compressão é relativamente simples. Utiliza-se um pistão de alinhamento confeccionado em nylon, na seção de união entre tubos com o pistão em posição, os parafusos daquela união deverão ser apertados. A Figura 2.12 mostra o tubo de compressão e o pistão na posição de alinhamento. Os gases mais utilizados em tubos de compressão são Hélio e Hidrogênio, que possuem baixo peso molecular, o que retarda a formação de efeitos de compressibilidade (ANDERSON, 1985) à frente do pistão.



Figura 2.12 - Tubo de compressão e pistão de alinhamento

2.1.6 Diafragma

O diafragma é utilizado no compressor a pistão livre para separar inicialmente o gás a ser comprimido pelo pistão e o vácuo existente na região de aceleração onde se encontra o modelo.

No Lançador Hipersônico de Massa os diafragmas são confeccionados em aço carbono 1020 e possuem concentradores de tensão que são os rasgos em forma de X presentes em um dos lados como visto na Figura 2.13, onde a função do rasgo é favorecer a sua ruptura do diafragma.

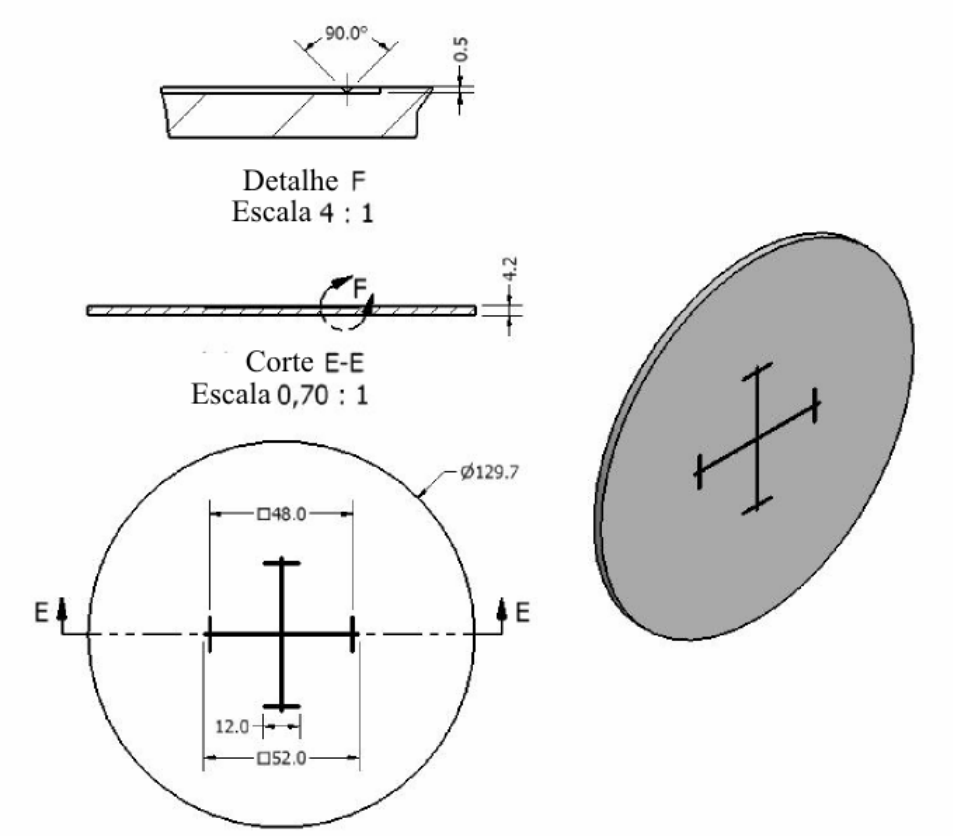


Figura 2.13 - Diafragma.

As características mais importantes para a confecção do diafragma são: material, espessura, profundidade e ângulo do rasgo. Os diafragmas são posicionados no final do tubo de compressão, onde se atinge as maiores temperaturas e pressões e a repetibilidade de abertura é um fator limitante para

um bom funcionamento de um compressor a pistão livre. O mecanismo de ruptura do diafragma tem uma duração da ordem de milisegundos (ms). Ao sofrer uma carga de pressão inicia-se um processo de deformação do diafragma, como visto na Figura 2.14, que vai evoluindo até que nas regiões reduzidas pelos concentradores de tensão fiquem frágeis e conseqüentemente ocorra a ruptura.



Figura 2.14 - Evolução da deformação do diafragma até a ruptura.

2.1.7 Painel de controle dos gases da seção de compressão

O painel de controle dos gases da seção de compressão é responsável pelo enchimento do gás de compressão e monitoramento da pressão no interior do tubo de compressão. O painel de controle como visto na Figura 2.15. Ele está fixado numa base inercial para evitar danos aos seus componentes devido à grande vibração do compressor a pistão livre durante o seu disparo. Ele é composto por dois manômetros, quatro válvulas esferas e uma chave de acionamento da bomba de vácuo da marca PFEIFFER que possui uma capacidade de bombeamento de 30 m^3/h, onde cada componente tem a função:

a) Válvula de vácuo: permite fazer vácuo no interior tubo de compressão Para isso é preciso que a bomba de vácuo esteja ligada e as válvulas

reguladora de pressão do cilindro de gás Hélio e válvula de escape estejam na posição de fechadas, além de as válvulas M1 e M2 estejam na posição de abertas;

b) Válvula M1: na posição de aberta monitora a pressão no interior do tubo de compressão e a leitura é feita pelo manômetro (0–10 MPa);

c) Válvula M2: na posição de aberta monitora a pressão no interior do tubo de compressão e a leitura é feita pelo manômetro (0,1–1 MPa);

d) Válvula de escape: alivia a pressão no interior do tubo de compressão para a atmosfera.



Figura 2.15 - Painel de controle dos gases da seção de compressão

2.2 Seção de aceleração

É a seção que acelera o modelo a velocidade hipersônica. Com o disparo do compressor a pistão livre, o modelo que no início permanecia em repouso após um intervalo de alguns milisegundos, é lançado no interior do tubo a velocidade supersônica, sendo injetado numa região contendo uma mistura energética, composta por um combustível, um oxidante e um diluente. A onda de choque formada no nariz do modelo é refletida nas paredes do tubo concentrando-se na sua traseira e produz um aumento de temperatura suficiente para detonar a mistura energética criando uma onda de detonação que gera um empuxo que empurra o modelo, por fim aumentando a sua aceleração.

A modelagem analítica utiliza um volume de controle em uma dimensão e assume um escoamento quasi-estável (HERTZBERG et. al., 1988; BRUCKNER et. al., 1991; KNOWLEN e BRUCKNER, 1992). A Figura 2.16 mostra alguns dos parâmetros do modelamento. O empuxo, F , e o coeficiente de empuxo, τ , podem ser obtidos através da expressão (2.15), assumindo escoamento de gás ideal e caloricamente perfeito.

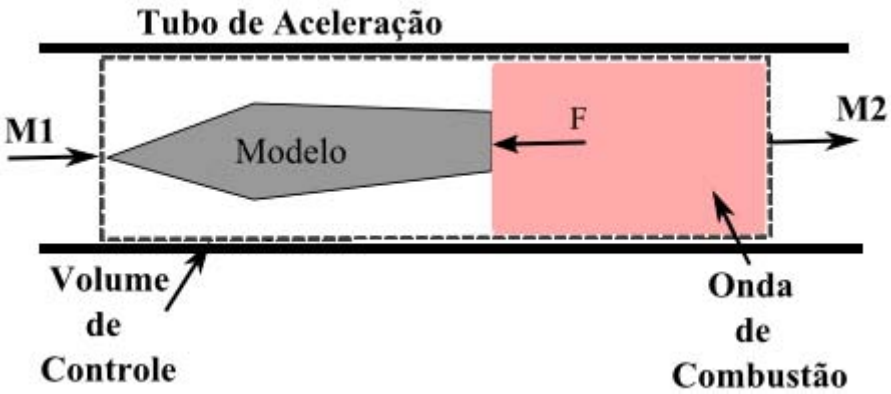


Figura 2.16 Volume de controle ao redor do modelo e onda de detonação

$$\tau = \frac{F}{P_1 \cdot A} = \frac{\gamma_1 \cdot M_1}{\gamma_2 \cdot M_2} \cdot (1 + \gamma_2 \cdot M_2^2) \cdot \left[\left(\frac{\gamma_2 - 1}{\gamma_1 - 1} \right) \cdot \left(\frac{1 + \frac{(\gamma_1 - 1)}{2} + Q}{1 + \frac{(\gamma_2 - 1) \cdot M_2^2}{2}} \right) \right]^{\frac{1}{2}} - (1 + \gamma_1 \cdot M_1^2) \quad (2.15)$$

Sendo F o empuxo aplicado ao modelo, P_1 a pressão total da mistura energética, M_1 o numero de Mach do escoamento entrando no volume de controle, M_2 o numero de Mach do escoamento saindo do volume de controle, $Q = \frac{\Delta q}{cp_1 \cdot T_1}$, é o calor liberado pela reação de combustão, Δq é o calor da combustão, cp_1 e T_1 são o calor especifico e a temperatura da mistura energética a pressão constante.

2.2.1 Velocidade de detonação de Chapman-Jouguet da mistura

A velocidade de detonação de Chapman-Jouguet da mistura (V_{cj}) é a velocidade da onda de detonação gerada pela reação de combustão da mistura energética (KUO, 2005). Durante a sua propagação ela apresenta regiões de mudanças nas propriedades do escoamento. Uma dessas mudanças é o aumento significativo da pressão que, conseqüentemente, irá aumentar o empuxo aplicado ao modelo, incrementando a sua velocidade. A Figura 2.17 mostra resultados experimentais da dependência do coeficiente de empuxo, τ, com a razão das velocidades de injeção do modelo, V_i e V_{cj} (HERTZBERG et. al., 1991).

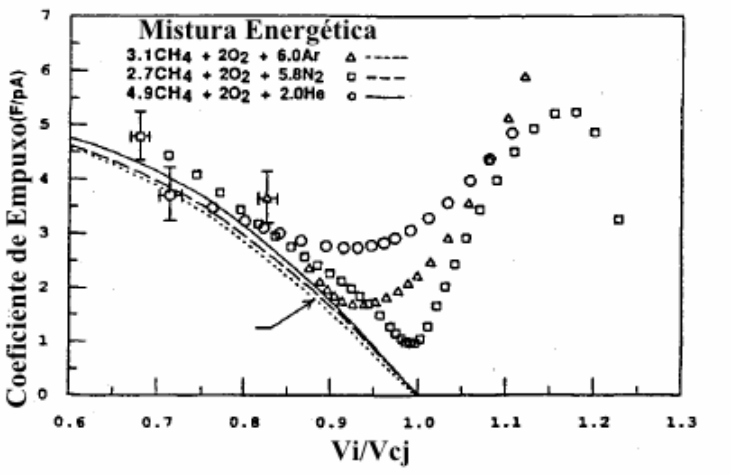


Figura 2.17 - A dependência entre o τ e a razão V_i e a V_{cj}
Fonte (HERTZBERG et. al., 1991).

Foram utilizadas três misturas energéticas, cada uma com um diferente diluente. Através do gráfico é observado que:

e) A razão V_i/V_{cj} interfere no, coeficiente de empuxo, τ, conseqüentemente variando a aceleração do modelo;

f) As misturas apresentam comportamentos diferentes;

g) No modelamento teórico quando $V_i = V_{cj} \rightarrow \tau = 0$, não há aceleração no modelo.

h) τ aumenta quando $V_i > V_{cj}$ é a condição de trabalho favorável, para todas as misturas.

Os valores de V_{cj} são calculados onde os resultados mais precisos podem ser obtidos usando uma formulação que considera a variação das propriedades entre reagentes e produtos e com a dissociação dos produtos nas altas temperaturas, alcançadas após a onda de detonação. Outra maneira de obter resultados com valores próximos aos medidos experimentalmente é utilizar os programas como Gaseq, Teqworks.

2.2.2 Regimes de propulsão dos modelos

Existem três regimes de propulsão que são o subdetonativo, transdetonativo e superdetonativo, como visto na Figura 2.18. No subdetonativo a V_i é menor que V_{cj} ($V_i < 0{,}9V_{cj}$). Como observado na Figura 2.17 para algumas misturas energéticas o coeficiente de empuxo nessa faixa tende a aumentar. No regime subdetonativo as ondas de detonação se formam atrás do modelo. A medida que a V_i se aproximar de V_{cj}, a tendência é que as ondas de detonação aproximem do modelo (HEZERBERG et. al., 1991; KNOWLEN e SASOH, 1998).

O regime transdetonativo é uma transição entre o regime subdetonativo e o regime superdetonativo, onde 0,9 $V_{cj} < V_i < 1.1\ V_{cj}$ (BURNHAM et. al., 1990) e as ondas de detonação estão mais próximas do modelo com uma parcela dessas ondas atuando em sua cauda. No regime superdetonativo V_i maior que V_{cj} ($V_i > 1{,}1V_{cj}$), onde as ondas de detonação surgem sobre o corpo do modelo e a parede do tubo da seção aceleração.

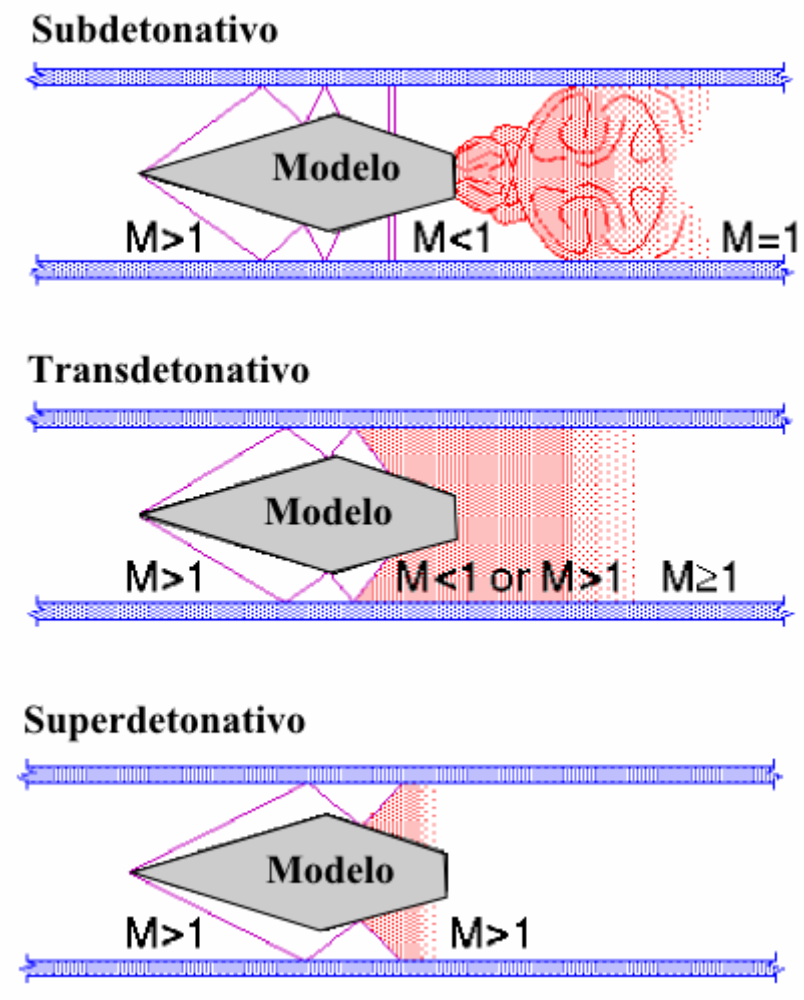


Figura 2.18 Regimes de propulsão.

Fonte: www.aa.washington.edu/AERP/ramac

As maiores relações encontradas para o regime de propulsão superdetonativo foram quando V_i se aproximava de 1,5 V_{cj} (KULL et. al., 1989; HEZERBERG et. al., 1991) e quando V_i se aproximava de 1,57 V_{cj} (SEILER et. al., 1996). A

máxima relação que o regime superdetonativo poderá alcançar será $V_i = 2\ V_{cj}$. Num exemplo para uma mistura contendo hidrogênio que possua V_{cj} entre 3000 e 4000m/s (YUNGSTER e BRUCKNER, 1992), a velocidade do modelo poderá alcançar valores entre 7000 e 9000m/s.

2.2.3 Sabot e modelo

O sabot e o modelo, juntamente com o diafragma de aço carbono, como visto na Figura 2.19, desempenham um papel muito importante no LHM. A combinação dos três elementos é primordial para um ensaio bem sucedido.

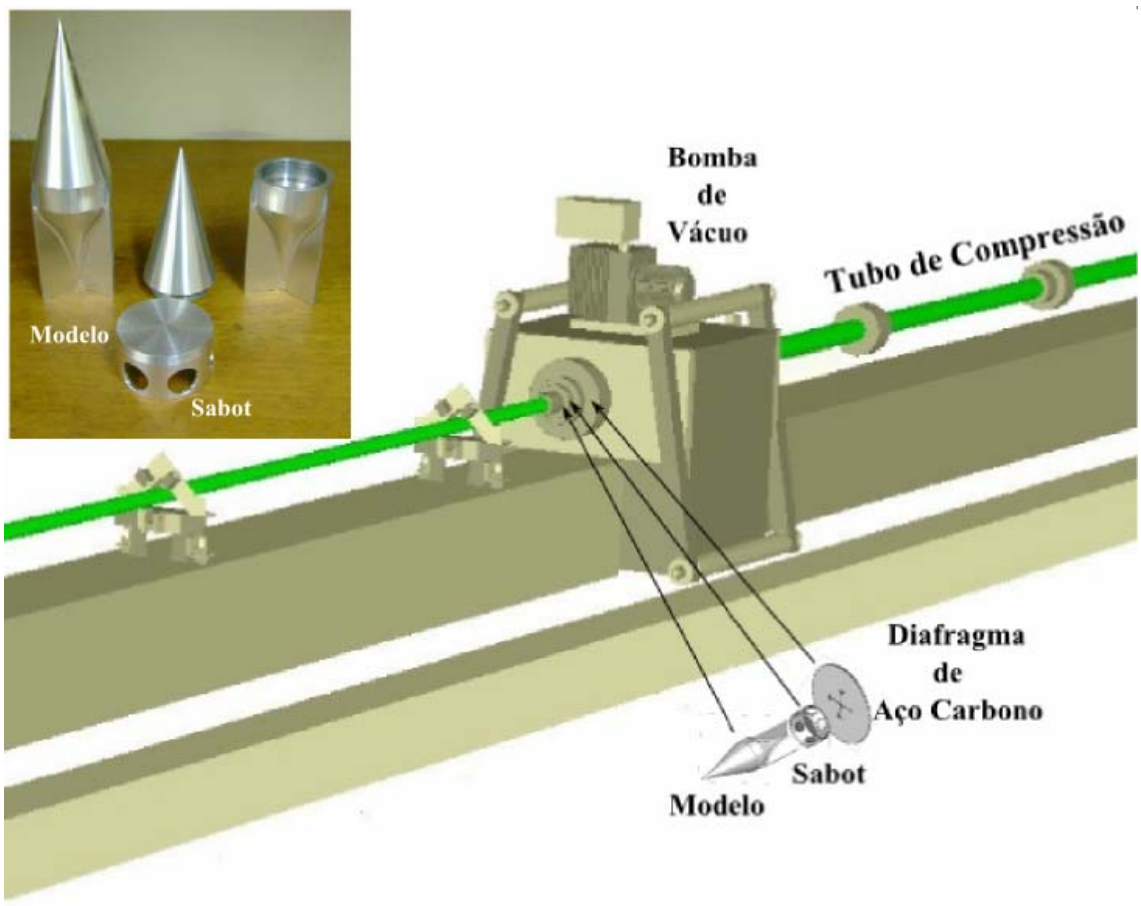
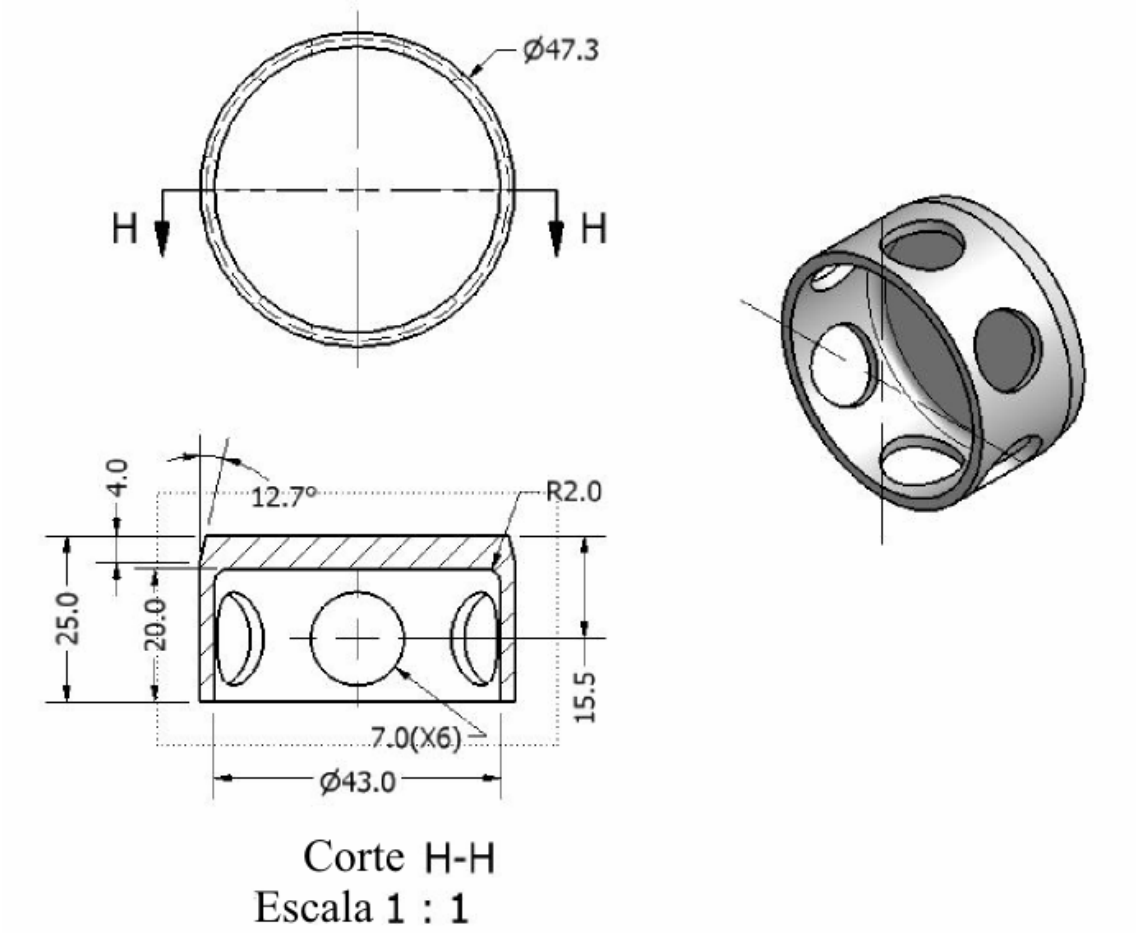


Figura 2.19 Disposição do modelo, sabot e diafragma de aço carbono no LHM.

O sabot, como visto na Figura 2.20, é o componente que primeiro sofre a ação das altas pressões e temperaturas do gás de compressão emanado pela ruptura do diafragma de aço carbono. Ele dissipa uma parcela dessa energia que poderia danificar o modelo e ao mesmo tempo aumenta a área de contado

do modelo com escoamento produzido pela seção de compressão. O sabot é confeccionado em alumínio aeronáutico e possui um formato aerodinâmico menos favorável do que o modelo. Por esse motivo atinge velocidades menores, fazendo que ele seja desacelerado dentro do tubo de aceleração ao encontrar as ondas de detonação da mistura energética em sentido contrário ao seu movimento. No regime subdetonativo ele ignita a mistura energética.



.Figura 2.20 - Sabot

O modelo é o componente que é acelerado a velocidades hipersônicas, possui geometria aerodinâmica que o mantém justamente posicionado no centro do tubo da seção de aceleração. Deve possuir resistência material suficiente para suportar as altas temperaturas geradas pelas ondas de detonação (HIGGINS et.. al., 1993; KNOWLEN et. al., 1994). O modelo utilizado no IEAv, como visto

na Figura 2.21, pesa 0,13 kg e possui 3 aletas, sendo confeccionado em alumínio aeronáutico e produzido em duas partes. Alguns parâmetros são importantes para o projeto de um modelo, sendo eles o ângulo do cone ao nariz, o diâmetro da garganta, o número de aletas e os materiais para sua confecção. Além do alumínio aeronáutico, o modelo pode ser confeccionado por uma liga de magnésio e alumínio ou por uma liga de titânio (KNOWLEN et. al., 1995).

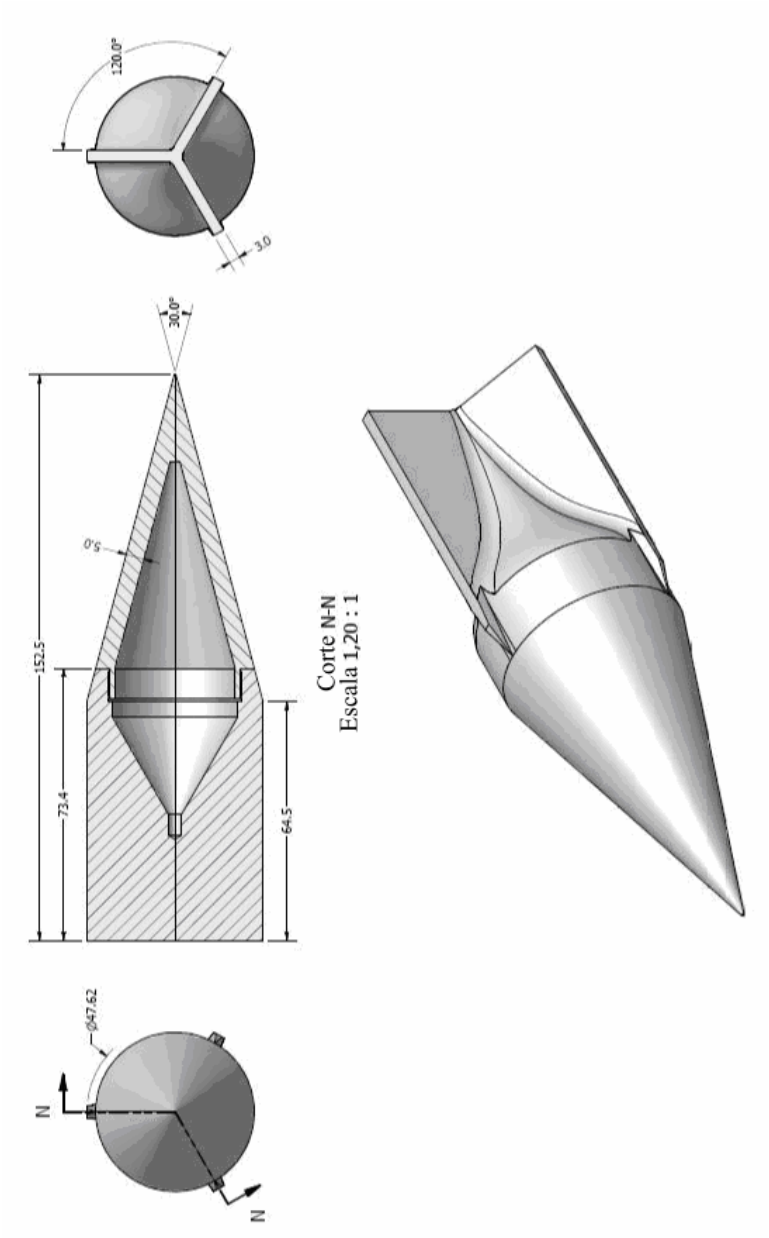


Figura 2.21 - Modelo.

2.2.4 Estágios de aceleração no Ram Accelerator

Com a ruptura do diafragma de aço carbono o modelo é lançado no interior da seção de aceleração do tubo e viaja em um ambiente a baixa pressão numa distância de 6 metros até atingir a velocidade supersônica próxima à saída de exaustão, onde os gases vindos da seção de compressão são liberados para a atmosfera. À frente da saída de exaustão o modelo encontra uma seção contendo uma mistura energética. Ao penetrar nesta seção ocorre a combustão da mistura energética gerando ondas de detonação que aceleram o modelo. Na sequência, o modelo adentra a outro estágio contendo uma mistura mais energética que a primeira, com velocidade de Chapman-Jouguet maior. Para se incrementar mais ainda a velocidade do modelo, pode-se colocar vários estágios na sequência com misturas energéticas crescentes (BRUCKNER et. al., 1991).

O Ram Accelerator do LHM possui três estágios ou seções de aceleração como visto na Figura 2.22, onde cada seção mede ($\varnothing_i$ 0,04924 m x $\varnothing_e$ 0,06032 m x 2 m). As seções são separadas por diafragmas de alumínio (0,0008 m de espessura) que fazem a vedação impedindo a fuga dos gases gerados pelas misturas energéticas.

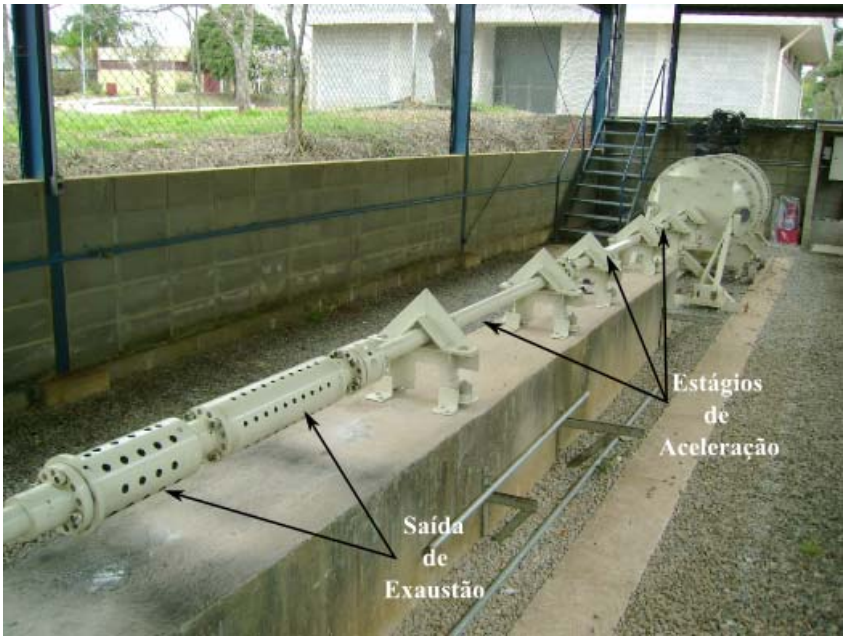


Figura 2.22 - LHM com três estágios de aceleração e saída de exaustão

2.2.5 Tanque de recuperação

O tanque de recuperação tem a função de desacelerar o movimento do modelo até pará-lo, sem oferecer riscos às pessoas envolvidas no experimento e permitir também que sejam efetuadas algumas medições através de técnicas não intrusivas. O LHM possui um tanque de recuperação (∅ 1,0 m x 2,5 m) como visto na Figura 2.23, com duas janelas transparentes de observação nas laterais (∅ 0,158 m), e fixado na tampa de vedação um tubo ($\varnothing_i$ 0,13178 m x $\varnothing_e$ 0,1683 m x 1,5 m) onde são colocados discos de parafina (∅ 0,1 m x 0,5 m) para desaceleração do modelo.



Figura 2.23 - Tanque de recuperação do LHM

2.2.6 Painel de controle dos gases da seção de aceleração

O painel de controle dos gases do Ram Accelerator da seção de aceleração é responsável pelo enchimento dos gases e monitoramento da pressão no interior das seções de aceleração. O painel de controle, Figura 2.24, está

fixado numa base inercial para evitar danos aos seus componentes devido à vibração do compressor a pistão livre durante o seu disparo.



Figura 2.24 - Painel de controle dos gases do Ram Accelerator na seção de aceleração e sensor de pressão.

O painel é composto por três seções (seção 1, seção 2 e seção 3), onde cada seção contém um manômetro, três válvulas esferas e três válvulas agulhas, onde cada componente tem a função especificada abaixo:

i) Válvula de vácuo: permite evacuar o interior de cada estágio/seção. Para isso é preciso que a bomba de vácuo esteja ligada e as válvulas de escape, de combustível, de diluente e de oxidante estejam na posição de fechadas, além de as válvulas de vácuo, do sensor e da válvula de alta pressão na entrada do tubo da seção estejam na posição de abertas;

j) Válvula de combustível: permite pressurizar o interior de cada estágio/seção com o gás combustível. Para isso é preciso que as

válvulas do diluente, do oxidante, do vácuo e de escape estejam na posição de fechadas, além de as válvulas reguladoras de pressão do cilindro de gás combustível, do combustível e do sensor estejam na posição de aberta. A leitura da pressão no interior da seção é feita pelo manômetro (0 – 6 MPa), Figura 2.24, ou digitalmente por um multímetro acoplado ao sensor de pressão.

k) Válvula do diluente: permite pressurizar o interior de cada estágio/seção com o gás diluente. Para isso é preciso que as válvulas do combustível, do oxidante, de vácuo e de escape estejam na posição de fechadas e as válvulas reguladoras de pressão do cilindro de gás diluente e do sensor, estejam na posição de aberta. A leitura da pressão no interior da seção é feita pelo manômetro (0 – 6 MPa), Figura 2.24, ou digitalmente por um multímetro acoplado ao sensor de pressão.

l) Válvula do oxidante: permite pressurizar o interior de cada estágio/seção com o gás oxidante. Para isso é preciso que as válvulas do diluente, do combustível, de vácuo e de escape, estejam na posição de fechadas e, as válvulas reguladoras de pressão do cilindro de gás oxidante e do sensor, estejam na posição de abertas. A leitura da pressão no interior da seção é feita pelo manômetro (0 – 6 MPa), Figura 2.24, ou digitalmente por um multímetro acoplado ao sensor de pressão.

m) Válvula de escape: permite aliviar a pressão no interior do tubo das seções de aceleração para a atmosfera;

n) Válvula do sensor: permite que seja feita a leitura digital da pressão no interior do tubo das seções de aceleração.

O diagrama de funcionamento do painel de controle dos gases da seção de aceleração está representado na Figura 2.25 Nele também é visto uma válvula de alta pressão, a qual fica fora do painel de controle, junto ao tubo das seções

de aceleração. A função da válvula de alta pressão é proteger os componentes do painel quando houver uma elevada variação de pressão. Para que isso ocorra é preciso que a válvula esteja na posição de fechada.

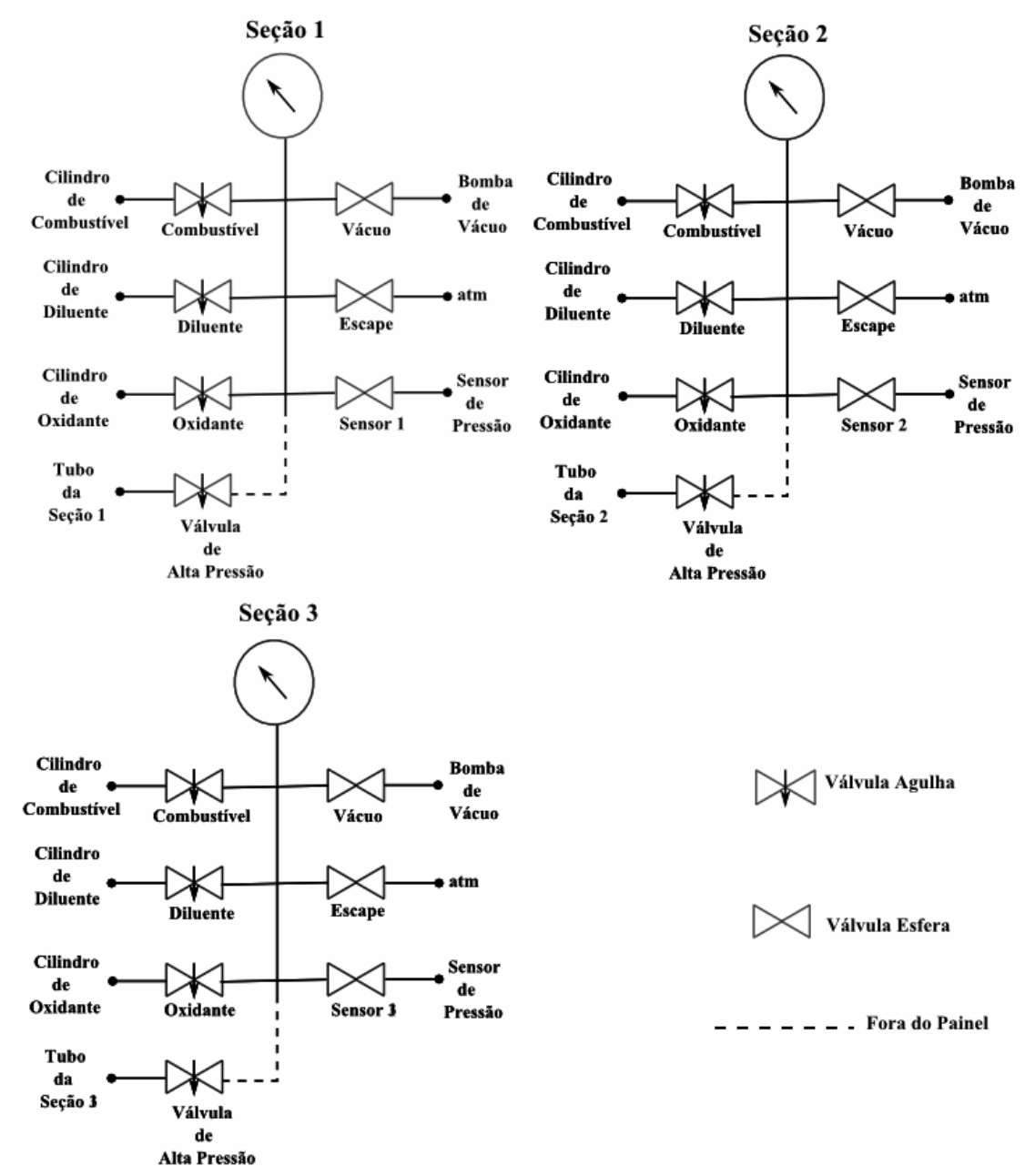


Figura 2.25 - Diagrama de funcionamento do painel de controle de gases da seção de aceleração

Durante a operação de enchimento dos gases nas seções de aceleração, para valores pequenos de pressões parciais das substâncias contidas na mistura energética, a visualização dos valores através dos manômetros analógicos é impossível, diante disto, há necessidade de se utilizar um medidor de pressão que apresente uma leitura digital e precisa, o sensor de pressão da marca BELL ε HOWELL posicionado atrás do painel de controle dos gases da seção de aceleração tem está finalidade e apresenta de forma linear uma variação de 0,75 mv/0,1 MPa, como visto na Figura 2.26 através da curva de calibração obtida experimentalmente. O sensor de pressão está acoplado a uma fonte de tensão de 28 volts DC e a visualização da medida é feita em um multímetro digital.

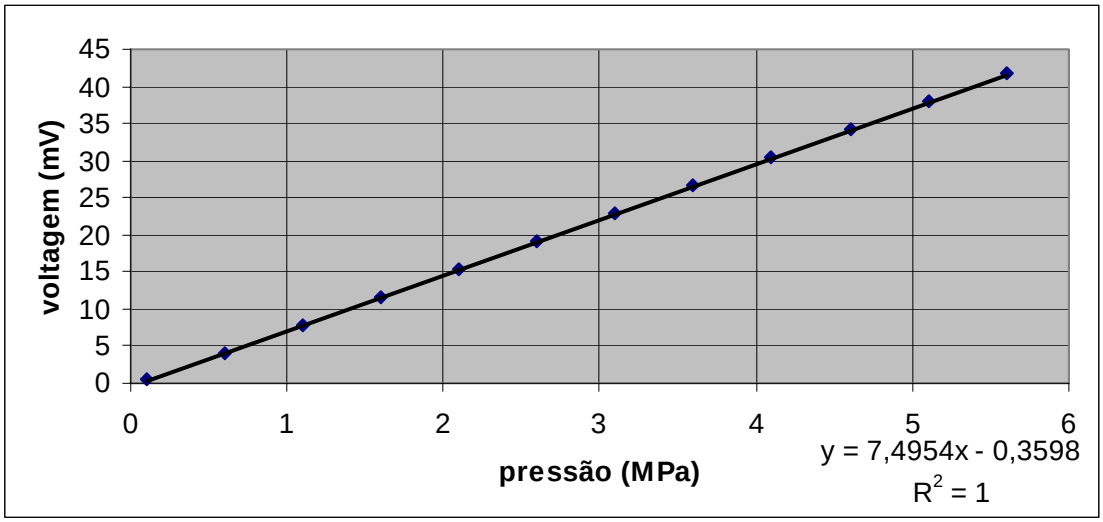


Figura 2.26 - Curva de calibração do sensor de pressão do painel de controle.

3 PROCEDIMENTO E OPERAÇÃO

A sequência operacional e os procedimentos para o LHM foram estudados e desenvolvidos durante este trabalho e são, de maneira resumida, descritos abaixo.

Para operar o compressor a pistão livre é preciso seguir as seguintes etapas:

- Encaixar o pistão na válvula de disparo e verificar se há vazamentos;
- Colocar o diafragma de aço carbono, ou um tampão se for de interesse, no final da seção de compressão e verificar os apertos dos parafusos;
- Instalar toda a instrumentação, verificar se os transdutores de pressão e o gatilho do osciloscópio estão funcionando através de um impacto com um martelo na estrutura próxima aos transdutores de pressão;
- Fazer vácuo no tubo de compressão e logo após pressurizá-lo com o gás de compressão (gás hélio), monitorando sempre a pressão no interior do tubo de compressão antes do disparo;
- Ligar o compressor de ar que alimenta o sistema pneumático da válvula de disparo;
- Acionar a bomba criogênica para fornecer a pressão necessária para o tanque de alta pressão (nitrogênio gasoso). O sistema de enchimento do nitrogênio gasoso possui uma válvula de segurança que desarma numa pressão de trabalho próxima a 12,5 MPa;
- Verificar se todas as válvulas do painel de controle de gases da seção de compressão estão na posição fechada;
- Acionar a válvula de disparo. Esse dispositivo é comandado por um circuito eletrônico que deve obedecer aos comandos:

a) Colocar a válvula de vácuo na posição de aberta**;**

b) Colocar a válvula de segurança na posição de fechada;

c) Acionar a válvula de equalização. Ficar atento quanto à ocorrência de algum imprevisto, pois o circuito eletrônico permite abortar a operação imediatamente;

d) Acionar a válvula solenóide e observar se o braço pneumático movimenta-se;

e) Acionar a válvula de lançamento.

Na *primeira fase* dos ensaios, no compressor a pistão livre, é preciso encontrar os limites de pressão que ofereçam condições favoráveis ao lançador hipersônico de massa, proporcionando maior segurança ao operador. Como nesta etapa de operação não é interessante que o diafragma se rompa, deve-se colocar um tampão no final da seção de compressão. Com base nos parâmetros citados no tópico 2.1.1 decidiu-se operar o compressor variando a pressão inicial no tubo de compressão e mantendo-se constante os outros parâmetros, essa variação provoca uma alteração mais significativa na pressão e temperatura no final de seção de compressão.

Dados experimentais para a operação do compressor a pistão livre:

- m_p = 13 kg;
- $P_{tap}^{(0)}$ = 12 MPa;
- $P_{tc}^{(0)}$ =(0,3 , 0,4 e 0,5) MPa;
- $\varnothing_i$ = 0,1 m;
- L = 15 m.

. A leitura da pressão é feita utilizando-se dois transdutores de pressão da marca Kistler (6207 K – 500 MPa), como visto na Figura 2.27, dois

amplificadores da Kistler para os transdutores e um osciloscópio da marca Tektronics TDS 2014.

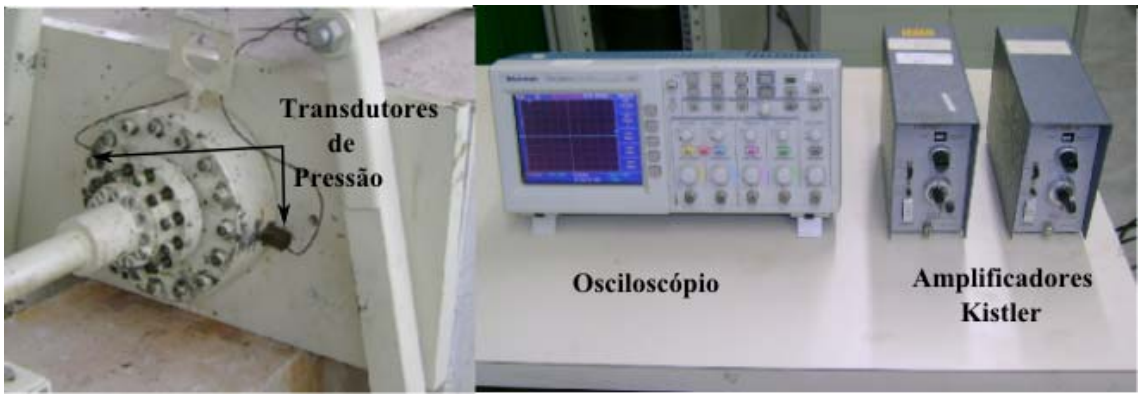


Figura 2.27 - Instrumentação utilizada no compressor a pressão livre.

A *segunda fase* de ensaios no compressor a pistão livre é caracterizar o diafragma de aço carbono, definindo a pressão de ruptura em função dos parâmetros que são:

- Espessura do diafragma e;
- Profundidade do rasgo.

As dimensões dos diafragmas utilizados são:
:

- Diafragma de 0,003 m de espessura e 0,0003 m de profundidade de rasgo;
- Diafragma de 0,0042 m de espessura e 0,0007 m de profundidade de rasgo;
- Diafragma de 0,0042 m de espessura e 0,0005 m de profundidade de rasgo.

Nestes ensaios se a pressão remanescente à frente do pistão não for suficientemente elevada para garantir a parada do pistão após a abertura do diafragma, pode ocorrer à colisão do pistão com o final da seção de compressão e consequentemente ocasionar seu travamento, causando grandes transtornos na preparação dos próximos ensaios. Um dos métodos utilizados para que o pistão não fique travado é colocar dentro do tubo de compressão, junto ao final da seção de compressão, um anel de amortecimento. O material indicado para a confecção desse anel de amortecimento é o poliuretano. Outro método é fazer com que o diafragma rompa com uma pressão próxima à máxima que pode ser obtida pela seção de compressão.

Para operar a seção de aceleração é preciso seguir as etapas:

- O modelo e o sabot devem ser colocados na seção de aceleração juntamente com o diafragma de aço carbono;
- Colocar o diafragma de alumínio antes da saída de exaustão e verificar se há vazamentos;
- Colocar os discos de parafina no tubo que está no interior do tanque de recuperação;
- Instalar toda a instrumentação, verificar se os transdutores de pressão e o gatilho do osciloscópio estão funcionando através de um impacto na estrutura próxima aos transdutores de pressão com um martelo metálico;
- Colocar os diafragmas de alumínio nos estágios de aceleração e verificar se há vazamento;
- Pressurizar os estágios de aceleração com a mistura energética. Esta etapa requer alguns cuidados adicionais:

a) Utilizar os equipamentos de proteção individual;

b) Evitar a presença de pessoas na área próxima à saída de exaustão;

c) Pressurizar em primeiro lugar o combustível, depois o diluente e, por último, o oxidante**;**

d) Utilizar o sensor de pressão, a fonte de 28 VDC e o multímetro como equipamentos de leitura da pressão no enchimento dos gases da mistura energética;

e) Após encher os estágios de aceleração, fechar a válvula de alta pressão.

A leitura da pressão de cada estágio é feita utilizando-se dois transdutores de pressão da marca PCB 109 ligados a um osciloscópio da marca Tektronics TDS 2014.

A *primeira fase* de ensaios na seção de aceleração consiste em medir a velocidade de injeção (V_i) e a partir dela escolher o regime de propulsão a ser adotado,

A *segunda fase* de ensaios é desenvolvida tomando-se como base o regime de propulsão adotado. Deve-se, neste estágio, calcular as concentrações necessárias dos reagentes da mistura para que se consiga a velocidade de Chapman Jouguet desejada.

O método utilizado para medir a velocidade média do modelo na seção de aceleração é simples, basta dividir a distância entre dois transdutores de pressão pelo tempo gasto no deslocamento pelo modelo entre esses transdutores.

Nesta fase de ensaios, a preparação do experimento, como descrito nos procedimentos acima, pode durar semanas, então, um dado experimental perdido é altamente indesejável e pensando-se nisto foi desenvolvido um sistema alternativo para medir a velocidade do modelo. Este consiste em colocar um fio de cobre muito fino, de 0,0005 m de diâmetro, perpendicular à trajetória do modelo, cujas extremidades estão conectadas a um circuito de alta

velocidade, como visto na Figura 2.28. Ao modelo atingir o fio, este se parte provocando uma resistência infinita e o circuito responde com uma transição positiva. O circuito eletrônico tem a opção de monitorar seis pontos de leitura simultaneamente.

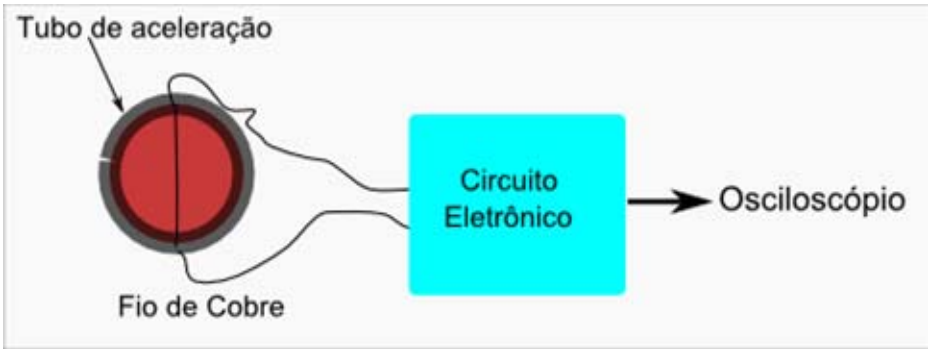


Figura 2.28 Sistema alternativo utilizado para medir a velocidade do modelo

4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

Os resultados experimentais, como vistos na Figura 2.29 foram obtidos na *primeira fase* dos ensaios do compressor a pistão livre.

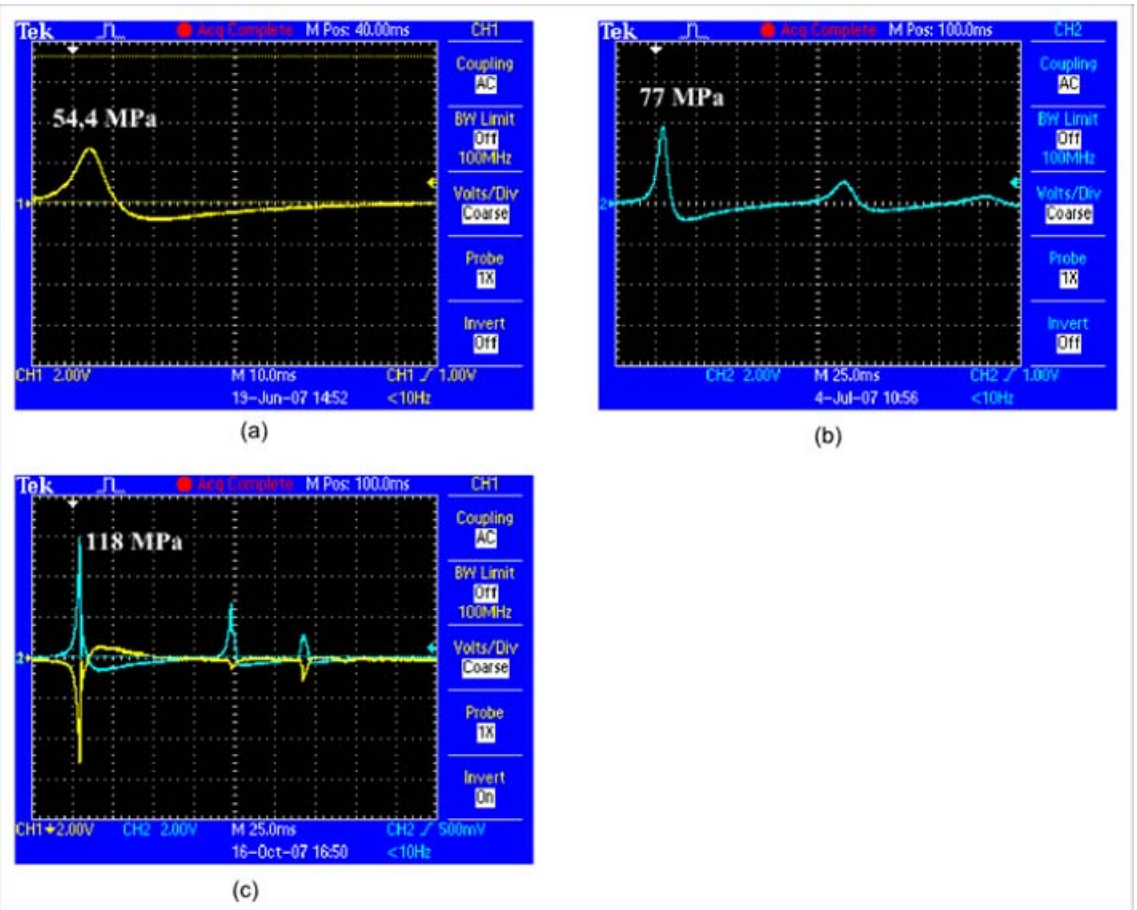


Figura 2.29 - Pressão final no CPL para diversos valores de Ptc(0): (a) 0,5 MPa, (b), 0,4 MPa e (c) 0,3 MPa.

A calibração entre os transdutores de pressão da Kistler e o osciloscópio tektronics está configurada para 40 MPa / divisão (2 volts).

Os dados experimentais demonstrados na Figura 2.29 (a) foram obtidos utilizando uma pressão no interior do tubo de compressão de 0,5 MPa, onde observou-se que:

- A pressão máxima alcançada no final da seção de compressão é de 54,4 MPa, resultado próximo ao encontrado no tópico 2.1.1, que foi 62,0 MPa;
- A máxima pressão ocorre no instante de 13,8 ms;
- O pulso de pressão possui um período próximo a 20 ms;
- Foi utilizado somente um transdutor de pressão para a leitura da pressão.

Os dados experimentais demonstrados na Figura 2.29 (b) foram obtidos utilizando uma pressão no interior do tubo de compressão de 0,4 MPa, onde observou-se que:

- A pressão máxima alcançada no final da seção de compressão é de 77 MPa, resultado próximo ao encontrado no tópico 2.1.1, que foi 79,5 MPa;
- A máxima pressão ocorre no instante de 29,2 ms;
- O pulso de pressão possui um período próximo a 20 ms;
- Foi utilizado somente um transdutor de pressão para a leitura da pressão;
- Aparecimento de um outro pulso de pressão de menor intensidade (20,8 MPa) no instante de 143,9 ms.

Os dados experimentais demonstrados na Figura 2.29 (c) foram obtidos utilizando uma pressão no interior do tubo de compressão de 0,3 MPa, onde observou-se:

- A pressão máxima alcançada no final da seção de compressão é de 118 MPa, resultado próximo ao encontrado no tópico 2.1.1, que foi 111,3 MPa;

- A máxima pressão ocorre no instante de 29,9 ms;
- O pulso de pressão possui um período próximo a 20 ms;
- Foram utilizados dois transdutores de pressão para a leitura da pressão, onde um foi configurado no osciloscópio para apresentar a leitura invertida;
- Há o aparecimento de outros pulsos de pressão de menores intensidades, um pulso de 52,8, MPa no instante de 123,1 ms e outro de 22,4 MPa no instante de 167,3 ms.

Com os resultados experimentais obtidos na primeira fase de operação do compressor a pistão livre, construiu-se uma curva de calibração, como vista na Figura 2.30, que foi utilizada nos ensaios seguintes para simular a pressão final na seção de compressão em função da pressão inicial do gás de compressão contido no interior do tubo de compressão.

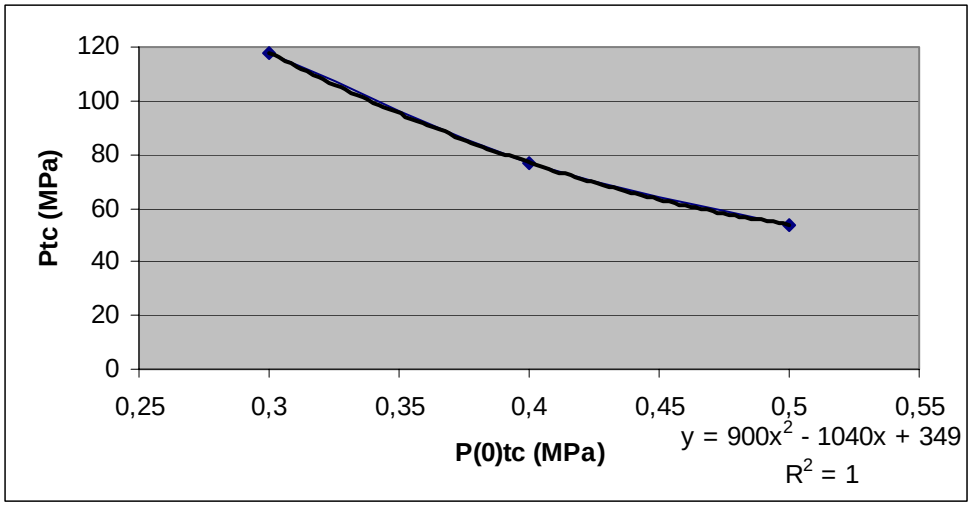


Figura 2.30 - Curva de calibração de P_{tc} x $P_{tc}^{(0)}$

Os resultados experimentais, como vistos na Figura 2.31, foram obtidos na segunda fase dos ensaios com o compressor a pistão livre.

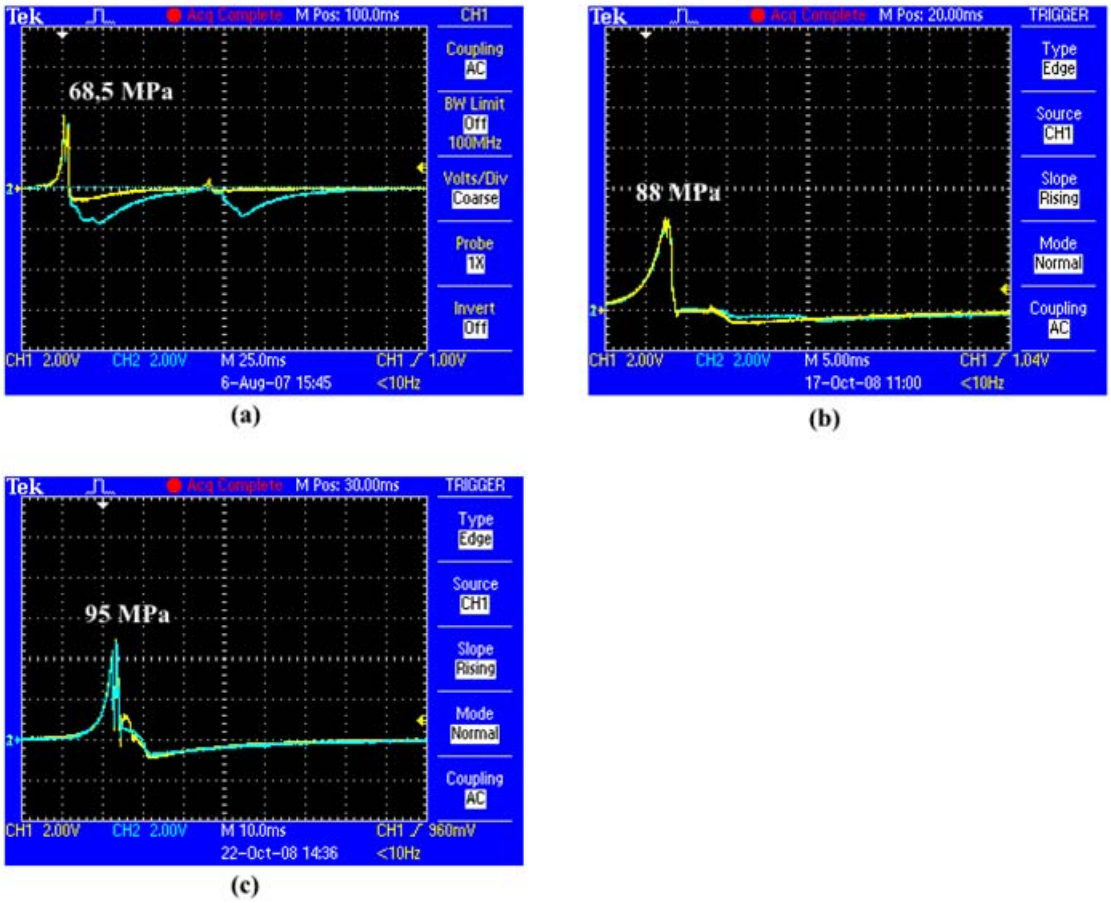


Figura 2.31 Pressão final no CPL para diversas dimensões de diafragma: (a) 0,003 m x 0,0003 m, (b)0,0042 m x 0,0007 m e (c)0,0042 m x 0,0005 m.

Os dados experimentais demonstrados na Figura 2.31 (a) foram obtidos utilizando uma pressão no interior do tubo de compressão de 0,33 MPa e um diafragma de 0,003 m de espessura e 0,0003 m de profundidade de rasgo, onde observou-se que:

- O diafragma rompeu com uma pressão de 68,5 MPa;
- A pressão de ruptura do diafragma ocorreu no instante de 25,1 ms;
- O pulso de pressão possui um período próximo a 20 ms;

- Foram utilizados dois transdutores de pressão para a leitura da pressão;

Os dados experimentais demonstrados na Figura 2.31 (b) foram obtidos utilizando uma pressão no interior do tubo de compressão de 0,33 MPa e um diafragma de 0,0042 m de espessura e 0,0007 m de profundidade de rasgo, onde observou-se que:

- O diafragma rompeu com uma pressão de 88 MPa;
- A pressão de ruptura do diafragma ocorreu no instante de 25,1 ms;
- Foram utilizados dois transdutores de pressão para a leitura da pressão.

Os dados experimentais demonstrados na Figura 2.31 (c) foram obtidos utilizando uma pressão no interior do tubo de compressão de 0,33 MPa e um diafragma de 0,0042 m de espessura e 0,0005 m de profundidade de rasgo, onde observou-se:

- O diafragma rompeu com uma pressão de 95 MPa;
- A pressão de ruptura do diafragma ocorreu no instante de 22,88 ms;
- O pulso de pressão possui um período próximo a 20 ms;
- Foram utilizados dois transdutores de pressão para a leitura da pressão.

Os resultados experimentais, como vistos na Figura 2.32 e Figura 2.33 foram obtidos na *primeira fase* dos ensaios da seção de aceleração.

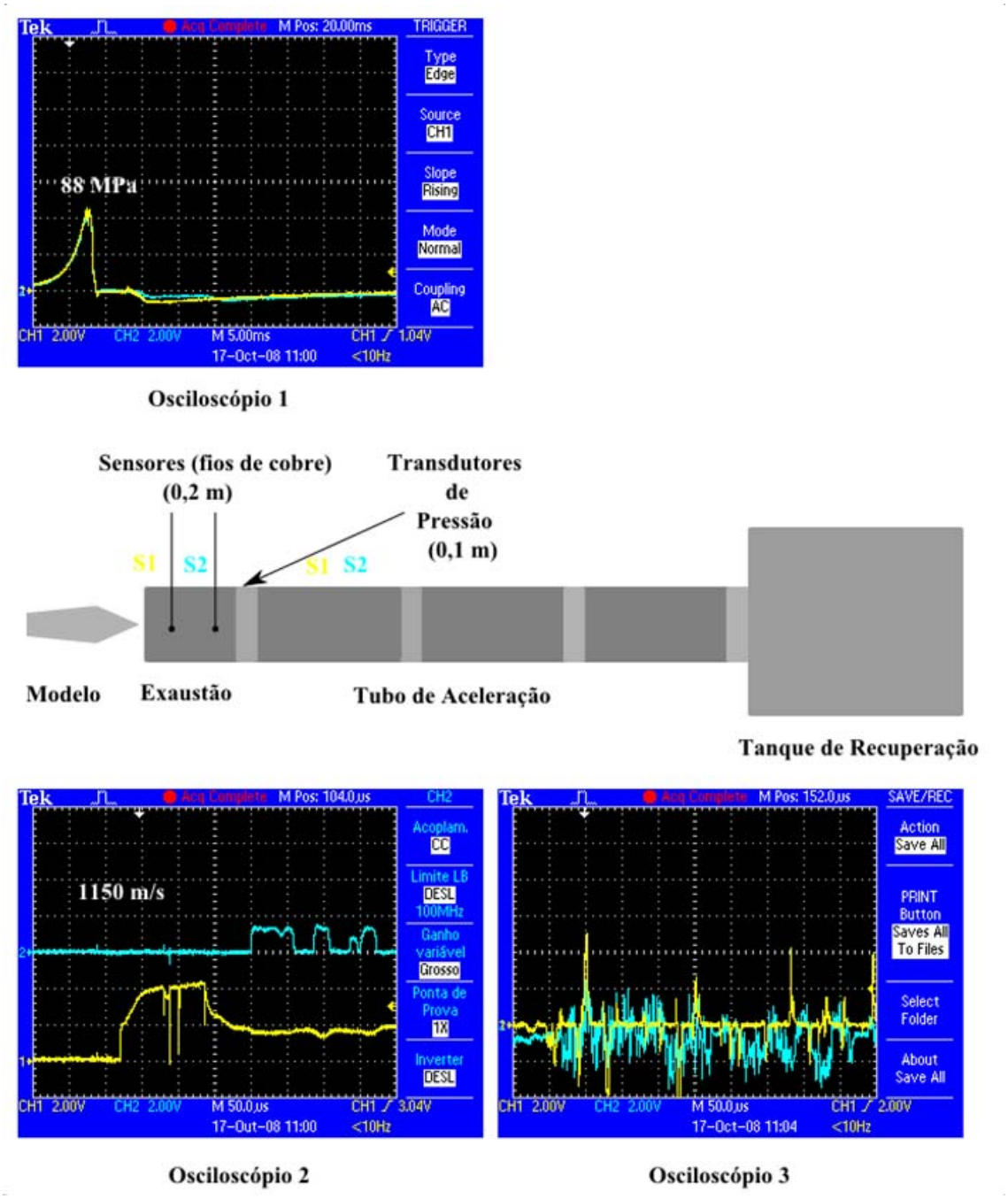


Figura 2.32 Resultados obtidos na primeira fase de ensaios da seção de aceleração para uma pressão de ruptura do diafragma de 88 MPa.

Os dados experimentais demonstrados na Figura 2.32 foram obtidos utilizando uma pressão no interior do tubo de compressão de 0,35 MPa e um diafragma

de 0,0042 m de espessura e 0,0007 m de profundidade de rasgo. Para este ensaio foram utilizados três osciloscópios:

- Osciloscópio 1, utilizado para medir a pressão de ruptura do diafragma de aço carbono, onde se observa que:

  a) O diafragma rompeu com uma pressão de 88 MPa**;**

  f) A pressão de ruptura do diafragma ocorreu no instante de 21,5 ms;

  g) O pulso de pressão possui um período próximo a 20 ms.

- Osciloscópio 2, utilizado para medir a velocidade de injeção do modelo, monitorando os fios de cobre , onde se observa que o modelo partiu os dois fios num intervalo de tempo de 175 µs, obtendo uma velocidade de 1150 m/s.

- Osciloscópio 3, utilizado para medir a velocidade de injeção do modelo, monitorando os transdutores de pressão, onde se observa que estes transdutores PCB não funcionaram, mas só mediram o ruído vibracional.

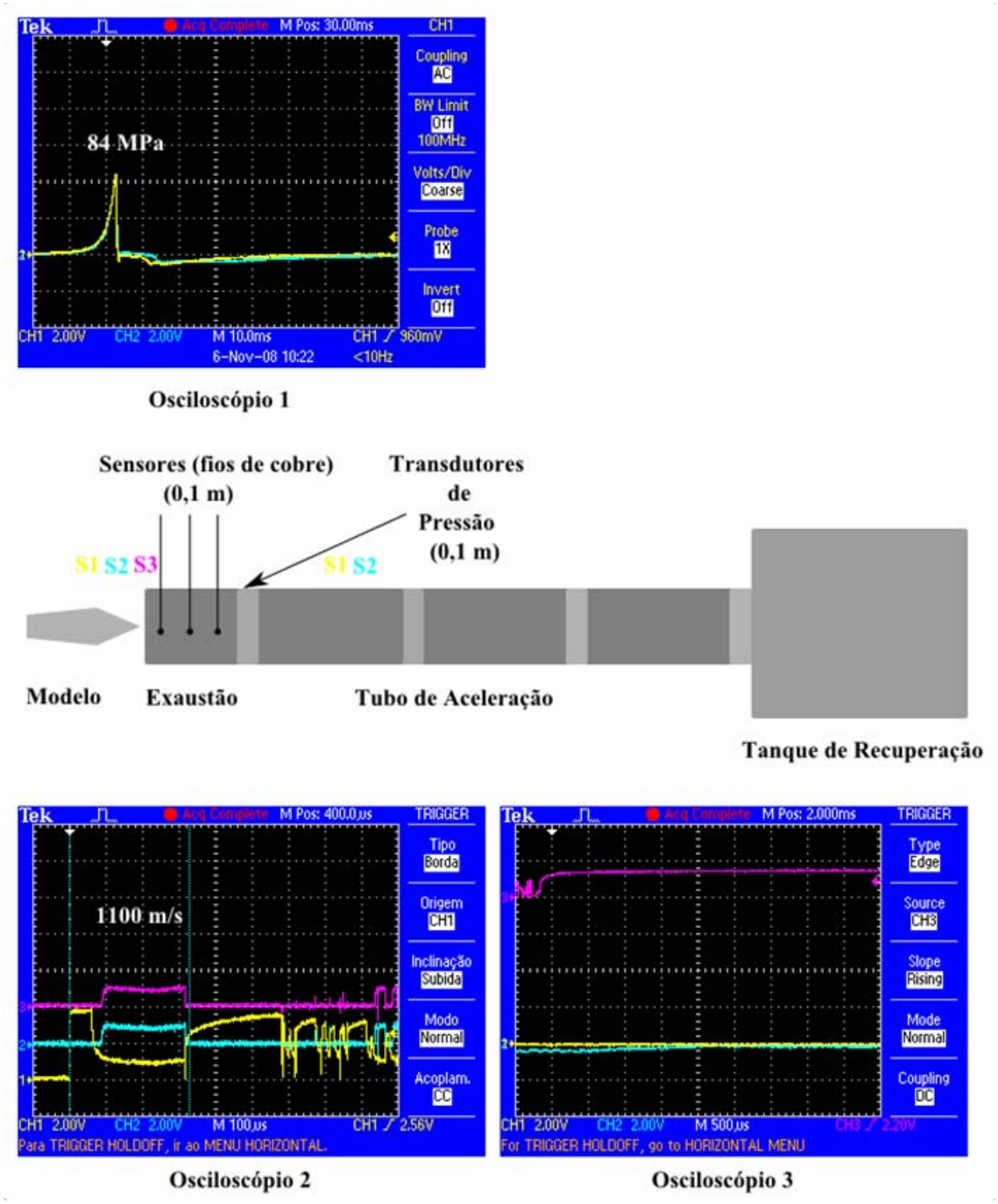


Figura 2.33 Resultados obtidos na primeira fase de ensaios da seção de aceleração para uma pressão de ruptura do diafragma de 84 Mpa.

Os dados experimentais demonstrados na Figura 2.33 foram obtidos utilizando uma pressão no interior do tubo de compressão de 0,35 MPa e um diafragma de 0,0042 m de espessura e 0,0007 m de profundidade de rasgo. Para este ensaio foram utilizados três osciloscópios:

- Osciloscópio 1, utilizado para medir a pressão de ruptura do diafragma de aço carbono, onde se observa que:

  a) O diafragma rompeu com uma pressão de 88 MPa**;**

  h) A pressão de ruptura do diafragma ocorreu no instante de 22,16 ms;

- Osciloscópio 2, utilizado para medir a velocidade de injeção do modelo, monitorando os fios de cobre, onde se observa que:

  a) O modelo partiu os três fios num intervalo de tempo de 91 μs, obtendo uma velocidade de 1100 m/s**;**

  b) Neste ensaio, o fio 2 partiu simultaneamente com o fio 3 por erro de configuração do osciloscópio, dando a falsa impressão que a distância entre eles é nula.

- Osciloscópio 3, utilizado para medir a velocidade de injeção do modelo, monitorando os transdutores de pressão, onde se observa que estes transdutores PCB não funcionaram**.**

Os resultados experimentais, como vistos na Figura 2.34 foram obtidos na *segunda fase* de ensaios (Ram Accelerator) da seção de aceleração.

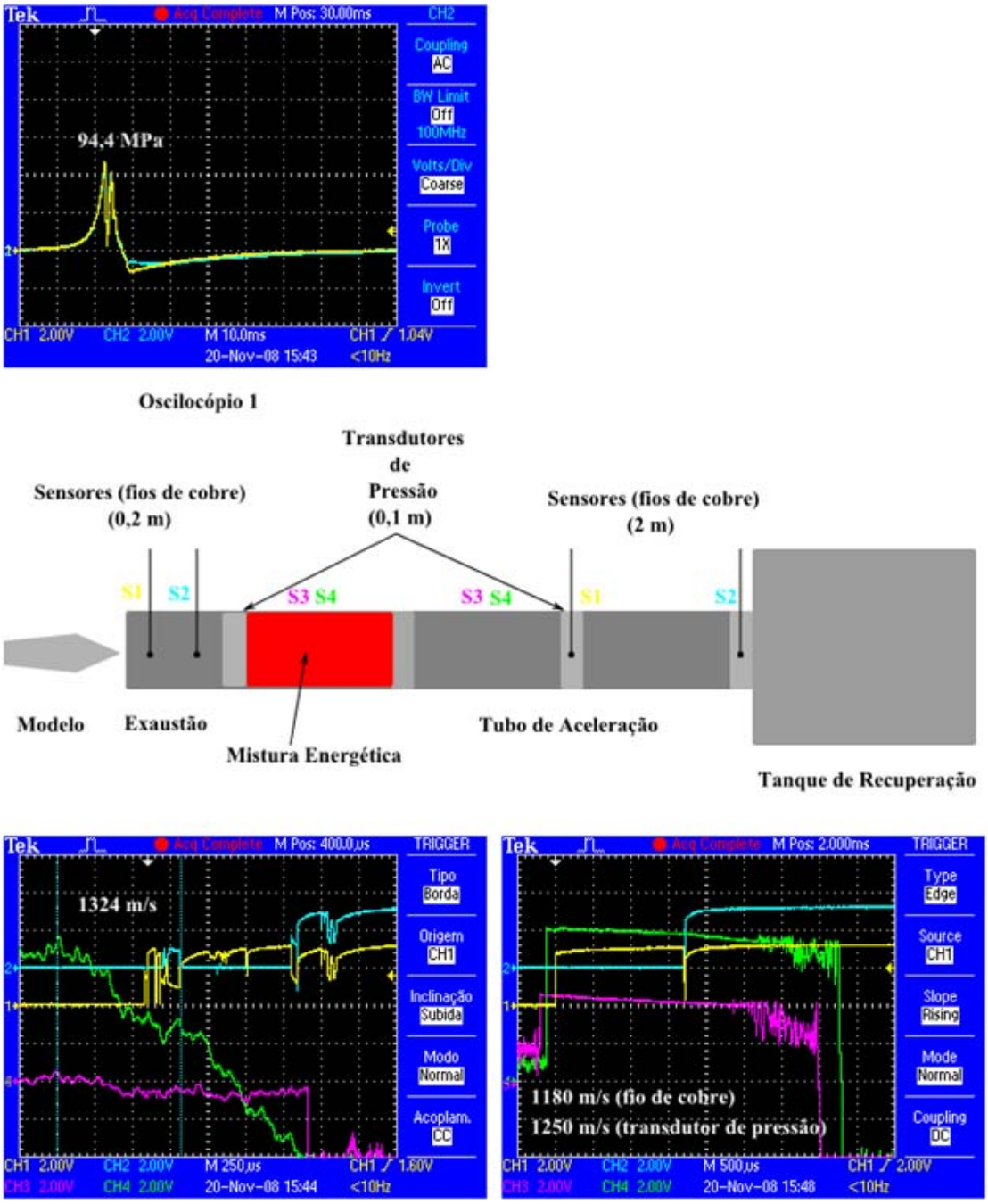


Figura 2.34 Resultados obtidos na segunda fase de ensaios (Ram Accelerator) da seção de aceleração, fios de cobre (cor amarela e cor azul) e transdutores de pressão (cor rosa e cor verde).

Neste ensaio, como é o primeiro executado com combustão, optou-se por empregar o regime de propulsão superdetonativo utilizando uma mistura energética rica em combustível e contendo 84,5% em volume do diluente a uma pressão de 1 MPa.

A composição da mistura energética utilizada foi de 3,1 moles de metano, 2 moles e oxigênio e 28 moles de nitrogênio.

A velocidade de Chapman Jouguet da mistura é 1006,4 m/s, obtida pelo programa gaseq (versão 0.76). Utilizando a curva de calibração do sensor de pressão mostrada na Figura 2.26, encheu-se a seção de aceleração com os gases obedecendo-se às devidas pressões parciais. A mistura energética permaneceu durante 7 horas em repouso com a finalidade de melhorar a sua homogeneização.

Os dados experimentais demonstrados na Figura 2.33 foram obtidos utilizando uma pressão no interior do tubo de compressão de 0,33 MPa e um diafragma de 0,0042 m de espessura e 0,0005 m de profundidade de rasgo. Para este ensaio foram utilizados três osciloscópios:

- Osciloscópio 1, utilizado para medir a pressão de ruptura do diafragma de aço carbono, onde se observa que:

  a) O diafragma rompeu com uma pressão de 94,4 MPa**;**

  b) A pressão de ruptura do diafragma ocorreu no instante de 22,12 ms;

- Osciloscópio 2, utilizado para medir a velocidade de injeção do modelo, monitorando os fios de cobre e os transdutores de pressão PCB, onde se observa que:

  a) O modelo partiu os dois fios num intervalo de tempo de 151 μs, obtendo uma velocidade de 1324 m/s**;**

  b) Os transdutores PCB não funcionaram.

- Osciloscópio 3, utilizado para medir a velocidade do modelo após a seção contendo a mistura energética, monitorando os fios de cobre e os transdutores de pressão, onde se observa que:

  c) O modelo partiu os dois fios num intervalo de tempo de 1,7 ms, obtendo uma velocidade de 1180 m/s**;**

- Os transdutores PCB perceberam uma variação da pressão num intervalo de tempo de 80 µs, medindo uma velocidade de 1250 m/s.

Através dos dados obtidos, antes e depois da seção contendo a mistura energética, podemos concluir que:

- Não ocorreu a detonação com pressão suficiente para acelerar o modelo e sim uma desaceleração do modelo causado pelo contado da superfície de seu corpo com as paredes internas do tubo de compressão;

- Ocorreu a detonação com pressão suficiente para provocar uma aceleração pouco pronunciada do modelo e o contato da superfície de seu corpo com as paredes internas do tubo de compressão ocasionou a desaceleração do modelo.

No segundo ensaio com combustão optou-se por empregar o regime de propulsão superdetonativo utilizando uma mistura energética rica em combustível e contendo 76% em volume do diluente a uma pressão de 1 MPa.

A composição da mistura energética utilizada foi de 3,0 moles de metano, 2,0 moles e oxigênio e 16 moles de nitrogênio.

A velocidade de Chapman Jouguet da mistura é 1215,2 m/s, obtida pelo programa gaseq (versão 0.76). Utilizando a curva de calibração do sensor de pressão mostrada na Figura 2.26, encheu-se a seção de aceleração com os gases obedecendo-se às devidas pressões parciais. A mistura energética permaneceu durante 7 horas em repouso com a finalidade de melhorar a sua homogeneização. Neste ensaio, a válvula de disparo da seção de compressão

apresentou um vazamento interno ocasionado o cancelamento do experimento e mais tarde foi constatado que essa válvula estava avariada e precisaria de cuidados especiais em algumas partes importantes responsáveis pela vedação interna. A avaria ocorrida foi devida ao elevado esforço mecânico pela alta pressão de trabalho a que era submetida nos disparos ocasionados.

Com base na expressão (2.13) que representa o movimento do pistão livre, podemos escrever a expressão para o lançamento do modelo empurrado pela expansão do gás Hélio na seção de compressão, considerando que:

- O processo é isentrópico;
- Os gases envolvidos apresentam comportamento ideal;
- O modelo é lançado sem atrito.

A expressão que representa o movimento do modelo fica:

$$m_m \cdot \frac{d^2x}{dt^2} - A_{tac}\left[\left(\frac{V_{tap1}}{V_{tap1} + A_{tac} \cdot x}\right)^{\gamma_{tap1}} \cdot P_{tap1}^{(0)} - \left(\frac{1}{1-x}\right)^{\gamma_{tac}} \cdot P_{tac}^{(0)}\right] = 0 \quad (2.16)$$

$$P_{tac} = \left(\frac{1}{1-x}\right)^{\gamma_{tac}} \cdot P_{tac}^{(0)} \quad (2.17)$$

$$P_{tap1} = (V_{tap1} + A_{tap1} \cdot x)^{-\gamma_{tap1}} \cdot (V_{tap1})^{\gamma_{tap1}} \cdot P_{tap1}^{(0)} \quad (2.18)$$

Onde:

- P_{tap1}, V_{tap1} e γ_{tap1} são a pressão, o volume e a razão entre os calores específicos (c_p/c_v) para o tubo de compressão, respectivamente. x é a coordenada linear ao longo do tubo.

- P_{tac} , V_{tac} são a pressão e o volume e γ_{tac} é a razão entre os calores específicos (*cp/cv*) para o tubo que contém o modelo.
- M_m, é a massa do modelo.

Utilizando as expressões (2.16), (2.17) e (2.18), foi gerado um gráfico para melhor entendimento dos fenômenos ocorridos no lançamento do modelo, e para compará-los aos resultados encontrados na seção de aceleração.

Os resultados seguintes foram obtidos, como visto na Figura 2.35, para valores de pressão de ruptura do diafragma de aço carbono (84 MPa, 88 MPa e 94,4 MPa) e mantendo-se constante os seguintes parâmetros:

- M_m = 0,13 Kg;
- L = 6 metros;
- $P_{tap1}^{(0)}$ = 0,35 MPa;
- $P_{tac}^{(0)}$ = em vácuo;
- $\varnothing_i$ = 0,0475 m.

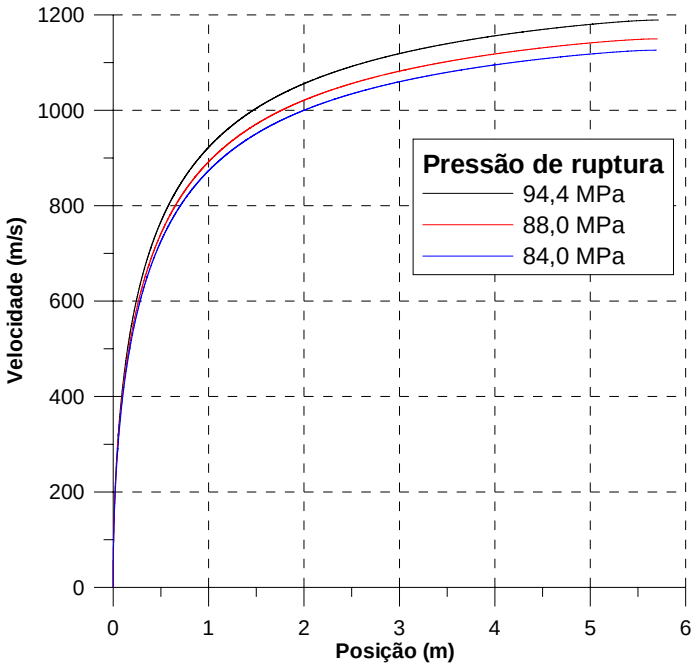


Figura 2.35 Velocidade do modelo para diversos valores de pressão de ruptura do diafragma de aço carbono.

O gráfico da Figura 2.35 está representando somente até os pontos de máxima velocidade, sendo possível verificar um aumento da velocidade do modelo, com o aumento da pressão de ruptura do diafragma de aço carbono, onde os valores de velocidade máxima encontradas são:

- Para uma pressão de ruptura de 84 MPa, a velocidade máxima alcançada é de 1126 m/s;
- Para uma pressão de ruptura de 88 MPa, a velocidade máxima alcançada é de 1150 m/s;
- Para uma pressão de ruptura de 94,4 MPa, a velocidade máxima alcançada é de 1190 m/s;

5 CONCLUSÕES

As realizações mais importantes neste trabalho foram: linearizar um dispositivo LHM que operava numa configuração em U, caracterizá-lo e torná-lo operacional.

Os resultados experimentais obtidos em sua caracterização foram comparados àqueles calculados através de um modelo teórico simples e os erros relativos desta comparação foram valores aceitáveis. Por exemplo, a pressão alcançada no final da seção de compressão apresentou erro relativo de no máximo 12%. Na velocidade de injeção do modelo o erro relativo não excedeu 11%.

Ainda na fase de caracterização, as características dos três tipos de diafragmas utilizados no LHM foram estabelecidas de maneira definitiva para os parâmetros dos experimentos que foram realizados durante este trabalho. As dimensões estabelecidas foram resultantes de oito ensaios realizados.

A aquisição de dados num sistema altamente hostil requer cuidados, tanto na seleção dos sensores quanto nos equipamentos da aquisição propriamente dita. Além disso, o cuidado e a segurança na operação destes equipamentos fizeram parte do aprendizado no desenvolvimento deste trabalho.

Foi desenvolvido um procedimento operacional que consta da descrição deste trabalho. Em trabalhos futuros, a presente dissertação poderá ser utilizada como fonte de dados experimentais iniciais e principalmente como manual de operação do LHM.

O dispositivo encontra-se operacional, tornando possível novos testes para estabelecer os parâmetros necessários para uma aceleração do modelo na seção “Ram Accelerator”. Em ensaios futuros poderão nos ser avaliadas diversas composições e pressões da mistura energética buscando a aceleração do modelo.

Abaixo sugerimos uma relação de ensaios e trabalhos a serem realizados no futuro:

- Realizar ensaios para obter a aceleração do modelo com apenas um estágio para sua caracterização. Junto com estes experimentos deveremos estudar a composição ótima da mistura energética, inclusive variando os tipos de gases que a compõem.

- Na sequência, realizar os ensaios de aceleração do modelo nos outros dois estágios.

- Realizar testes utilizando técnicas não intrusivas, na seção de testes do tanque de recuperação, para determinar a velocidade terminal do modelo e para estudar ondas de choque no estágio final de vôo do modelo.

- Testes com lançamento de um modelo portando o combustível em uma câmara interna para verificar a ocorrência de combustão-detonação.

- Experimentos de LIF nos gases liberados na combustão na seção de aceleração.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ANDERSON, JR., J. D**. Fundamentals of aerodynamics**. New York: McGraw-Hill, Inc., 1985. 557 p.

BORGES, M. M.; MINUCCI, M. A. S.; BURGER, D.; FERRAZ, E. O.; TORO, P. G. P.; SANTOS, A. M. Compressor a pistão livre para tubos e túneis de choque.In: CONGRESSO BRASILEIRO DE ENGENHARIA MECÂNICA, 5., 2008, Salvador. **Anais…** Rio de Janeiro: ABCM, 2008. (CON08-1576).

BLANKS, J. R. and DEWITT, J. R. Calibration Tests of AEDC Free-Piston Shock Tunnel. In: AIAA AEROSPACE GROUND TESTING CONFERENCE, 18., 1994, June 20-23, Colorado, Springs, CO. **Proceedings…** Colorado, Springs: AIAA, 1994. AIAA 94-2526

BRUCKNER, A. P. The ram accelerator: overview and state of the art. In: THIRD INTERNATIONAL WORKSHOP ON RAM ACCELERATORS, 3., 1997, Berlin. **Proceedings…** Berlin: Springer-Verlag, 1997. p. 3-23.

BRUCKNER, A. P.; KNOWLEN, C.; HERTZBERG, A.; BOGDANOFF, D. W. Operational characteristics of the thermally choked ram accelerator**. J Prop and Power,** v. 7, n. 5, p. 828-836, 1991.

BURNHAM, E. A.; KULL, A. E.; KNOWLEN, C.; BRUCKNER, A. P.; HERTZBERG, A. Operation of the ram accelerator in the tansdetonative velocity regime.In: JOINT PROPULSION CONFERENCE, 26., 1990, Orlando. **Proceedings…** Orlando: AIAA/SAE/ASME/ASEE, 1990. (AIAA paper 90-1985).

CABLE, A. J. Upgrade of the ballistic range facilities at AEDC: Now completed., AIAA AEROSPACE GROUND TESTING CONFERENCE, 18., 1994, June 20-23, Colorado Springs, CO. **Proceedings…**Colorado: AIAA, 1994. (AIAA 94-2593)

CHANG, X.; KAMIMOTO, H.; TAKI, S. A ram accelerator with rectangular bore is working at Hiroshima University**.** In: ASME, SAE, AND ASEE, JOINT PROPULSION CONFERENCE AND EXHIBIT, 31., 1995, San Diego, CA. **Proceedings…** San Diego: AIAA,1995. (AIAA Paper 95-2496).

SASOH, A.; HIRAKATA, S.; UJIGAWA, Y.; TAKAYAMA, K. **Operation tests of a 25 mm bore ram accelerator**. [S.l.]: AIAA, 19996. **(AIAA paper 96-2677).** 1996.

EITELBERG, G. First Results of calibration and use of the HEG. In: AIAA AEROSPACE GROUND TESTING CONFERENCE, 18., 1994, Colorado. **Proceedings…** Colorado: AIAA, 1994. (AIAA 94-2525).

GIRAUD, M.; LEGENDRE, J. F.; SIMON, G.; CATOIRE, L. Ram accelerator in 90 mm caliber: first results concerning the scale effect in thermally choked propulsion mode. In: INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON BALLISTICS**,** 13., 1992, Stockholm, Sweden. **Proceedings…**Stockholm: [s.n], 1992.

HERTZBERG, A.; BRUCKNER, A. P.; BOGDANOFF, D. W. The ram accelerator: A new chemical method of achieving ultrahigh velocities. In: MEETING OF THE AEROBALLISTIC RANGE ASSOCIATION, 37., 1986, Quebec, Canada. **Proceedings…** Quebec: [s.n], 1986.

HERTZBERG, A.; BRUCKNER, A. P.; BOGDANOFF, D. W. Ram accelerator: A new chemical method for accelerating projectiles to ultrahigh velocities. **AIAA J.**, v. 26, p.195-203, 1988.

HERTZBERG, A.; BRUCKNER, A. P.; KNOWLEN, C. Experimental investigation of ram accelerator propulsion modes. **Shock Waves**, v. 1, p. 17-25, 1991.

HIGGINS, A. J.; KNOWLEN, C.; BRUCKNER, A. P. An investigation of ram accelerator gas dynamic limits. In: *AIAA*/SAE/ASME/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE, 1993, Monterey, CA**. Proceedings…** Monterey: AIAA, 1993. (AIAA paper 93-2181).

KNOWLEN, C.; BRUCKNER, A. P. A Hugoniot analysis of the ram accelerator. In: Takayama K (ed) .**Shock waves.** Berlin: Springer-Verlag, p. 617-622, 1992.

KNOWLEN, C.; HIGGINS, A. J.; BRUCKNER, A. P. Investigation of operational limits to the ram accelerator. In: AIA*A/ASME/SAE/ASEE* JOINT PROPULSION. CONFERENCE, 30., 1994, Indianapolis, IN. **Proceedings…** Indianapolis: AIAA, 1994. (AIAA paper 94-2967).

KNOWLEN, C.; HIGGINS, A. J.; BRUCKNER, A. P. Aerothermodynamics of the ram accelerator. In*:* AIAA AEROSPACE SCIENCES MEETING AND EXHIBIT, 33., 1995, Reno, NV. **Proceedings…** Reno: AIAA, 1995. (AIAA paper 95-0289).

KNOWLEN, C.; SASOH, A. Ram accelerator performance modeling. In: TAKAYAMA, K.; SASAOH, A. (eds.). **Ram accelerators.** Berlin: Springer-Verlag, Heidelberg, 1998. p. 25-37.

KRUCZNSKI, D. Experimental demonstration of a 120 mm ram accelerator. In: JANNAF COMBUSTION SUBCOMMITTEE MEETING, 29., 1992, Hampton. **Proceedings…** Hampton : NASA Langley Research Center Hampton, VA 1992.

KULL, A. E.; BURNHAM, E. A.; KNOWLEN, C.; BRUCKNER, A. P.; HERTZBERG, A. Experimental studies of superdetonative ram accelerator

mode. In: SAE, ASME, AND ASEE, JOINT PROPULSION CONFERENCE, 27., 1989, Sacramento, CA. **Proceedings…** Sacramento: AIAA, 1989. (AIAA paper 89-2632).

KUO, K. K.: **Principles of combustion**. 2.ed. New York : John Wiley & Sons Inc., 2005. 732 p.

LIU, S.;BAI, Z. Y.; JIAN, H. X.; PING, X. H.; BU, S. Q. 37 mm bore ram accelerator of CARDC. In**:** TAKAYAMA, K.; SASAOH, A. (eds). **Ram accelerators**. Berlin: Springer-Verlag, Heidelberg, 1998. p. 119-122.

LUKASIEWICZ, J. **Experimental methods of hypersonics**, New York: Marcel Dekker, INC., 1973.

MAUS, J. and LASTER, M. The g-range impulse facility – A high performace free piston shock tunnel. In: AIAA AEROSPACE GROUND TESTING CONFERENCE, 17., 1992, Nashville, TN. **Proceedings…** Nashville: AIAA, 1992. (AIAA 92-3946).

MITSUDA, M. Numerical and experimnetal study for free piston expansion tube**.**, AIAA AEROSPACE GROUND TESTING CONFERENCE, 18., Colorado. **Proceedings…** Colorado Springs, CO: AIAA,1994. (AIAA 94-2528).

MORALES, M. M.; MINUCCI, M. A. S.; CHANES JÚNIOR, J. B.; RAMOS, A. G.; BASTOS NETTO, D. Numerical investigation on subdetonative mode ramjet-in-a-tube.In: INTERNATIONAL WORKSHOP ON RAM ACCELERATORS, 3.,1997, Sendai. **Proceedings…** Berlin: Springer-Verlag, , 1997. p.135-142.

MOREIRA, A. M.; MINUCCI, M. A. S. **Modelamento numérico de um compressor a pistão livre para tubos e túneis de choque**. São José dos Campos: ITA, 1994.Trabalho de conclusão de curso no ITA.

NAGAMATSU, H. T. Shock tube technology and design. In: FERRI, A (ed.). **Fundamental data obtained from shock-tube experiments**. New York: Pergamon Press, 1961. cap. 3, p. 86-133.

SALVADOR, N. M. C.; MORALES, M. M.; MIGUEIS, C. E. S. S.; BASTOS-NETTO, D. Numerical simulation of a liquid propellant rocket motor. **Journal of Thermal Science**, v. 10, n. 1, p. 83-86, Mar. 2001. Disponível em: <http://urlib.net/sid.inpe.br/mtc-m18@80/2009/03.13.17.20>. Acesso em: 22 maio 2009.

SEILER, F.; PATZ, G.; SMEETS, G.; SRULIJES, J. Gasdynamic limits of ignition and combustion of a gas mixture in ISL`s RAMAC 30 scram accelerator. In: INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON SHOCK WAVES, 20., 1995, Pasadena.

Proceedings… Pasadena: World Scientific Singapore, 1996. v. 2, p. 1057-1062.

STALKER, R. J**. An investigation of free piston compression of shock tube driver gas**. Ottawa: Division of Mechanical Engineering. National Research Council, Canada, 1961. (Report MT-44,1961).

STALKER, R. J. The free piston shock tube**. The Aeronautical Quaterly**, v.17, p. 351-370. Nov.,1966.

YUNGSTER, S.; BRUCKNER, A. P. Computational studies of a superdetonative ram accelerator mode. **J Prop and Power,** v. 8, p. 457-463, 1992.

APÊNDICE A - Especificações da instrumentação

Neste apêndice foram inseridas as especificações técnicas da instrumentação utilizada nos ensaios que reproduzem as informações dos catálogos fornecidos pelos fabricantes.

Dados técnicos do transdutor de pressão PCB109B02**:**

Tabela A.1 – Dados técnicos do transdutor de pressão PCB 109B02

Dados Técnicos do Transdutor PCB 109B02		
Intervalo de medida (para saída ±7V)	kPa	689.500
Intervalo estendido de medida	kPa	862.500
Pressão Máxima	kPa	862.500
Resolução	kPa	$\leq$ 6,9
Freqüência de ressonância	kHz	$\geq$ 400
Tempo de subida	µs	$\leq$ 2
Linearidade	% FS	< 2
Sensibilidade às acelerações	$kPa/m/s^2$	< 0,0015
Intervalo de temperatura	°C	-73...135
Máximo transitório de temperatura	°C	1648
Coeficiente de temperatura da sensibilidade	$°C^{-1}$	< 0,126
Sensibilidade	mV/kPa	0,0102
Elemento sensor		Quartzo

Dados técnicos do Transdutor Kistler 6207 K:

Tabela A.2 – Dados técnicos do transdutor pressão Kistler 6207 K

Dados Técnicos do Transdutor Kistler 6207 K		
Intervalo de medida	bar	0...5000
Saturação	bar	5500
Sensibilidade	pC/bar	-1,525
Freqüência natural	kHz	< 170
Linearidade	% F.E.O	$\leq \pm 1$
Sensibilidade às acelerações	bar/g	< 0,01
Intervalo de temperatura	°C	-196...200
Coeficiente de temperatura da sensibilidade	$°C^{-1}$	$< 10^{-4}$
Elemento sensor		Quartzo
Resistência ao choque	g	10000

Certificado de conformidade emitido pela empresa WIKA.



WIKA DO BRASIL INDÚSTRIA E COMÉRCIO LTDA

WIKA
Part of your business

CERTIFICADO DE CONFORMIDADE - WIKA DO BRASIL
CONFORMITY CERTIFICATE
Nº.: 0031379/010

Cliente: TECFLUX LTDA.
CUSTOMER

Endereço: AV.DR ALTINO ARANTES, 345
ADRESS

Pedido Cliente: E-MAIL
CUSTOMER ORDER

Data: 04/06/2008
DATE

Pedido Wika: 131.014
WIKA ORDER

Código: 7253782
IDENT.

Quantidade: 3,00
QUANTITY

Modelo: 232.50.160 - 232.50.160B 60 BAR 1/2NPT FLA
TYPE/SCALE RANGE/PRESSURE CONNECTION

Classe do Instrumento: 1,0%
ACCURACY

Diâmetro: 160
DIAMETER

Norma: NBR 14105
NORM

Certificamos que os instrumentos acima mencionados foram fabricados utilizando matéria-prima em conformidade com o nível técnico aprovado pela WIKA DO BRASIL, tendo seus fornecedores qualificados em atendimento a Norma ISO 9001:2000.

Os modelos de construção e a exatidão dos instrumentos mencionados no " Guia de Produtos da WIKA", estão em conformidade com os requisitos especificados e avaliados pelo nosso Sistema de Gestão da Qualidade.

Todos os instrumentos fabricados foram calibrados utilizando equipamentos padrões, rastreados junto a Rede Brasileira de Calibração (R.B.C.) - INMETRO. Os resultados dos testes de calibração dos instrumentos, estão em conformidade com a especificação de projeto, sendo inferior a classe apresentada acima.

Normas de referência:

- EN 837-1 : Manômetros com tubo bourdon.
- EN 837-3 : Manômetros Diafragmas e Capsulares
- NBR 14105 : Manômetros com sensor de elemento elástico.
- EN 13190 : Termômetros com mostrador.

The instruments above were manufactured and certificated using approval material by WIKA DO BRASIL, according ISO 9001:2000.

The construction types and accuracy according " WIKA catalogue", were in conformity with all requirements of our Quality Management System.

All instruments were calibrated using standard equipaments, traced together with "Brazilian Calibration System - RBC" - INMETRO.

The calibration results were in conformity with the project specification that is under the accuracy mentioned above.

Reference norms:

- *EN 837-1 : Bourdon tube Pressure Gauges.*
- *EN 837-3 : Diaphagm and Capsule Pressure Gauges.*
- *NBR 14105 : Bourdon tube sensor Pressure Gauges.*
- *EN 13190 : Dial thermomether.*

Iperó, 4 de Junho de 2008

Sistema de Gestão da Qualidade
Fernando Albuquerque
Fone: (15) 3459-9720

DIN EN
ISO 9001:2000
Reg. Nr. 64169-01

Av. Ursula Wiegand, 03
Polígono Industrial
Iperó / SP - Brasil
C.N.P.J.. 61.128.500/0001-06 / I.E. 358.004.837.113
Fone: (15) 3459-9700 ou 0800.979.1655
Fax: (15) 3266-1196

Figura A.3 Certificado de conformidade emitido pela empresa WIKA