



TESE DE DOUTORADO

**ESTUDO DE INSTABILIDADE DE COMBUSTÃO EM
MOTOR FOGUETE A PROPELENTE HÍBRIDO**

Por

Artur Elias de Moraes Bertoldi

Brasília, Julho de 2018

**UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA
FACULDADE DE TECNOLOGIA
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA**

Universidade de Brasília
Faculdade de Tecnologia
Departamento de Engenharia Mecânica

**ESTUDO DE INSTABILIDADE DE COMBUSTÃO EM
MOTOR FOGUETE A PROPELENTE HÍBRIDO**

ARTUR ELIAS DE MORAIS BERTOLDI

ORIENTADOR: Prof. Dr. CARLOS ALBERTO GURGEL VERAS

CO-ORIENTADOR: Prof. Dr. OLEXIY SHYNKARENKO

TESE DE DOUTORADO

PUBLICAÇÃO ENM.DT-51/2018
BRASÍLIA/DF: JULHO – 2018

Universidade de Brasília
Faculdade de Tecnologia
Departamento de Engenharia Mecânica

**ESTUDO DE INSTABILIDADE DE COMBUSTÃO EM
MOTOR FOGUETE A PROPELENTE HÍBRIDO**

Artur Elias de Moraes Bertoldi

**TESE SUBMETIDA AO DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA
MECÂNICA DA FACULDADE DE TECNOLOGIA DA
UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA COMO PARTE DOS REQUISITOS
NECESSÁRIOS PARA A OBTENÇÃO DO GRAU DE DOUTOR.**

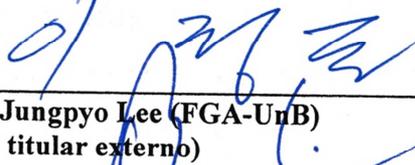
APROVADA POR:



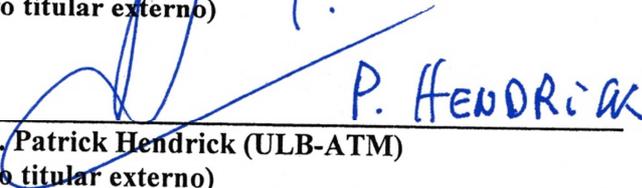
Prof. Dr. Carlos Alberto Gurgel Veras (ENM-UnB/AEB)
(Orientador)



Prof. Dr. Mario Benjamim Baptista de Siqueira (ENM-UnB)
(Membro titular interno)



Prof. Dr. Jungpyo Lee (FGA-UnB)
(Membro titular externo)



P. HENDRICK

Prof. Dr. Patrick Hendrick (ULB-ATM)
(Membro titular externo)

BRASÍLIA-DF, 27 de Julho de 2018

FICHA CATALOGRÁFICA

BERTOLDI, ARTUR ELIAS DE MORAIS

Estudo de Instabilidade de Combustão em Motor Foguete a Propelente Híbrido [Distrito Federal] 2018.

xvii, 154p., 210 x 297 mm (ENM/FT/UnB, Doutor, Ciências Mecânicas, 2018).

Tese de Doutorado – Universidade de Brasília. Faculdade de Tecnologia.

Departamento de Engenharia Mecânica.

1. Motor Foguete Híbrido 2. Instabilidade de Combustão

3. Instabilidade Acústica 4. Instabilidade Não-Acústica

5. Critério de estabilidade

I. ENM/FT/UnB

II. Título (série)

REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

BERTOLDI, A. E. M. (2018). Estudo de Instabilidade de Combustão em Motor Foguete a Propelente Híbrido. Tese de doutorado, Publicação ENM-DT-51/2018, Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade de Brasília, Brasília/DF, 154p.

CESSÃO DE DIREITOS

AUTOR: Artur Elias de Moraes Bertoldi.

TÍTULO: Estudo de Instabilidade de Combustão em Motor Foguete a Propelente Híbrido.

GRAU: Doutor ANO: 2018

É concedida à Universidade de Brasília permissão para reproduzir cópias desta tese de doutorado e para emprestar ou vender tais cópias somente para propósitos acadêmicos e científicos. O autor reserva outros direitos de publicação, e nenhuma parte desta tese de doutorado pode ser reproduzida sem sua autorização por escrito.



Artur Elias de Moraes Bertoldi
bertoldi@unb.br

Dedico este trabalho à minha mãe

Edna Maria G.M. Bertoldi

AGRADECIMENTOS.

Este momento do texto é reflexivo e prazeroso. Reflexivo, pois é o momento de lembrar que nenhuma obra é desprovida de coletividade. Prazeroso, pois se pode agradecer em primeira pessoa a todos aqueles que, a contento ou não, influenciaram os caminhos que levaram ao entardecer de mais um ciclo de conhecimento.

Primeiramente, gostaria de agradecer a minha mãe, Edna Maria, por ter a certeza que eu nem sempre tive e por tudo o que ela representa. Agradecer, tomando das palavras do Sr. Albert Einstein, ao *Senhor*, por ser sutil. Meus queridos parentes: pai Artur, avós Osório e Conceição e, tias Elice, Enyd, Edi e Vera. Muito os quais não estão mais conosco, mas permanecem e permanecerão vivos em nossos corações. Agradeço aos meus irmãos Ana e Daniel e aos primos Nivaldo, Graziela e Maria por compartilharem comigo esse momento e o ensinamento de suas vidas. Também minha querida sobrinha Anna Cecília.

Em parte, esse trabalho é dedicado aos meus afilhados, Caio, Anna Elice e Clara, os maiores presentes que Deus colocou nas nossas vidas. Então obrigado, Daniel e Lucimeire, Ana e Antônio Miguel e Rafael e Ingrid.

Os amigos Anna Paula Rodrigues, Diego, Fabrício, Jander, Leandro, Luciene Câmara, João Paulo e Anna Paula Folador. Ao Prof. Victor Abdalla, Silvana, Clarinha e Victor Filho por essa longa amizade e por serem esta linda família.

Ao meu orientador, Prof. Dr. Carlos Alberto Gurgel Veras, pela oportunidade de trabalhar com propulsão híbrida. Todos os colegas o Chemical Propulsion Laboratory da UnB: Domenico Simone, Olexiy Shynkarenko, Artem Andrionov e Jungpyo Lee. Um agradecimento especial aos Profs. Jungpyo, Marcus Vinícios, Marcus Chaffin e ao técnico de laboratório Filipe, por todos ensinamentos durante esses anos.

Meu muito obrigado também ao Prof. José Gustavo e toda sua família (Josyane, Jasmin e Julian) por ajudar revisando parte do texto e por me receberem tão gentilmente quando estou em Uberaba.

Aos novos colegas do Aero-Thermo-Mechanics Laboratory (ATM) da Universidade Livre de Bruxelas (ULB); especialmente Dahae Lee, Mohammed Bouziane e Praskovia Milova, "*To infinity... and beyond!*".

Ao professor Patrick Hendrick que tão gentilmente me recebeu no ATM e ao Prof. Michael Lefebvre e Capitão Christophe Van-De Velde por abrir as portas da Royal Military Academy (RMA).

Agradeço ao CNPq (Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico) e a AEB (Agência Espacial Brasileira) pelo aporte durante o período de doutorado SWE – doutorado sanduíche – na Universidade Livre de Bruxelas no contexto do programa Ciência Sem Fronteiras Espacial.

Meus sinceros agradecimentos a minha instituição, Universidade de Brasília, que permitiu meu afastamento durante o período SWE em Bruxelas. Bem como ao curso de doutorado em Ciências Mecânicas da Faculdade de Tecnologia, Departamento de Engenharia Mecânica, na figura de seu coordenador, Prof. Dr. Lucival Malcher. Estendo ao Sr. Prof. Dr. Augusto Brasil, diretor da Faculdade UnB Gama, pelo apoio que sempre tem dado a capacitação dos docentes da FGA.

Um agradecimento especial aos membros da banca, professores Mario Siqueira, Patrick Hendrick, Junpyo Lee e Carlos Alberto Gurgel Veras.

RESUMO

Este trabalho descreve um estudo teórico-experimental de instabilidade de combustão em motor foguete a propelente híbrido. O objetivo geral da pesquisa foi produzir uma metodologia para a caracterização de instabilidade de combustão em motor foguete híbrido aplicada à fase de projeto conceitual, de forma a poder estimar as frequências acústica e não-acústica.

Nos sistemas propulsivos químicos as instabilidades na combustão são fenômenos intrínsecos e podem ocorrer se o projeto do motor não for desenvolvido de forma a controlar o processo de queima. Atualmente não existe um método universalmente aceito para eliminar o problema da combustão oscilatória nos foguetes híbridos.

Na primeira fase desta pesquisa foi desenvolvida uma metodologia para realizar a caracterização acústica da cavidade interna do motor. A abordagem utiliza o Método da Matriz de Transferência para prever a resposta acústica. Os resultados mostraram boa concordância entre os valores teóricos e experimentais, além de permitir a estimativa das frequências acústicas considerando a variação temporal do diâmetro da porta de combustão.

No estudo das instabilidades de combustão de origem não-acústica foi desenvolvida uma extensão do modelo de instabilidade devido ao acoplamento com o sistema de alimentação de oxidante líquido, também conhecida como teoria L^* . Através da extensão desta teoria, este trabalho sugere a Eq. (5.40) como forma universal de análise de critério de instabilidade para motor foguete propelente híbrido.

Observou-se que o parâmetro $\Delta p/\bar{p}_c$ tem grande influência sobre o comportamento do motor. Em todos os testes em que $\Delta p/p_c > 0,7$ as oscilações de pressão na câmara de combustão ficaram abaixo de 5%. O impacto do comprimento da pré-câmara sobre a estabilidade de combustão foi analisado experimentalmente. Os dados sugerem que o aumento do comprimento da pré-câmara melhora a estabilidade do motor.

Desta forma, o projeto de motores de foguete a propelente híbrido deve levar em conta o fato de que a estabilidade na operação do motor está diretamente relacionada a $\Delta p/\bar{p}_c$, através da teoria L^* desenvolvida neste trabalho e que o parâmetro τ_1 é mais importante que o tempo de reposta da camada limite, quando é utilizado oxidantes líquidos.

ABSTRACT

Hybrid rockets have attracted renewed attention because of their advantages over the others chemical rockets systems such as simplicity, safety, good performance, comparatively cleaner environmental characteristics and lower cost, particularly compared with solid propellant rockets.

In chemical propulsion systems, combustion instabilities are intrinsic phenomena and can occur if the motor design is not developed in order to control the burning process. Nowadays there is not a general methodology to avoid the oscillatory combustion in hybrid rocket motors.

This work describes a theoretical and experimental study of combustion instability in hybrid rocket motors. The aim of the research was the development of a systematic approach to characterize the combustion instability of hybrid motor during conceptual design phase.

At first, it was developed a methodology to characterize acoustic frequencies of the motor inner cavity. The approach uses the Transfer Matrix Method to obtain the acoustic modes.

The results were in accordance with the experimental data, and this methodology allows to estimate the acoustic frequencies taking into account the combustion port time dependency.

In order to study non-acoustic instability, this work developed an extension for the feed-system-coupled instability applied to hybrid motors using liquid oxidizers and we suggest Eq. (5.40) as general instability analysis criteria for hybrid rocket motors.

From the investigation of the variables related to liquid oxidizer that influences the oscillatory characteristics of the chamber pressure it is possible to observe that the parameter $\Delta p/\bar{p}_c$ plays an important rule in the motor behaviour. In the tests with $\Delta p/p_c > 0.7$ the combustion chamber pressure oscillation stayed less than 5%.

Experimental data suggests that by increasing the motor pre-chamber, it is possible to reduce the combustion chamber pressure oscillation even with a small $\Delta p/\bar{p}_c$ ratio. Thus, the design of hybrid rocket motors must take into account the $\Delta p/\bar{p}_c$ influency over the combustion instability. As well the fact that L^* theory developed during this work shows that the combustion time delay of the liquid oxidizer (τ_1) is more important than the response time of the solid fuel boundary layer (τ_2), when liquid oxidizer is applied.

SUMÁRIO

| | |
|---|-------------|
| RESUMO | VIII |
| ABSTRACT | IX |
| SUMÁRIO | X |
| LISTA DE TABELAS | XII |
| LISTA DE FIGURAS | XIII |
| LISTA DE SÍMBOLOS | XV |
| 1. INTRODUÇÃO | 18 |
| 1.1. PANORAMA HISTÓRICO | 20 |
| 1.2. CONTEXTUALIZAÇÃO | 23 |
| 1.3. MOTIVAÇÃO | 27 |
| 1.4. OBJETIVOS | 30 |
| 1.4.1. Objetivos Gerais | 30 |
| 1.4.2. Objetivos Específicos | 30 |
| 1.5. ORGANIZAÇÃO DO TRABALHO | 30 |
| 2. INSTABILIDADE DE COMBUSTÃO EM SISTEMAS PROPULSIVOS QUÍMICOS | 32 |
| 2.1. INSTABILIDADE DE COMBUSTÃO EM MOTOR FOGUETE A PROPELENTE LÍQUIDO | 33 |
| 2.1.1. Controle das Instabilidades em Sistemas Propulsivos Líquidos | 36 |
| 2.1.2. Teoria L* para Motores de Foguete a Propelente Líquido | 37 |
| 2.2. INSTABILIDADE DE COMBUSTÃO EM MOTOR FOGUETE A PROPELENTE SÓLIDO | 44 |
| 2.3. INSTABILIDADE DE COMBUSTÃO EM MOTOR FOGUETE A PROPELENTE HÍBRIDO | 46 |
| 2.3.1. Instabilidade de Baixa Frequência Intrínseca aos Foguetes Híbridos (ILFI) | 48 |
| 2.3.2. Modelo do Retardo Térmico | 50 |
| 2.3.3. Modelo da Combustão da Fase Gasosa | 51 |
| 2.3.4. Modelo Térmico Acoplado | 52 |
| 2.4. CONSIDERAÇÕES SOBRE INSTABILIDADE DE COMBUSTÃO EM MOTORES DE FOGUETES HÍBRIDOS | 53 |
| 2.5. ESTADO DA ARTE | 54 |
| 3. METODOLOGIA E APARATO EXPERIMENTAL | 60 |
| 3.1. MODELO DE ENGENHARIA DO MOTOR HÍBRIDO SARA | 60 |
| 3.1.1. Banco de Teste e Aparato Experimental do LPQ-UnB | 63 |
| 3.1.2. Sistema de Aquisição de Dados e Medição | 64 |
| 3.2. MOTOR HÍBRIDO ULBHRE DA UNIVERSIDADE DE BRUXELAS | 66 |
| 3.2.1. Banco de Testes e Aparato Experimental do ATM - ULB | 67 |
| 3.2.2. Sistema de Aquisição de Dados e Medição | 67 |
| 3.3. CARACTERÍSTICAS PROPULSIVAS DOS MOTORES | 69 |
| 3.3.1. Resultados Experimentais | 72 |
| 3.4. METODOLOGIA PARA DETERMINAR AS OSCILAÇÕES DE PRESSÃO NA CÂMARA DE COMBUSTÃO | 76 |
| 4. METODOLOGIA PARA A CARACTERIZAÇÃO ACÚSTICA DA CÂMARA DE COMBUSTÃO DOS MOTORES DE FOGUETE A PROPELENTE HÍBRIDO | 80 |
| 4.1. GEOMETRIA DO MOTOR MODELO | 81 |
| 4.2. MODELAGEM ANALÍTICA E NUMÉRICA | 82 |
| 4.2.1. Estimativa de Frequência do Primeiro Modo Longitudinal | 82 |
| 4.2.2. Método da Matriz de Transferência | 83 |
| 4.2.3. Solução Numérica | 85 |
| 4.3. VALIDAÇÃO DO MÉTODO DA MATRIZ DE TRANSFERÊNCIA | 86 |
| 4.3.1. Resultados dos Testes de Validação da Matriz de Transferência | 89 |
| 4.4. APLICAÇÃO DO MÉTODO DA MATRIZ DE TRANSFERÊNCIA PARA O MOTOR SARA | 91 |
| 5. INSTABILIDADE DE COMBUSTÃO ASSOCIADA AO SISTEMA DE ALIMENTAÇÃO DE OXIDANTE LÍQUIDO EM MOTORES DE FOGUETE A PROPELENTE HÍBRIDO | 94 |

| | |
|--|------------|
| 6. RESULTADOS | 106 |
| 6.1. COMPARAÇÃO DO RESULTADO DA EXTRAPOLAÇÃO DA TEORIA L^* PARA MOTOR FOGUETE HÍBRIDO COM OS DADOS DE TESTES EXPERIMENTAIS | 106 |
| 6.2. ANÁLISE DE FREQUÊNCIA | 114 |
| 6.3. IMPACTO DA DENSIDADE DO OXIDANTE NA ESTIMATIVA DO TEMPO CARACTERÍSTICO NA PRÉ-CÂMARA DE COMBUSTÃO | 121 |
| 6.4. MITIGAÇÃO DAS INSTABILIDADES DE COMBUSTÃO | 122 |
| 7. CONCLUSÕES | 125 |
| 8. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS | 128 |
| ANEXOS | 134 |

LISTA DE TABELAS

| | |
|---|-----|
| <i>Tabela 1: Projetos de Acesso ao Espaço – Satélite de Reentrada Atmosférica – SARA</i> | 24 |
| <i>Tabela 2: Principais tipos de instabilidade em sistemas líquidos (Sutton & Biblarz, 2010, com modificações)</i> | 35 |
| <i>Tabela 3: Parâmetros do Motor SARA, valores de projeto</i> | 61 |
| <i>Tabela 4: Requisitos conceituais do motor, Andrianov et al., (2015)</i> | 62 |
| <i>Tabela 5: Principais equipamentos de medição do banco de testes</i> | 65 |
| <i>Tabela 6: Parâmetros do Motor ULBHRE, valores de projeto</i> | 66 |
| <i>Tabela 7: Dados dos testes motor SARA</i> | 70 |
| <i>Tabela 8: Dados dos testes motor ULBHRE</i> | 71 |
| <i>Tabela 9: Configurações básicas dos injetores ATM-ULB</i> | 71 |
| <i>Tabela 10: Condições de contorno para uma cavidade acústica 1D arbitrária</i> | 85 |
| <i>Tabela 11: Caracterização acústica para as primeiras frequências naturais do motor–73 mm</i> | 90 |
| <i>Tabela 12: Caracterização acústica para as primeiras frequências naturais do motor–140 mm</i> | 90 |
| <i>Tabela 13: Configuração inicial do grão combustível</i> | 107 |
| <i>Tabela 14: Resultados para o motor SARA</i> | 111 |
| <i>Tabela 15: Resultados para o motor ULBHRE</i> | 112 |
| <i>Tabela 16: Estudo das frequências</i> | 119 |
| <i>Tabela 17: Impacto da pré-câmara, injetor axial</i> | 123 |
| <i>Tabela 18: Impacto da pré-câmara, injetor Showerhead</i> | 124 |

LISTA DE FIGURAS

| | |
|--|-----|
| <i>Figura 1: Esquemático de um Motor Foguete Híbrido, Gelain (2017), com modificações</i> | 19 |
| <i>Figura 2: Satélite de Reentrada Atmosférica –SARA (PNAE: 2012-2021, AEB)</i> | 25 |
| <i>Figura 3: Projeto conceitual motor SARA, Universidade de Brasília</i> | 25 |
| <i>Figura 4: Motor foguete híbrido do ATM-ULB</i> | 26 |
| <i>Figura 5: Pressão versus tempo para a missão (A) e para um intervalo de tempo (B)</i> | 27 |
| <i>Figura 6: Peça do conjunto da placa injetora do motor SARA parcialmente</i> | 28 |
| <i>Figura 7: Dependência do perfil da pressão na câmara de combustão em função</i> | 28 |
| <i>Figura 8: Defletores na face da placa injetora do motor FI-Saturno V;</i> | 37 |
| <i>Figura 9: Diagrama das cavidades acústicas absorvedoras de energia, Sutton et al., 2010</i> | 37 |
| <i>Figura 10: Processos físico-químicos em motores de foguete a propelente líquido, Culick e Yang, 1995, com modificações</i> | 38 |
| <i>Figura 11: Vazão mássica na câmara de combustão motor foguete líquido</i> | 38 |
| <i>Figura 12: Critério de estabilidade para foguete líquidos</i> | 43 |
| <i>Figura 13: Pressão no sistema de alimentação de oxidante e na câmara de combustão – GOx/Parafina (Karabeyoglu et al., 2005)</i> | 49 |
| <i>Figura 14: Transformada de Fourier da pressão na câmara de combustão GOx/Parafina (Karabeyoglu et al., 2005)</i> | 49 |
| <i>Figura 15: Modelo térmico acoplado de Karabeyoglu et al., (2005) para motor foguete híbrido</i> | 50 |
| <i>Figura 16: Conceito modular do motor híbrido</i> | 61 |
| <i>Figura 17: Corte seccional da versão final do motor híbrido com detalhes das seções modulares</i> | 62 |
| <i>Figura 18: Motor SARA instalado na bancada durante o procedimento de teste</i> | 63 |
| <i>Figura 19: Vista do sistema de acondicionamento de oxidante e dos contêineres de controle (ao fundo) e de testes (à direita)</i> | 64 |
| <i>Figura 20: Sistema de aquisição de dados e sensores</i> | 65 |
| <i>Figura 21: Diagrama 3D do motor ULBHRE</i> | 66 |
| <i>Figura 22: Motor híbrido ULBHRE montado no banco de testes de Beauvechain, Bélgica</i> | 68 |
| <i>Figura 23: Esquemático do banco de testes do ATM-ULB, Bouziane et al., (2017)</i> | 68 |
| <i>Figura 24: Motor ULBHRE instalado na bancada durante o procedimento de teste</i> | 69 |
| <i>Figura 25: Característica modular do injetor do motor SARA,</i> | 72 |
| <i>Figura 26: Configuração dos injetores utilizados no motor ULBHRE</i> | 72 |
| <i>Figura 27: Curva de pressão para o motor SARA, teste #3</i> | 73 |
| <i>Figura 28: Curva de pressão para o motor ULBHRE, teste #37</i> | 73 |
| <i>Figura 29: Curva de pressão do transdutor de pressão tipo membrana, teste #22</i> | 75 |
| <i>Figura 30: Curva de pressão do transdutor de pressão tipo piezoelétrico, teste #22</i> | 75 |
| <i>Figura 31: Tela onde é realizado o recorte do sinal para análise</i> | 78 |
| <i>Figura 32: Transformada de Fourier do sinal recortado</i> | 78 |
| <i>Figura 33: Espectrograma do sinal recortado</i> | 79 |
| <i>Figura 34: Frequência no domínio do tempo</i> | 79 |
| <i>Figura 35: Janela de mapeamento da frequência no domínio do tempo</i> | 79 |
| <i>Figura 36: Gráfico do sinal mapeado,</i> | 79 |
| <i>Figura 37: Vista explodida do Motor Modelo</i> | 81 |
| <i>Figura 38: Principais dimensões do Motor Modelo</i> | 82 |
| <i>Figura 39: Malha (FEM) da cavidade do motor</i> | 86 |
| <i>Figura 40: Montagem experimental e sistema de aquisição de dados dos testes de validação do Método da Matriz de Transferência</i> | 88 |
| <i>Figura 41: Gradiente da velocidade do som na linha média do motor para portas de combustão com diâmetros de 100 mm, 120 mm e 140 mm, com o intuito de representar a variação da porta de combustão devido a queima do combustível</i> | 91 |
| <i>Figura 42: Geometria interna do motor SARA utilizada no Método da Matriz de Transferência</i> | 92 |
| <i>Figura 43: Transformada Rápida de Fourier, motor SARA teste #3</i> | 92 |
| <i>Figura 44: Processos físico-químicos em motores de foguete a propelente híbrido, simplificado</i> | 95 |
| <i>Figura 45: Representação dos tempos característicos τ_1 e τ_2 e da geometria interna do motor SARA (em mm)</i> | 96 |
| <i>Figura 46: Critério de estabilidade para foguete híbridos</i> | 104 |
| <i>Figura 47: Caracterização do injetor Showerhead utilizando</i> | 109 |
| <i>Figura 48: Caracterização do injetor Showerhead utilizando água como fluido de trabalho</i> | 109 |

| | |
|--|-----|
| <i>Figura 49: Critério de estabilidade segundo o resultado da Teoria L^* para motores híbridos</i> | 111 |
| <i>Figura 50: Curva de pressão, teste #22</i> | 113 |
| <i>Figura 51: Largura do ruído do sensor em repouso</i> | 113 |
| <i>Figura 52: FFT do ruído do sensor em repouso</i> | 114 |
| <i>Figura 53: Espectrograma 3D, teste #4</i> | 114 |
| <i>Figura 54: Variação da frequência no tempo, teste #4</i> | 115 |
| <i>Figura 55: FFT – espectrograma 2D, teste #4</i> | 115 |
| <i>Figura 56: Espectrograma 3D, teste #15</i> | 116 |
| <i>Figura 57: FFT – Espectrograma 2D, teste #15</i> | 116 |
| <i>Figura 58: Variação da frequência no tempo,</i> | 116 |
| <i>Figura 59: Espectrograma 3D, teste #1</i> | 117 |
| <i>Figura 60: FFT – Espectrograma 2D, teste #1</i> | 117 |
| <i>Figura 61: Variação da frequência no tempo, teste #1</i> | 118 |
| <i>Figura 62: Perfil da frequência em função de τ_1</i> | 120 |
| <i>Figura 63: Perfil da frequência em função de τ_2</i> | 121 |
| <i>Figura 64: Variação da estimativa de τ_1 em função das concentrações de líquido e gás no escoamento do oxidante</i> | 121 |

LISTA DE SÍMBOLOS

LATINOS

a : coeficiente da taxa de regressão (mm/s)

A : área (m^2)

A_o : área total dos orifícios do(s) injetor(es) (m^2)

A_t : área da seção transversal da garganta da tubeira (m^2)

c : velocidade do som (m/s)

c^* : velocidade característica (m/s)

c_d : coeficiente de descarga

f : frequência (Hz)

f_{1L} : primeiro modo acústico longitudinal (Hz)

F_T : função de transferência do sistema térmico

F_{TC} : função de transferência (sistema acoplado TC)

G : fluxo de massa ($g/cm^2 s$)

G_o : fluxo de massa inicial de oxidante ($g/cm^2 s$)

I_{sp} : impulso específico (s)

L : comprimento (m)

L^* : comprimento característico do motor (m)

O/F : razão de mistura

m_f : massa de combustível consumido (kg)

\dot{m} : vazão mássica (g/s)

\dot{m}_{inj} : vazão mássica de propelente líquido através da placa injetora (g/s)

\dot{m}_n : vazão mássica dos gases na saída da tubeira (g/s)

\dot{m}_t : vazão mássica total (g/s)

n : expoente do fluxo mássico de oxidante

p : pressão (bar)

p' : oscilação da pressão em torno da pressão média, \bar{p} (*bar*)

R_o : constante universal dos gases perfeitos ($J/kg \cdot K$)

R : constante específica dos gases perfeitos ($J/kg \cdot K$)

$R\bar{T}$: produto médio constante universal dos gases – temperatura (J/Kg)

\dot{r} : taxa de regressão do grão combustível sólido (mm/s)

t : tempo (s)

t_c : tempo de atraso na combustão (s)

T : temperatura (K)

u : velocidade do fluxo livre (m/s)

V : volume (m^3)

GREGOS

ρ : massa específica (g/m^3)

γ : razão entre os calores específicos

λ : comprimento de onda (m)

Δp : queda de pressão no sistema de injeção (*bar*)

τ_{bl2} : tempo de atraso da resposta da camada limite (ms)

τ_r : tempo de residência dos gases na câmara de combustão (ms)

τ_1 : tempo característico dos gases na pré-câmara de combustão (ms)

τ_2 : tempo de retardamento térmico do combustível sólido (ms)

ω : frequência natural do sistema ressonante (s^{-1})

\emptyset : magnitude da perturbação de pressão sobre a média (*bar*)

α : termo de crescimento ou decrescimento na amplitude de oscilação da pressão (amplitude)

SUBSCRITO

c : câmara de combustão

l : líquido

f : combustível

ox : oxidante
pc : pré-câmara
port : porta de combustão
prop : propelente
s : superfície
T : tanque
tot : total

ABREVIACÕES

AEB : Agência Espacial Brasileira
CNPq : Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico
ESA : Agência Espacial Europeia
FGA : Faculdade do Gama, *Campus* do Gama da Universidade de Brasília
FRF : Função de Resposta e Frequência
GOx : Oxigênio Gasoso
IAE : Instituto de Aeronáutica e Espaço
HPT-UnB : *Hybrid Propulsion Team* da Universidade de Brasília
LPQ-UnB : Laboratório de Propulsão Química da Universidade de Brasília
LOx : Oxigênio Líquido
MFPH : Motor Foguete a Propelente Híbrido
MFPL : Motor Foguete a Propelente Líquido
MFPS : Motor Foguete a Propelente Sólido
NOx : Óxido Nitroso
PNAE : Programa Nacional de Atividades Espaciais (2012 – 2021)
RMA : Academia Real Militar da Bélgica; ERM – Ecole Royale Militaire
SARA : Satélite de Reentrada Atmosférica
ULB : Universidade Livre de Bruxelas
UnB : Universidade de Brasília

1. INTRODUÇÃO

Os motores de foguete a propelente químico diferem dos outros tipos de tecnologia de propulsão à jato por levarem a massa de propelente (oxidante e combustível) no próprio sistema propulsivo, o que permite uma infindável gama de aplicações, desde torpedos submarinos a espaçonaves orbitando no vácuo espacial. A energia propulsiva é gerada através de reações exotérmicas entre os propelentes e, de forma geral, são classificados como: (i) líquidos, (ii) sólidos e (iii) híbridos.

Os Motores de Foguete a Propelente Líquido (MFPL) possuem os propelentes no estado líquido armazenados em tanques pressurizados. O combustível e o oxidante são transferidos para a câmara de combustão onde ocorre a liberação de energia. Os motores líquidos têm o melhor desempenho, em termos de impulso específico, dentre os sistemas químicos convencionais. Mas sua complexidade e quantidade de partes móveis elevam o seu custo de desenvolvimento. O exemplo mais proeminente de sistema bipropelente líquido é motor F1 do foguete Saturno V do programa lunar estadunidense, que utilizava o par propelente LOx/RP1 (oxigênio líquido e querosene).

Nos Motores de Foguete a Propelente Sólido (MFPS) os propelentes são misturados antes do voo e armazenados na forma de um sólido na câmara de empuxo do motor. Essa mistura altamente reativa e potencialmente explosiva ignita e queima até que todo o propelente seja ejetado. A reação química gera calor e os gases oriundos da combustão são acelerados por um bocal convergente/divergente. Os MFPS são relativamente fáceis de operar e comparativamente pequenos, possuindo uma elevada densidade de empacotamento. No entanto, são difíceis de serem manufaturados, manuseados, transportados e controlados. Seu desempenho é menor comparado ao que é possível conseguir com um foguete a propelente líquido e os produtos da exaustão são frequentemente tóxicos. Como exemplo de propelente sólido, pode-se citar a combinação: Perclorato de Amônio (70%), oxidante, e a mistura Polibutadieno Hidroxilado, HTPB, (15%) e Alumínio (15%), combustível, que impulsionou o motor S44, quarto estágio dos foguetes VLS (Veículo Lançador de Satélite) desenvolvido para o Programa Espacial Brasileiro pelo IAE/DCTA, IAE (2012).

Neste contexto, os motores de foguete híbrido, Figura (1), são assim denominados devido à sua concepção, que traz um dos componentes do propelente na fase líquida e outro na fase sólida. Nos motores híbridos clássicos o oxidante líquido fica armazenado em tanques, enquanto o combustível sólido se encontra na câmara de combustão, ambos separados pelo sistema de alimentação. A nave espacial *SpaceShipTwo* (Virgin Galactic), projetada para executar voos turísticos suborbital, utiliza um motor híbrido com par propelente N_2O /HTPB (óxido nitroso/polibutadieno hidroxilado).

Devido a sua configuração, os foguetes híbridos são mais simples que os bipropelentes líquidos, podem fornecer impulso específico maior que os propelentes sólidos, comumente são mais seguros que os demais sistemas e os produtos da exaustão normalmente não são tóxicos. As desvantagens podem incluir uma baixa taxa de regressão do grão combustível sólido, a variação da razão de mistura (O/F) durante o processo de queima e desempenho, impulso específico, menor quando comparado aos bipropelentes líquidos. Outro entrave da propulsão híbrida é uma grande defasagem técnica em relação aos outros sistemas propulsivos químicos, que em perspectiva, os tornam em potenciais plataformas para estudos e desenvolvimento de novas tecnologias.

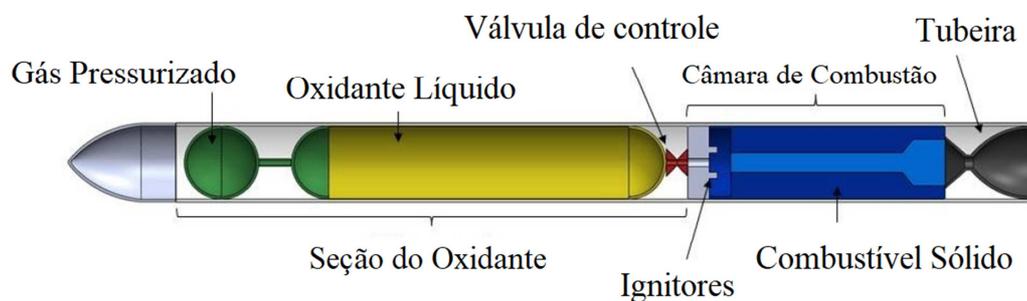


Figura 1: Esquemático de um Motor Foguete Híbrido, Gelain (2017), com modificações

Desde meados dos anos de 1990 houve um renovado interesse na pesquisa de foguetes a propelente híbrido, principalmente após eventos de falha em motores a propelente sólido, sendo o mais notório a explosão do ônibus espacial *Challenger*.

A missão STS-51L do *Challenger* terminou 73 segundos após a decolagem devido a falha de um anel de vedação (*O-ring*) do *booster* sólido do lado direito da espaçonave, que permitiu que gases quentes à alta pressão escapassem deste motor. Este material vaporizado colidiu com o suporte que ligava o *booster* ao tanque de propelente líquido

externo, levando ao seu colapso. A quebra da parte inferior do tanque externo levou ao vazamento de hidrogênio e oxigênio líquido, NASA (1986). A queima explosiva do hidrogênio e as severas cargas aerodinâmicas selaram o destino do veículo e de sua tripulação.

Desta forma, os motores de foguete a propelente híbrido despontam como uma alternativa aos sistemas propulsivos sólidos em determinadas aplicações. Nos últimos anos destacaram-se dois acontecimentos cruciais na propulsão híbrida: (i) o sucesso do voo da nave *SpaceshipOne* (2004) e *SpaceshipTwo* (2010) cujo sistema propulsivo do segundo estágio é baseado em tecnologia híbrida e (ii) a descoberta de uma classe de combustíveis à base de parafina que possuem taxa de regressão entre três e quatro vezes maior que a dos combustíveis tradicionalmente utilizados, como HTPB e HDPE (Polietileno de Alta Densidade). Tais acontecimentos aproximam cada vez mais os sistemas propulsivos híbridos de aplicações em escala comercial.

1.1. PANORAMA HISTÓRICO

Os primeiros trabalhos com propulsão híbrida datam do final dos anos 1930 na I. G. Farben, na Alemanha, e na *California Rocket Society*, nos Estados Unidos da América. No final dos anos trinta Hermann Oberth realizou alguns trabalhos na Alemanha utilizando oxigênio líquido (LOx)/grafite. O esforço não trouxe sucesso, pois o carbono tem um alto calor de sublimação resultando em uma taxa de queima desprezível. Entretanto, algumas fontes atribuem que o primeiro motor de foguete a propelente híbrido foi desenvolvido em 1933 no contexto da União das Repúblicas Socialistas Soviéticas (URSS). Projetado por M.K. Tikhonravov, o pequeno foguete GIRD-9 do Grupo para o Estudo de Motores de Reação (*Group for the Study of Reaction Motors*) tinha como par propelente LOx/gasolina semi-líquida e voou pela primeira vez em agosto de 1933. O GIRD foi liderado pelo renomado cientista aeroespacial Sergei Korolev, Tahmasebi & Karimi (2015); Cantwell *et al.*, (2010).

No começo dos anos 40, a *California Pacific Rocket Society* conduziu pesquisas que obtiveram maiores sucessos. Empregando LOx com inúmeros combustíveis como madeira, cera e finalmente borracha. A combinação LOx/borracha foi a que obteve os melhores resultados. Um foguete usando esse propelente voou em junho de 1951 a uma altitude de

aproximadamente 9 km. Embora a *California Pacific Rocket Society* não tenha publicado nenhuma análise balística, obteve-se um conceito apurado dos fundamentos da queima de combustíveis híbridos como se evidencia pela seguinte afirmação: “A pressão na câmara do motor de um foguete sólido-líquido é proporcional ao fluxo de oxidante e não expõe a área da superfície interna à chama. Desta forma, não há risco de explosões devido a rachaduras e fissuras na carga como nos foguetes sólidos”, Humble *et al.*, (1995).

Na metade dos anos 50 dois significantes avanços neste tipo de tecnologia foram obtidos. Um pela *General Electric*, envolvendo o uso de 90% peróxido de hidrogênio e polietileno. Esse esforço foi bem-sucedido, pois a combustão foi relativamente homogênea e com alta eficiência, rachaduras no grão combustível não tiveram efeitos na combustão, a uniformidade longitudinal da queima foi extraordinária. Além disso, a operação do motor foi fácil, usando uma simples válvula para o controle do propelente líquido, Moore *et al.*, (1954).

Durante os anos 60, organizações de dois países da Europa se engajaram no estudo dos foguetes híbridos, principalmente para voos testes de foguetes de sondagens. Essas organizações eram ONERA – *Office National d'Etudes et Recherches Aéropatiales* – (com a SNECMA – *Société Nationale d'Étude et de Construction de Moteurs d'Aviation*) na França e Volvo-Flygmotor na Suécia. A ONERA usou um propelente hipergólico baseado no ácido nítrico e amina (combustível). O primeiro voo deste veículo ocorreu em abril de 1964, seguidos de três voos em 1965 e quatro voos em 1967. Todos esses voos foram bem-sucedidos alcançando altitudes de aproximadamente 100 km. O foguete da Volvo-Flygmotor foi baseado na combinação hipergólica de ácido nítrico e Tagaform (polibutadieno-PB, mais uma amina aromática). Ele fez um voo bem-sucedido em 1969 transportando uma carga útil de 20 kg a uma altitude de 80 km.

A *United Technologies Center (Chemical Systems Division* – Divisão de Sistemas Químicos) e *Beech Aircraft* desenvolveram um foguete de alta altitude no final dos anos 60. Chamado de *Sandpiper*, ele usou MON-25 (25% NO, 75% N₂O₄) e Polimetilmetacrilato/Magnésio (PMM-Mg) como combustível. Os primeiros dos seis voos ocorreram em janeiro de 1968, com duração de mais de 300 segundos e 160 km. O HAST, uma segunda versão, com uma maior carga útil foi baseado na combinação de propelente IRFNA (*Inhibited Red Fuming Nitric Acid*) – PB/PMM. Uma última versão desse veículo,

o *Firebolt*, foi desenvolvido pela *Chemical Systems Division (CSD)* e *Teledyne Aircraft*, usando a mesma configuração de propulsão do HAST. Esse programa de sucesso terminou no meio dos anos 1980, Cantwell *et al.*, (2010).

A *Lockheed Martin Space Systems Company (LMSSC)* tem trabalhado com tecnologia de propulsão híbrida desde 1989. Os estudos iniciais estavam focados na substituição dos *boosters* sólidos do Ônibus Espacial (*Space Shuttle*) após o desastre do veículo *Challenger* em 1986. Os trabalhos foram realizados com a *AMROC (American Rocket Company)* durante os programas DM-1, DM-2 e do desenvolvimento dos motores do *Hybrid Technology Option Project (HyTOP)*. O projeto HyTOP eventualmente levou ao chamado *Hybrid Propulsion Demonstration Program (HPDP)* que desenvolveu motores de grande porte, 250.000 lbf (~1.112,06 kN) valor de projeto, com teste com empuxo máximo de aproximadamente 935 kN. Com o HPDP, a *Lockheed Martin* testou muitas tecnologias que foram desenvolvidas no escopo de um programa interno independente de pesquisa e desenvolvimento (IP&D) que trouxe alguma maturidade tecnológica aos sistemas híbridos, United States Air Force (2006); Story *et al.*, (2003).

Com o objetivo de levar os motores de foguete a propelente híbrido de larga escala ao status de voo o *Hybrid Technology Option Project (HyTOP)* foi iniciado em 1994 com receita provinda do *Defense Advanced Research Projects Agency (DARPA)* dos Estados Unidos. O projeto previa a construção e desenvolvimento de quatro motores híbridos AMROC de 1,1 MN (H-250 k) de empuxo (250.000 lbf). Destes, duas qualificações em voo foram realizadas, Humble *et al.*, (1995); Estey *et al.*, (1993).

Um programa conhecido como *Joint Government/Industry Independent Research and Development Program (JIRAD)*, com os mesmos objetivos do projeto HyTOP, foi estabelecido no início dos anos de 1990 nos Estados Unidos da América. A companhia Boeing Rocketdyne desenvolvia os injetores; *United Technologies Chemical Systems Division (CSD)* forneciam os projetos dos motores e do grão combustível; NASA – Marshall proviam as instalações de testes e suporte para as operações, Krishnan (2002). O programa JIRAD abordou as seguintes questões sobre tecnologia híbrida: 1) características da taxa de regressão; 2) neutralização da queima na rede do combustível; 3) eficiência da combustão; 4) estabilidade da combustão; 5) características de controle; 6) resposta dos materiais da tubeira.

Sob o escopo do programa JIRAD foram realizados aproximadamente 35 testes de voo utilizando motores híbridos. Os níveis de empuxo variaram de 4,5 kN a 13,4 kN. O par propelente utilizado foi HTPB (*Hydroxyl-terminated polybutadiene*) como combustível e GOx (Oxigênio Gasoso) como oxidante. Os testes englobavam: (i) pressões na câmara acima de 6,9 MPa (69 bar); (ii) razão oxidante combustível entre 1,1 e 3,3 (sendo a razão estequiométrica de aproximadamente 3) e (iii) fluxo de massa médio máximo total de 560 kg/m²s. Os parâmetros de desempenho demonstrado foram: 1) eficiência da combustão de no mínimo 95%; 2) regimes de combustão instáveis e estáveis; 3) transientes de acelerações estáveis e suaves. O programa foi finalizado em 1994, Humble *et al.*, (1995).

Apesar de inúmeros testes bem-sucedidos os foguetes híbridos ficaram à margem das principais aplicações aeroespaciais dos anos 80 e 90 e ressurgem como uma forma de baratear custos e aumentar a segurança de lançamentos.

1.2. CONTEXTUALIZAÇÃO

Atualmente o Brasil desenvolve uma plataforma orbital destinada à realização de experimentos científicos e tecnológicos em ambiente de microgravidade. O denominado Satélite de Reentrada Atmosférica (SARA) é uma plataforma orbital, a ser colocada em órbita terrestre baixa (LEO) de 300 km, Figura (2). O principal impacto do desenvolvimento da plataforma SARA é a inserção do Brasil no mercado de missões científicas e tecnológicas em ambiente de microgravidade, PNAE:2012-2021, AEB (2012).

Segundo a Agência Espacial Brasileira (AEB) o projeto SARA encontra se em fase de verificação de seus subsistemas para voo suborbital. Essa fase de desenvolvimento de subsistemas, denominada SARA Suborbital, objetiva testar os subsistemas de recuperação, de redes elétricas e o módulo de experimentação. O Sara Suborbital consiste em um veículo de 350 kg, lançado por meio de um veículo de sondagem VS-40 modificado, a partir do Centro de Lançamento de Alcântara, com a finalidade de realizar experimentos em ambiente de microgravidade de curta duração, cerca de 8 min, IAE- BRASIL (2012). A Tabela (1) descreve as aplicações e os objetivos estratégicos do projeto da plataforma SARA.

Tabela 1: Projetos de Acesso ao Espaço – Satélite de Reentrada Atmosférica – SARA
(PNAE: 2012-2021, com modificações)

| Projeto | Satélite de Reentrada Atmosférica–SARA |
|------------------------|---|
| Aplicações | <ul style="list-style-type: none"> • Plataforma orbital e suborbital com capacidade de reentrada para uso em experimentos em microgravidade. |
| Objetivos estratégicos | <ul style="list-style-type: none"> • Dotar o país de capacidade de acesso ao espaço, com meios e recursos próprios. • Explorar o mercado comercial de serviços de lançamentos e recuperação de experimentos em microgravidade. • Dominar a tecnologia de reentrada na atmosfera. |
| Usuários | <ul style="list-style-type: none"> • AEB (programa de experimentos em microgravidade). • Agência Espacial Europeia (ESA). • Comunidade acadêmica nacional e internacional. • Empresas provedoras de serviço de lançamento e recuperação de cargas espaciais. |
| Previsão de lançamento | <ul style="list-style-type: none"> • Voo suborbital: 2013 (<i>status</i> atual) • Voo orbital: 2015 (adiado) |

O problema do SARA (plataforma orbital) foi teoricamente avaliado pelo HPT-UnB (*Hybrid Propulsion Team* da Universidade de Brasília), sugerindo a tecnologia de motor foguete a propelente híbrido para o sistema de indução de reentrada da plataforma. As características preliminares do motor capaz de cumprir a missão foram obtidas teoricamente por código de otimização multidisciplinar e multivariável, via algoritmos genéticos, Cás *et al.*, (2012).

Sob o escopo do programa *Uniespaço-2* da Agência Espacial Brasileira (AEB) o *Hybrid Propulsion Team* e o Laboratório de Propulsão Química (LPQ) da Universidade de Brasília projetaram e testaram o modelo de engenharia de um sistema propulsivo que atende aos requisitos do sistema de indução de reentrada da plataforma SARA, Figura (3).

O motor desenvolvido pela Universidade de Brasília visa provar a viabilidade da tecnologia de motores de foguete a propelente híbrido para aplicação no sistema de indução de reentrada. O desenvolvimento de um motor capaz de efetuar essa missão é uma

demanda tecnológica relevante para o programa espacial brasileiro, AEB (2012). Detalhes sobre o projeto do modelo de engenharia do motor SARA são apresentados no capítulo 3.

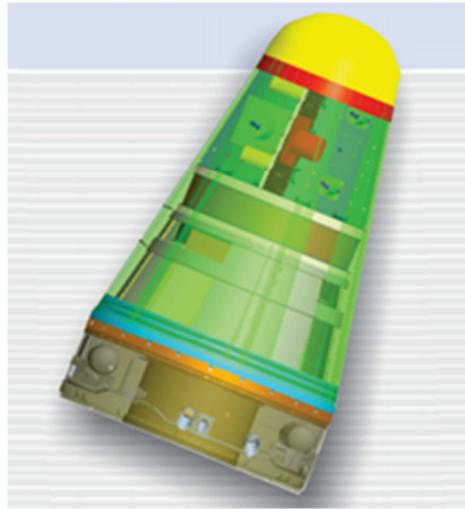


Figura 2: Satélite de Reentrada Atmosférica – SARA (PNAE: 2012-2021, AEB)



Figura 3: Projeto conceitual motor SARA, Universidade de Brasília

Desde o final do ano de 2006 o Departamento de Aero-Termo-Mecânica (ATM) da Universidade Livre de Bruxelas (ULB) vem desenvolvendo em conjunto com *Ecole Royale Militaire – Acadêmica Real Militar da Bélgica – (ERM)* um banco de testes para estudar a taxa de regressão do par propelente Parafina/ N_2O , Boughaba *et al.*, (2012).

A ULB projetou e testou um motor híbrido em escala de laboratório sob o contexto do projeto FAST20XX para aplicação no veículo ALPHA. O veículo ALPHA incorpora tecnologia de baixa energia para transporte suborbital. O veículo é idealizado para ser

lançado através de uma aeronave e configurado para transportar quatro passageiros adultos, incluindo o piloto, a uma altitude mínima de 100 km, Adirim *et al.*, (2011).

A configuração do motor desenvolvido na ULB é da mesma classe de empuxo e de aplicação bastante próxima ao escopo desta pesquisa. Neste contexto, parte do trabalho foi realizado em cooperação com o Departamento de Aero-Termo-Mecânica (ATM) através de uma parceria firmada em 2016. A Figura (4) traz detalhes do motor desenvolvido na Universidade Livre de Bruxelas.



Figura 4: Motor foguete híbrido do ATM-ULB

As oscilações de empuxo admissíveis para um sistema de propulsão operacional, tal como o módulo propulsivo de indução de reentrada da plataforma SARA e o motor híbrido do ATM-ULB, são limitadas por certas considerações práticas incluindo perfis de aceleração sobre a carga útil e sobre a estrutura do veículo. Isto faz da estabilidade de combustão uma questão crítica durante o desenvolvimento de um novo sistema de propulsão.

A instabilidade de combustão nos sistemas sólidos e líquidos tem sido estudada profundamente e teorias particularmente bem-sucedidas, juntamente com certas regras práticas para o projeto de sistemas estáveis, vêm sendo desenvolvidas. Entretanto, os mecanismos de instabilidade dos sistemas híbridos não foram explorados extensivamente.

1.3. MOTIVAÇÃO

Motores foguetes a propelente líquido, bem como sólido, apresentam instabilidades de combustão que são tipicamente de natureza acústica, mesmo que o processo apresente propagação de ondas entrópicas e perturbações vorticiais. Existe uma vasta literatura que trata do assunto, na medida em que estes dois sistemas propulsivos são largamente empregados no mercado aeroespacial.

O mesmo não se pode afirmar quando se trata de motores foguete a propelentes híbrido. As figuras 5(A) e 5(B) apresentam as curvas de pressão versus tempo do motor Heat-1X obtidas em voo experimental. Pode-se verificar claramente a ocorrência de instabilidades de baixa frequência ao longo de toda a missão. Na Figura 5(B), onde os dados são mostrados entre o terceiro e quarto segundos de voo, é possível estimar a frequência de oscilação em aproximadamente 8,0 Hz, Pedersen & Nyboe, (2011).

Os problemas enfrentados pela empresa Copenhagen Suborbitals, quanto a mitigação das instabilidades de baixa frequência no motor híbrido, culminou na sua substituição em favor de um motor foguete propelente líquido (LOx – Etanol) em 2014.

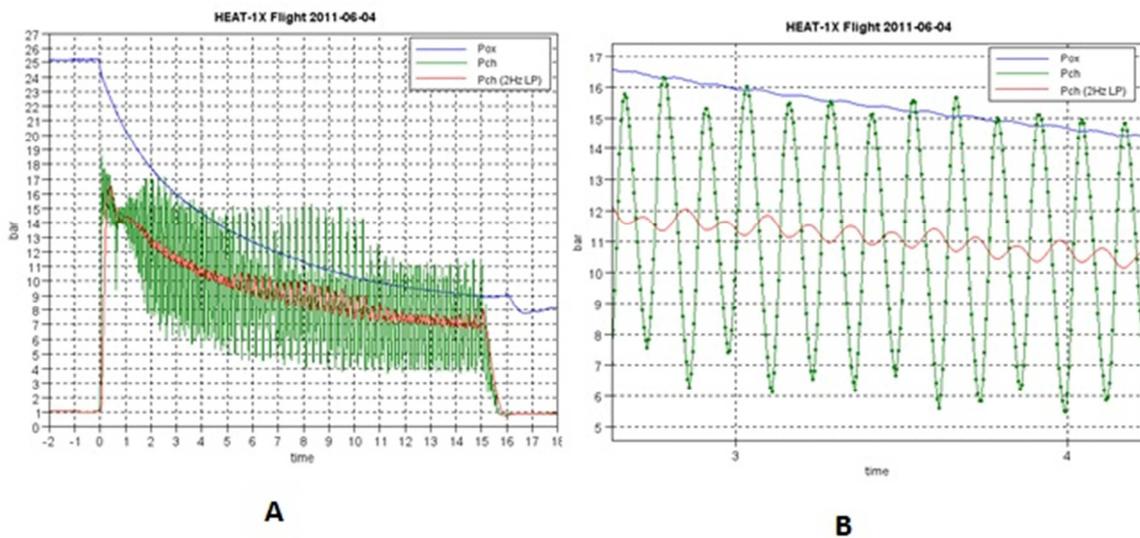


Figura 5: Pressão versus tempo para a missão (A) e para um intervalo de tempo (B)

Durante o desenvolvimento do motor SARA foram observadas instabilidades de combustão de origem não-acústica, baixa frequência. Em um teste em particular, o evento foi severo ao ponto de danificar uma peça do conjunto da placa injetora, Figura (6). Na

operação do motor híbrido da ULB também foram notadas mudanças no perfil da curva de pressão na câmara dependendo do injetor, figura (7). No gráfico é possível ver que dependendo do tipo de placa injetora pode-se aumentar ou diminuir a amplitude de oscilação de pressão na câmara de combustão.



Figura 6: Peça do conjunto da placa injetora do motor SARA parcialmente danificada após teste

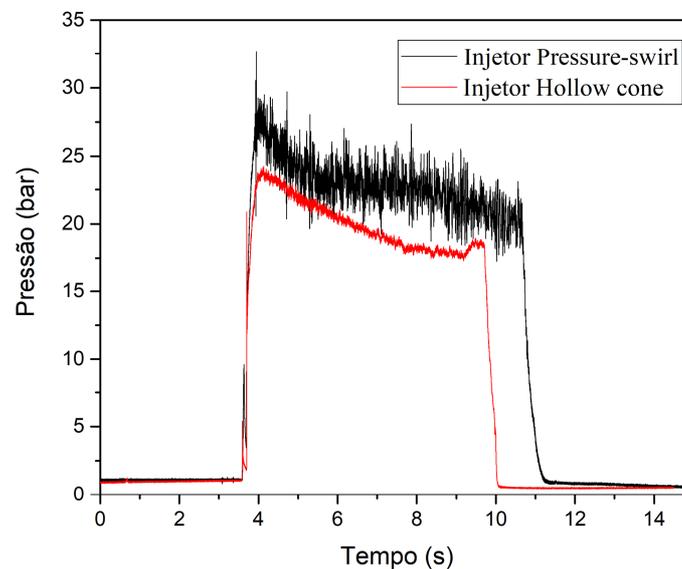


Figura 7: Dependência do perfil da pressão na câmara de combustão em função do tipo de injetor utilizado, fonte: ATM/ULB

Os programas citados na seção 1.1 também enfrentaram tais problemas. Os motores AMROC DM-01 apresentaram instabilidade de combustão com faixa de frequência de 2–3 Hz e amplitudes de oscilação de 15–20 % da pressão média. Os motores da JIRAD

também estavam susceptíveis a instabilidade de baixa frequência. Muitos destes testes mostraram oscilações de pressão na faixa de frequência de 8 a 15 Hz e oscilações de amplitude de 5 a 60 % da pressão média.

De um ponto de vista experimental, as oscilações de pressão podem aparecer e desaparecer no meio de um teste. Especificamente, no teste do motor AMROC DM-01, as oscilações de baixas frequências iniciaram após um pico de pressão e decaíram muito lentamente. Isto indicou que, para esse caso específico, o motor híbrido possui resposta natural dos componentes com um coeficiente de amortecimento pequeno para a faixa de baixa frequência. O pico de pressão causado por um breve bloqueio na garganta da tubeira ou por alguma explosão da mistura de oxidante e combustível na pré-câmara de combustão atua como distúrbio para ativar a resposta natural do sistema, Sutton & Biblarz (2010).

Tanto nos testes do programa JIRAD quanto nos do programa AMROC, as instabilidades de baixa frequência foram acompanhadas por altas frequências de origem acústica, principalmente, o primeiro modo longitudinal (*I-L*). Entretanto, não está claro se a instabilidade de alta frequência é o mecanismo gerador das de baixas frequências ou vice-versa. Um resultado da análise da curva de pressão para esses testes indicou que o formato das oscilações de pressão de baixa frequência não é linear, ou seja, o gráfico da curva de pressão não tem uma forma senoidal. Desta forma, esta não linearidade nas oscilações de baixa frequência excita vários modos acústicos da câmara de combustão.

Atualmente não existe um método universalmente aceito para eliminar o problema da combustão oscilatória nos foguetes híbridos. Apesar dos avanços recentes no entendimento das causas e soluções das instabilidades de combustão em motores híbridos, o desenvolvimento de uma teoria compreensiva e que prevê a estabilidade de combustão ainda é um dos maiores desafios no desenvolvimento da tecnologia, de forma que o tema continua sendo atual.

Esta linha de pesquisa, aplicada a motores híbridos, ainda é pouco explorada no Brasil, sendo relevante para a viabilização futura, em escala comercial, da tecnologia. Este trabalho de pesquisa faz parte de um esforço em que se busca estabelecer domínio científico e tecnológico no tema e que permita projetar motores híbridos, de diferentes

níveis de empuxo, com confiabilidade operacional no que concerne a integridade do veículo e da carga útil.

1.4. OBJETIVOS

1.4.1. Objetivos Gerais

O objetivo geral deste trabalho é produzir uma metodologia para a caracterização de instabilidade de combustão em motor foguete a propelente híbrido aplicada à fase de projeto conceitual, de forma a poder estimar a distância entre as frequências acústica e não-acústica.

1.4.2. Objetivos Específicos

- Determinar a relação entre a frequência observada nos testes experimentais com o tempo característico do oxidante na pré-câmara de combustão;
- Estender o modelo de instabilidade devido ao acoplamento com o sistema de alimentação (também conhecida como instabilidade L^*) dos motores de foguete a propelente líquido para os motores de foguete a propelente híbrido;
- Relacionar o modo de baixa frequência com a diferença de pressão entre a câmara de combustão e o tanque de oxidante;
- Apresentar uma metodologia para a predição das frequências de origem acústicas a ser aplicada na fase de projeto conceitual para motor foguete híbrido.

1.5. ORGANIZAÇÃO DO TRABALHO

O capítulo 2 introduz a discussão sobre as principais características das instabilidades de combustão dos motores de foguete a propelente líquido e sólido uma vez que comutam muitas características de *hardware* com os motores de foguete a propelente híbrido. O capítulo apresenta a instabilidade de combustão devido ao acoplamento entre a câmara de combustão e o sistema de alimentação de oxidante desenvolvida para os MFPL, esse tipo de instabilidade é também chamada de instabilidade L^* .

A descrição mais detalhada da instabilidade L^* se justifica devido ao fato de ser a base para o desenvolvimento do modelo de instabilidade de combustão devido ao acoplamento

com o sistema de alimentação de propelente desenvolvido neste trabalho. A teoria clássica para as instabilidades de baixa frequência intrínseca aos sistemas híbridos (não-acústicas) é também apresentada com o objetivo de nortear a discussão dos capítulos subsequentes. A seção finaliza trazendo algumas das pesquisas mais atuais na área.

No capítulo 3 é realizada a descrição da metodologia empregada no trabalho. São apresentados o Motor SARA da Universidade de Brasília (UnB) e o motor ULBHRE da Universidade Livre de Bruxelas (ULB), bem como seus bancos de testes e principais elementos do sistema de aquisição de dados e medição.

No capítulo 4 é apresentada uma abordagem sistemática para caracterizar as respostas acústicas dos motores de foguete híbrido a serem aplicadas na fase de projeto do sistema propulsivo. A metodologia sugerida para a caracterização acústica da câmara de combustão consiste em: (i) caracterização analítica; (ii) caracterização numérica; (iii) caracterização experimental.

O capítulo seguinte discute as instabilidades de combustão de origem não-acústica. A teoria L^* originalmente desenvolvida para motores de foguete líquido é modificada e são propostos critérios de instabilidade de combustão em motores híbridos devido ao acoplamento com o sistema de alimentação de propelente. As instabilidades de baixa frequência são estimadas utilizando como base o modelo proposto por Karabeyoglu *et al.*, (2005).

A parte final destina-se à discussão da metodologia de caracterização das instabilidades de combustão propostas, suas previsões, aplicação prática através de correlação com os dados experimentais e seu limite de aplicabilidade.

2. INSTABILIDADE DE COMBUSTÃO EM SISTEMAS PROPULSIVOS QUÍMICOS

Instabilidade de combustão em um motor de foguete, ou instabilidade durante o processo de operação de um motor de foguete, se manifesta como oscilação espontânea com uma grande quantidade de parâmetros que governam o processo de funcionamento do motor (pressão, velocidade, temperatura de gases e líquidos, dentre outros) em relação aos seus valores médios.

As condições de operações instáveis de um motor de foguete são caracterizadas pelo alcance desenvolvido no processo de oscilação, que são periódicas, não lineares, autossustentadas e com amplitudes constantes. Na maioria dos casos o processo oscilatório é mantido diretamente devido à energia liberada durante a combustão dos propelentes. A energia entrando no sistema oscilante é controlada por um laço de retroalimentação (*feedback*) entre o sistema oscilante e a fonte de energia. Existem muitos mecanismos complicados desta retroalimentação, enciclopédia Cosmonautics, Moscou (1985).

Nos sistemas propulsivos químicos as instabilidades de combustão são fenômenos intrínsecos e podem ocorrer se o projeto do motor não for desenvolvido de forma a controlar o processo de queima. O aparecimento de forças vibracionais de excessiva pressão ou incremento na transferência de calor são dois dos efeitos desse fenômeno. As forças vibracionais podem vir a quebrar partes do motor enquanto que a excessiva transferência de calor pode fundir partes da câmara de empuxo. Assim, o objetivo é prevenir as ocorrências destas instabilidades e preservar a confiabilidade da operação do motor.

Neste capítulo é realizada uma revisão das condições gerais que regem as instabilidades de combustão em motores de foguete líquido e sólido, como forma de embasar, globalmente, a discussão nos capítulos subsequentes. A descrição geral das instabilidades de combustão é necessária, pois os sistemas híbridos comutam de muitas características dos sistemas sólidos e líquidos. Uma revisão sobre as instabilidades de combustão dos motores de foguete propelente híbrido também é apresentada.

2.1. INSTABILIDADE DE COMBUSTÃO EM MOTOR FOGUETE A PROPELENTE LÍQUIDO

A combustão em câmaras de empuxo de motores de foguete propelente líquido não é perfeitamente uniforme e flutuações de pressão, temperatura e velocidade estão sempre presentes. Quando essas flutuações interagem com a frequência natural do sistema de alimentação de propelente ou com a acústica da câmara de combustão ocorrem oscilações periódicas sobrepostas, conhecidas como instabilidades.

Durante a operação normal de funcionamento do motor, a denominada combustão estável (*smooth combustion*) ocorre quando as flutuações da pressão não excedem 5% da pressão média na câmara. Paralelamente, a combustão irregular (*rough combustion*) é um conjunto de processos que fornecem grandes flutuações de pressão na parede da câmara e que ocorre em intervalos de tempos completamente randômicos, Sutton *et al.*, (2010).

A combustão instável (ou instabilidade de combustão) exhibe oscilações reconhecíveis e ocorrem em intervalos de tempo bem definidos; com picos de pressão que podem ser mantidos, aumentados ou destruídos. Estes picos periódicos representando grandes concentrações de energias vibracionais podem ser distinguíveis quando comparados ao ruído randômico de fundo. A Tabela (2) lista os principais tipos de instabilidades encontradas nas câmaras de empuxo de motores de foguete propelente líquido, bem como as faixas de frequência que definem instabilidade de baixa, média e alta frequência neste trabalho.

Esses tipos de instabilidade apresentam causas e efeitos específicos e os mais fundamentais deles estão resumidamente descritos, como se segue:

- Instabilidade de baixa frequência (10 – 400 Hz): o primeiro tipo de instabilidade de combustão decorre principalmente da natureza elástica do sistema de alimentação, da estrutura ou da imposição de forças propulsivas sobre a estrutura do veículo. Este processo pode ocorrer em uma instalação de teste, especialmente para motores com câmaras de combustão pequenas (5 – 15 bar), devido a cavitação da bomba de propelente, aprisionamento de gás no fluxo de propelente, flutuações de controle na pressurização dos tanques, vibrações nos suportes do motor e linhas de propelentes. Pode ser causada também por ressonâncias no sistema de alimentação de

propelente ou um acoplamento de frequências da estrutura e do sistema de alimentação. Quando a estrutura do veículo e o propelente líquido (no sistema de alimentação) têm aproximadamente a mesma frequência natural, então podem ocorrer forças de acoplamento, não apenas mantendo, como também amplificando fortemente as oscilações. Distúrbios na taxa de vazão do propelente, usualmente entre 10 e 50 Hz, dão origem a instabilidade de combustão longitudinal de baixa frequência, produzindo um movimento de vibração longitudinal no veículo.

- Instabilidade de média frequência (400 – 1000 Hz): tipo de instabilidade intermediária, raramente representa oscilações de pressão maiores que 5% da média na câmara de combustão e usualmente não é acompanhada por grandes energias vibracionais. Costuma ser mais ruidosa, inoportuna e irritante que perigosa, entretanto, a ocorrência desse fenômeno pode iniciar instabilidades de alta frequência. Frequentemente, ela é característica do acoplamento entre o processo de combustão e a vazão em uma parcela do sistema de alimentação do propelente. Ressonâncias acústicas da câmara de combustão com uma parcela crítica do sistema de fluxo do propelente, em alguns casos originárias na bomba, promovem a continuação do fenômeno. Este tipo de instabilidade aparenta ser mais predominante em motores de médio porte (2 a 250 kN) do que em motores de larga escala.
- Instabilidade de alta frequência (acima 1000 Hz): é a mais complexa e mais comum no desenvolvimento de motores novos. Tanto os motores de foguete líquido quanto os sólidos experimentam instabilidades de alta frequência durante sua fase de desenvolvimento. Uma vez que o volume de energia aumenta com a frequência, este tipo de instabilidade é o mais destrutivo e capaz de arruinar um motor em menos de 1 segundo. A instabilidade de alta frequência é o caso para o qual é mais difícil provar que a incorporação de componentes, ajustes ou melhorias tornará o motor estável em todas as condições de lançamento e voo. As instabilidades de alta frequência podem ser tratadas como um fenômeno isolado à câmara de combustão e não comumente influenciado pelo sistema de alimentação ou pela estrutura do foguete.

As instabilidades de alta frequência ocorrem pelo menos em dois modos, longitudinal e transversal. O modo longitudinal propaga ao longo do plano axial da câmara de combustão e as ondas de pressão são refletidas nas faces do injetor e no cone convergente do bocal. O modo transversal propaga ao longo do plano perpendicular ao eixo da câmara e pode ser quebrado em modos tangencial e radial. Modos de instabilidade transversais são predominantes em motores de foguete líquidos de maior escala, particularmente nas vizinhanças do injetor.

A energia que fomenta as instabilidades de alta frequência é creditada para ser predominantemente oriunda de variações acústicas estimuladas nas gotas de vaporização e/ou mistura, detonações locais e mudanças acústicas nas taxas de queima. Assim, com propriedades acústicas favoráveis, a instabilidade de combustão de alta frequência uma vez desencadeada pode rapidamente se auto conduzir de um modo destrutivo.

Para sistemas que utilizam turbo-bombas pode-se induzir alguma instabilidade de combustão pela pulsação no propelente líquido originado neste dispositivo. O escoamento do fluido instável pode ser causado pela cavitação irregular na ponta dos indutores do rotor ou pelas turbinas principais da bomba.

Tabela 2: Principais tipos de instabilidade em sistemas líquidos (Sutton & Biblarz, 2010, *com modificações*)

| Tipo e descrição | Faixa de frequência (Hz) | Causa relacionada |
|--|-------------------------------------|--|
| Baixa Frequência, chamada <i>Chugging</i> ou instabilidade do sistema de alimentação. | 10 – 400 | Relacionadas com as interações de pressão entre o sistema de alimentação de propelente (quando não com todo veículo) e a câmara de combustão. |
| Frequência Intermediária, denominadas acústicas, <i>buzzing</i> ou ondas entrópicas. | 400 – 1000 | Relacionadas com as vibrações mecânicas da estrutura de propulsão, multiplicidade de injetores, flutuações na razão <i>O/F</i> e oscilações no sistema de abastecimento de propelente. |
| Altas Frequências, denominadas gritantes (<i>screaming</i>), <i>screeching</i> ou <i>squealing</i> . | Acima de 1000 | Relacionadas com o processo de combustão (ondas de pressão) e as propriedades acústicas ressonantes da câmara. |

2.1.1. Controle das Instabilidades em Sistemas Propulsivos Líquidos

O controle ou a real eliminação das instabilidades é uma importante tarefa durante o projeto e desenvolvimento de um motor de foguete. Os projetistas usualmente dependem de experiências anteriores com motores similares e testes com o novo motor experimental. A seleção do projeto tem de ser comprovada através de experimentos para eliminar as instabilidades ao longo de uma ampla gama de transientes e condições de operação em regime permanente. Alguns desses experimentos podem estar acompanhados por uma câmara de empuxo em escala reduzida que tenha um injetor similar, mas a maior parte dos testes deve ser feita com o motor de escala real.

Instabilidade de baixa frequência usualmente é evitada se não há ressonância no sistema de alimentação de propelente ou se este sistema não está acoplado com a estrutura elástica do veículo. O aumento da queda de pressão no injetor e a adição de um dispositivo artificial de amortecimento nas linhas do sistema de alimentação dos propelentes têm sido utilizados com sucesso. Instabilidade de baixa frequência e instabilidade acústica algumas vezes estão relacionadas com a frequência natural de um componente em particular do sistema de alimentação que está livre para oscilar, tais como um circuito de tubulação que pode vibrar ou uma cúpula do injetor cujas oscilações causem um efeito de pulsação.

Com a escolha da combinação de propelentes usualmente fixada inicialmente no planejamento de um novo motor, os projetistas podem alterar os parâmetros da combustão (reprimindo o mecanismo de geração) pela alteração de detalhes do injetor (tais como mudanças no padrão de furos do injetor, tamanho dos orifícios ou pelo aumento da queda de pressão no injetor) ou, alternativamente, pelo incremento do amortecimento acústico no interior da câmara de combustão. Dos dois métodos, o segundo é bem efetivo e é melhor compreendido, inclusive, teoricamente. Isto leva a aplicação de defletores na face do injetor (Figura 8), cavidades acústicas absorvedoras de energia (Figura 9), revestimentos da câmara de combustão ou mudanças no projeto do injetor, frequentemente utilizando uma abordagem de tentativa e erro.

Para validar se uma câmara de empuxo de motor foguete a propelente líquido é estável é necessário testá-la sobre toda a faixa necessária de condição de operação do motor que não

se encontra instabilidade. Estes limites só podem ser encontrados pela variação das condições de testes para uma série de experimentos.

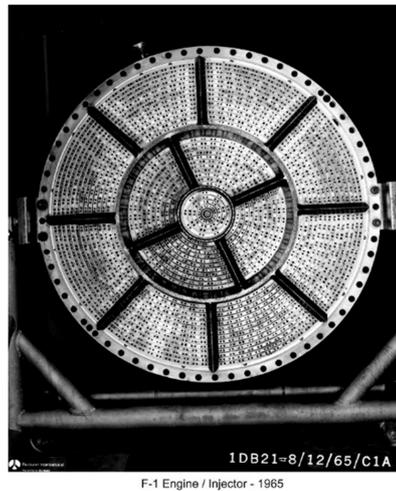


Figura 8: Defletores na face da placa injetora do motor F1-Saturno V; fonte: <https://history.nasa.gov>, acesso: Maio/2017

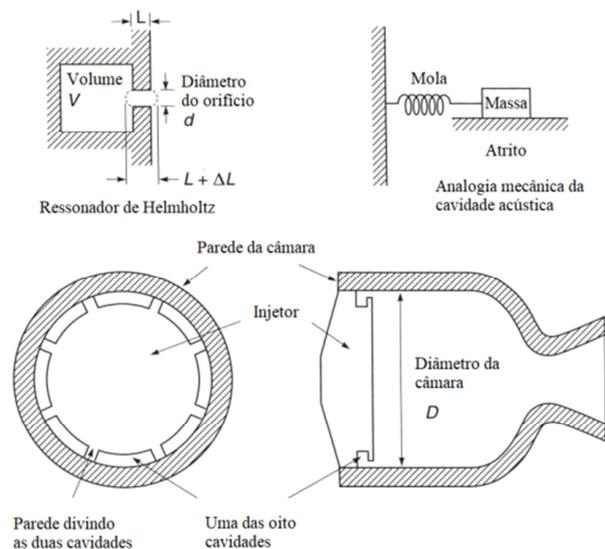


Figura 9: Diagrama das cavidades acústicas absorvedoras de energia, Sutton *et al.*, 2010

2.1.2. Teoria L^* para Motores de Foguete a Propelente Líquido

Em motores de foguete a propelente líquido existe um atraso entre os propelentes que adentram a câmara de combustão e os gases resultantes de sua queima. Esse fenômeno é chamado de retardo na combustão, ou atraso na combustão. Tal evento cria uma defasagem entre a queima dos propelentes em determinado instante de tempo e os gases que saem da

tubeira, devido ao tempo característico de cada um dos processos. A Figura (10) representa de forma simplificada a sequência dos eventos desde o suprimento dos propelentes até a sua exaustão.

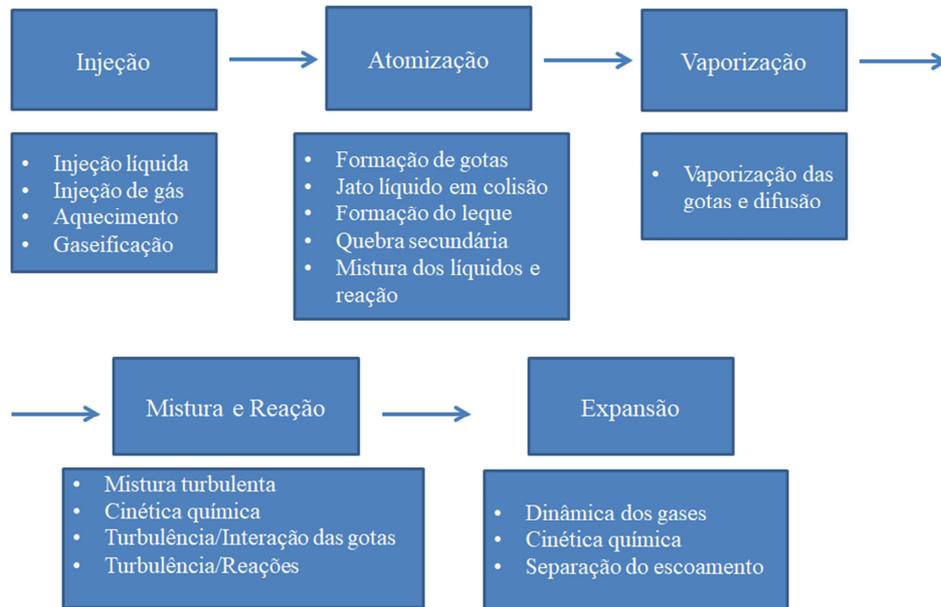


Figura 10: Processos físico-químicos em motores de foguete a propelente líquido, Culick e Yang, 1995, com modificações

Em um instante de tempo (t) é injetado na câmara de combustão uma certa quantidade de massa de propelente líquido (\dot{m}_{inj}). Nesse mesmo instante de tempo é ejetado do motor, através da tubeira, uma quantidade (\dot{m}_n) de gases de combustão, Figura (11); as equações (2.1) e (2.2) representam essas quantidades.

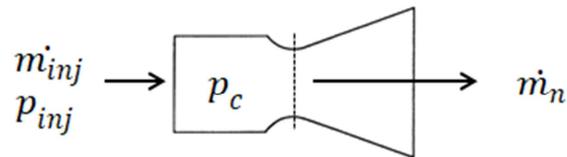


Figura 11: Vazão mássica na câmara de combustão motor foguete líquido

$$\dot{m}_{inj}(t) = c_d A_o \sqrt{2\rho(p_{inj} - p_c)} \quad (2.1)$$

Onde c_d é o coeficiente de descarga do conjunto de injetores, A_o a área total dos orifícios do injetor, ρ a densidade média dos propelentes, p_{inj} a pressão na entrada da placa injetora e p_c a pressão na câmara de combustão. Na Eq. (2.2) c^* é a velocidade característica e A_t a área da seção transversão da garganta da tubeira.

$$\dot{m}_n(t) = \frac{1}{c^*} p_c A_t \quad (2.2)$$

Entretanto, o atraso entre a quantidade de propelente que entra na câmara e o processo de combustão faz com que a quantidade de combustível e oxidante injetado (\dot{m}_{inj}) seja queimado “com retardamento”. Isto causa uma variação de pressão (Δp) que se acomoda à mudança de pressão. Essa variação de pressão leva a uma mudança de vazão mássica de propelente (dm/dt) que demora um intervalo de tempo (t_c) para reagir as variações na câmara de combustão, Eq. (2.3).

$$\frac{dm}{dt} = c_d A_o \sqrt{2\rho(p_{inj} - p_c)} \Big|_{(t-t_c)} - \frac{1}{c^*} p_c A_t \Big|_t \quad (2.3)$$

Expressando a Eq. (2.3) em termos da variação de pressão (dp/dt):

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{p_c V_c}{RT_c} \right) = c_d A_o \sqrt{2\rho(p_{inj} - p_c)} \Big|_{(t-t_c)} - \frac{1}{c^*} p_c A_t \Big|_t \quad (2.4)$$

$$\frac{dp(t)}{dt} = \frac{RT_c}{V_c} c_d A_o \sqrt{2\rho(p_{inj} - p_c)} \Big|_{(t-t_c)} - \frac{RT_c}{V_c} \frac{1}{c^*} p_c A_t \Big|_t \quad (2.5)$$

Onde V_c é o volume dos gases na câmara de combustão, T_c a temperatura na câmara de combustão, R a constante dos gases específica e $(t - t_c)$ o tempo de retardo da combustão.

Tomando os termos da Eq. (2.5) e a expressando em função do comprimento característico da câmara (L^*) e do tempo de residência dos gases dentro da câmara de combustão (τ_r), definidos por:

$$L^* = \frac{V_c}{A_t} \quad (2.6)$$

$$\tau_r = \frac{L^* c^*}{RT_c} \quad (2.7)$$

E introduzindo uma oscilação de pressão na câmara ($p_c = \bar{p}_c + p'$), sendo \bar{p}_c a pressão média na câmara de combustão e p' a oscilação de pressão em torno desta média, pode-se reescrever o primeiro termo à direita da Eq. (2.5) como:

$$\frac{RT_c}{V_c} c_d A_o \sqrt{2\rho(p_{inj} - p_c)} \quad (a)$$

A Eq. (a) pode ser reescrita como:

$$\begin{aligned} \frac{RT_c}{V_c} c_d A_o \sqrt{2\rho(p_{inj} - p_c)} &= \frac{RT_c}{V_c} c_d A_o \sqrt{2\rho(p_{inj} - \bar{p}_c - p')} \\ &= \frac{RT_c}{V_c} c_d A_o \sqrt{2\rho(p_{inj} - \bar{p}_c)} \left[1 - \frac{p'}{(p_{inj} - \bar{p}_c)} \right]^{1/2} \end{aligned}$$

No estado estacionário: $\dot{m}_{inj} = \dot{m}_n$

$$\text{Eq. (a)} = \frac{RT_c}{V_c} \left[\frac{1}{c^*} \bar{p}_c A_t \right] \left[1 - \frac{p'}{(p_{inj} - \bar{p}_c)} \right]^{1/2} = \frac{\bar{p}_c}{\tau_r} \left[1 - \frac{p'}{(p_{inj} - \bar{p}_c)} \right]^{1/2}$$

Expandindo o termo em uma série binomial e negligenciando fatores de ordem superiores.

$$\text{Eq. (a)} = \frac{\bar{p}_c}{\tau_r} \left[1 - \frac{p'}{(p_{inj} - \bar{p}_c)} \right]^{1/2} = \frac{\bar{p}_c}{\tau_r} \left[1 - \frac{1}{2} \frac{p'}{(p_{inj} - \bar{p}_c)} \right]$$

Tomando o segundo termo da Eq. (2.5):

$$\frac{RT_c}{V_c} \frac{1}{c^*} p_c A_t = \frac{RT_c}{L^* A_t} \frac{1}{c^*} p_c A_t = \frac{p_c}{\tau_r} \quad (b)$$

Substituindo (a) e (b) na Eq. (2.5), temos:

$$\frac{dp(t)}{dt} = \frac{\bar{p}_c}{\tau_r} \left[1 - \frac{1}{2} \frac{p'}{p_{inj} - \bar{p}_c} \right] \Big|_{(t-t_c)} - \frac{p_c}{\tau_r} \Big|_t \quad (2.8)$$

A Eq. (2.8) pode ser reescrita como:

$$\frac{dp(t)}{dt} = \frac{\bar{p}_c}{\tau_r} [1 - \varnothing\beta] \Big|_{(t-t_c)} - \frac{p_c}{\tau_r} \Big|_t \quad (2.9)$$

Onde \varnothing é a magnitude da perturbação da pressão sobre a média:

$$\varnothing = \frac{p'}{\bar{p}_c} ; \quad \beta = \frac{1}{2(p_{inj} - \bar{p}_c) / \bar{p}_c}$$

A oscilação de pressão na câmara pode ser reescrita como:

$$p_c = \bar{p}_c + p' = \bar{p}_c \left(1 + \frac{p'}{\bar{p}_c} \right) = \bar{p}_c (1 + \varnothing) \quad (2.10)$$

Substituindo essa expressão na Eq. (2.9), tem-se:

$$\frac{dp(t)}{dt} = \frac{-\bar{p}_c\varnothing\beta}{\tau_r} \Big|_{(t-t_c)} - \frac{\bar{p}_c\varnothing}{\tau_r} \Big|_t \quad (2.11)$$

Tomando a diferencial da Eq. (2.10) e igualando a Eq. (2.11):

$$\frac{d\varnothing}{dt} + \frac{\varnothing}{\tau_r} = -\frac{\varnothing\beta}{\tau_r} \Big|_{(t-t_c)} \quad (2.12)$$

A solução da Eq. (2.12) é do tipo:

$$\varnothing = A \cos \omega t = Re\{Ae^{-i\omega t}\} ; \quad \varnothing = Ae^{\alpha t} \quad (2.13)$$

Substituindo Eq. (2.13) na Eq. (2.12) e separando as soluções real e imaginária:

$$\alpha + \frac{1}{\tau_r} = -\frac{\beta}{\tau_r} e^{-\alpha t_c} \cos \omega t_c \quad (2.14)$$

$$\omega = \frac{\beta}{\tau_r} e^{-\alpha t_c} i \cdot \sin \omega t_c \quad (2.15)$$

A Eq. (2.14) é a solução real, a Eq. (2.15) a solução imaginária e α é o termo de crescimento ou decrescimento na amplitude de oscilação de pressão.

Uma solução trivial para o problema é tomando $\alpha = 0$. Ou seja, oscilações de pressão na câmara de combustão nula, que representa o limite estável de operação do motor. Nesse caso os resultados das equações Eq. (2.14) e Eq. (2.15) são simplificados.

$$\frac{1}{\tau_r} = -\frac{\beta}{\tau_r} \cos \omega t_c \quad (2.16)$$

$$\omega = \frac{\beta}{\tau_r} \sin \omega t_c \quad (2.17)$$

Manipulando as equações:

$$1 + (\omega \tau_r)^2 = \beta^2 \cos^2 \omega t_c + \beta^2 \sin^2 \omega t_c \rightarrow \omega^2 = \frac{\beta^2 - 1}{\tau_r^2}$$

$$\sec \omega t_c = -\beta \rightarrow \omega t_c = \pi - \tan^{-1} \sqrt{\beta^2 - 1}$$

Finalmente, Eq. (2.16) e Eq. (2.17) podem ser combinadas.

$$\frac{t_c}{\tau_r} = \frac{\pi - \tan^{-1} \sqrt{\beta^2 - 1}}{\sqrt{\beta^2 - 1}} \quad (2.18)$$

O resultado representado graficamente na Figura (12). Pela análise do gráfico temos que para o limite $t_c \gg ; \beta \rightarrow 1$, desta forma:

$$\beta = \frac{\bar{p}_c}{2(p_{inj} - \bar{p}_c)} ; 1 = \frac{\bar{p}_c}{2\Delta p_{inj}} ; 2 = \frac{\bar{p}_c}{\Delta p_{inj}}$$

Assim, temos o limite neutro/crítico para:

$$\frac{\Delta p_{inj}}{\bar{p}_c} = \frac{1}{2}$$

O critério para o limite estável em motores foguete a propelente líquido é:

$$\frac{\Delta p_{inj}}{\bar{p}_c} > \frac{1}{2} \quad (\text{Critério de Summerfield}) \quad (2.19)$$

Este parâmetro é importante, pois determina as variações de pressão mínimas dos propelentes em MFPL independentemente de qualquer parâmetro externo a câmara de combustão.

A extensão dessa teoria para os motores de foguete a propelente híbrido é desenvolvida subsequentemente neste trabalho.

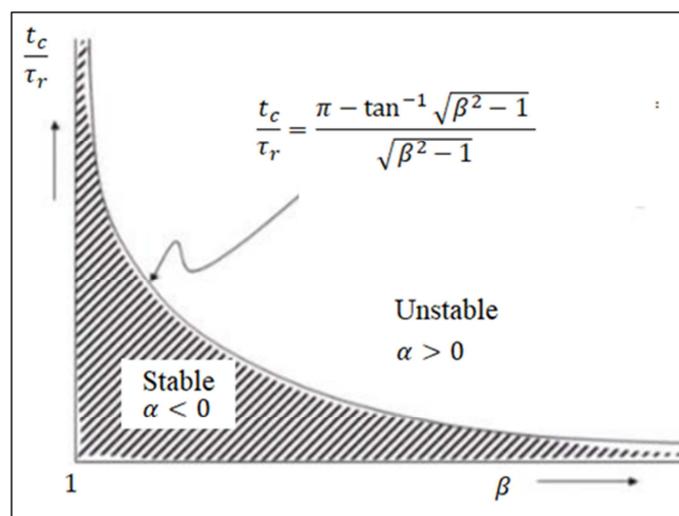


Figura 12: Critério de estabilidade para foguete líquidos

2.2. INSTABILIDADE DE COMBUSTÃO EM MOTOR FOGUETE A PROPELENTE SÓLIDO

Em um motor foguete propelente sólido existem dois tipos de instabilidade de combustão: (i) um conjunto de ressonadores acústicos ou oscilações de pressão, que podem ocorrer com qualquer motor de foguete e (ii) fenômenos de desprendimento de vórtices (*vortex shedding phenomena*) que podem ocorrer apenas com seguimentos dos grãos propelentes relativamente largos ou com portas circulares, Sutton *et al.*, (2010).

Quando um motor foguete a propelente sólido experimenta combustão instável, a pressão no interior da cavidade gasosa (produzida pelo volume da porta ou perfurações, frestas, ranhuras cônicas ou radiais) oscila de 5 % (mínimo) a 30 % (máximo) da pressão da câmara.

No momento da ocorrência da instabilidade há um grande aumento na transferência de calor para as superfícies em queima, para tubeira e para a parede do envelope de proteção térmica do motor. A taxa de queima, pressão na câmara de combustão e empuxo geralmente sofrem incremento enquanto que, por esse motivo, o tempo de queima se reduz. A mudança no perfil tempo–empuxo causa mudanças significativas no curso de voo (trajetória) que, em algumas vezes, pode levar ao fracasso da missão. Se a vibração se prolonga ou se o nível de energia se torna elevado, a instabilidade pode causar danos ao equipamento, como superaquecimento do envelope do motor, falha do bocal ou de parte da estrutura do motor.

A instabilidade, neste caso, é um fenômeno que deve ser evitado, e precisa ser cuidadosamente investigado e tomadas medidas para correção durante o desenvolvimento do projeto do motor. Nos motores de foguete a propelente sólido (MFPS) a geometria da cavidade oscilatória aumenta de tamanho conforme o processo de queima ocorre e existe um grande fator de amortecimento.

Mesmo que acusticamente mais suave que a câmara de combustão dos motores líquidos (que tem as paredes rígidas), um motor de foguete a propelente sólido ainda é uma cavidade acústica de pequenas perdas que contém uma fonte de larga energia acústica onde a combustão processa-se pela própria cavidade. Uma pequena fração de energia convertida

pela combustão é mais que suficiente para produzir vibrações de pressões em níveis inadmissíveis.

O modo *bulk* (modo de baixa frequência), também conhecido como modo de Helmholtz ou modo *Chuffing*, não é o mesmo dos sistemas líquidos. Nos sólidos, eles ocorrem em relativas baixas frequências (tipicamente entre 150 Hz, em algumas vezes abaixo de 1 Hz) e a pressão é essencialmente uniforme por todo o volume.

Em contraste com a tecnologia de foguetes líquidos, um procedimento aceitável de classificação da estabilidade de combustão não existe atualmente para foguetes sólidos de escala real (*full scale*).

Uma vez que a instabilidade ocorre ou é prevista em um dado motor, o projetista precisa resolver o problema. Não existe um método indubitável para solucionar o problema e nenhum dos tratamentos sugeridos necessariamente funcionarão. As alternativas mais comuns são, Sutton *et al.*, (2010):

- 1) Mudar a geometria do grão para manter as frequências distantes dos valores indesejáveis. Algumas vezes, alterar os locais das aletas, o perfil da seção transversal da porta ou a quantidade de ranhuras pode trazer algum sucesso.
- 2) Alterar a composição do propelente. O uso do alumínio como aditivo tem sido a forma mais efetiva de remediar os problemas de instabilidades transversais, desde que o tamanho da partícula na distribuição de óxido de alumínio seja favorável ao ótimo de amortecimento das frequências de distribuição.
- 3) Adicionar um aparato mecânico para atenuação dos movimentos instáveis do gás ou mudar a frequência natural da cavidade. Hastes inertes ressonantes, defletores, barbatanas (pás) têm sido adicionadas, a maioria como uma solução para um motor já existente onde a instabilidade foi observada. Esses dispositivos podem mudar as frequências de ressonância das cavidades, mas introduzem perdas por superfície viscosas adicionais e acarretam em um acréscimo de massa inerte, além de problemas adicionais em termos de transferência de calor e erosão.

No desenvolvimento do projeto deve existir sempre um compromisso entre a quantidade de extensivo trabalho de análise, experimentos com escalas reduzidas, simulações

computacionais e ter oportunidade de um ajuste, se necessário, após o motor em escala natural ser testado. Se a instabilidade não é descoberta até/após início do processo produção do motor é usualmente mais complicado, demorado e dispendioso consertar o problema.

2.3. INSTABILIDADE DE COMBUSTÃO EM MOTOR FOGUETE A PROPELENTE HÍBRIDO

A estabilidade da combustão indiscutivelmente é um dos mais importantes e difíceis aspectos no desenvolvimento de um novo sistema de propulsão química. Os motores de foguete a propelente híbrido não fogem a essa generalização.

Segundo Boardman *et al.*, (1995) motores híbridos exibem instabilidades, verificados em testes experimentais, induzidas pelo sistema de alimentação de oxidante, de natureza não acústica, e também associada aos mecanismos de estabilização da chama na entrada do motor, de natureza acústica.

Em qualquer dispositivo de combustão, as flutuações de pressão tendem a se autogerirem em torno das frequências naturais da câmara de combustão ou do sistema de alimentação de oxidante. Oscilações de pressão na combustão, no modo natural das frequências acústicas da câmara, têm sido observadas em inúmeros motores híbridos testados.

Importantes estudos relacionados com instabilidade de combustão foram conduzidos no programa americano de desenvolvimento da tecnologia de propulsão híbrida para veículos lançadores (*Hybrid Propulsion Technology for Launch Vehicle Boosters - HPTLVB program*), Rucker (1995). Segundo o autor, quatro mecanismos foram identificados em motores de grande porte; (1) atomização ineficiente do oxidante na pré-câmara do motor; (2) fluxo de combustível na superfície do grão; (3) processo de combustão sensível à pressão na porta de combustão e (4) dinâmica do escoamento no pós-queimador. Os resultados experimentais da pesquisa supracitada mostram que alguns processos geradores de instabilidade de natureza não acústica podem ser corrigidos utilizando-se de algumas técnicas.

No entanto, se o problema não for abordado durante a concepção do projeto, geralmente a solução torna-se onerosa em termos de custos e engenharia durante as fases de testes e qualificação do motor. Assume-se a existência de ao menos três grandes categorias de instabilidades de combustão em motor foguete a propelente híbrido, NASA (1969):

- Instabilidade devido ao tempo de defasagem associado com a vaporização e combustão das gotas líquidas (injeção de oxidante ou combustível líquido). Este tipo de instabilidade está relacionado ao que acontece nos motores de foguete a propelente líquido. Entretanto é consideravelmente mais complexa, devido à influência da interface sólido-líquido que afeta o processo de vaporização do oxidante.
- Combustão instável associada a acumulação periódica e a quebra das camadas carbonizadas ou liquefeitas na superfície do combustível sólido. A instabilidade resultante é geralmente de baixa frequência (tal qual a instabilidade *Chuffing*) e ocorre durante a operação à baixa taxa de regressão.
- Instabilidade de origem acústica que geralmente está associada à dependência da taxa de regressão com a pressão na câmara de combustão, como nos motores foguete a propelente sólido. Neste caso, a admissão acústica devido as reações na camada limite turbulenta desempenha um papel importante é as instabilidades tornam-se mais severas com a sensibilidade entre pressão–taxa de regressão.

Existem dois regimes extremos de operação onde a taxa de regressão dos sistemas híbridos mostra dependência da pressão, que são: (i) condições de altas vazões mássicas quando os efeitos cinéticos tomam taxas determinantes e (ii) regiões de baixas vazões mássicas quando a radiação se torna importante em relação a convecção. Nestas regiões, o acoplamento com a pressão pode prover o mecanismo de alimentação da energia necessária para criar o acoplamento entre a pressão e a instabilidade de combustão.

Nos motores híbridos, instabilidade de média frequência é resultante do acoplamento entre a dependência pressão–combustão e os modos acústicos longitudinais. As frequências médias observadas estão em torno de 600 Hz (para um motor de 0,75 m de comprimento). Esta frequência corresponde ao primeiro modo acústico longitudinal do sistema.

Entretanto, este tipo de instabilidade é possível apenas para os motores híbridos que mostram um nítido efeito da pressão sobre a taxa de queima.

Durante o desenvolvimento dos motores híbridos buscou-se uma teoria de instabilidade L^* análoga com o modelo L^* dos motores sólidos. No entanto, até o presente momento assume-se que não exista esta analogia, uma vez que a ausência de acoplamento entre a taxa de regressão e a pressão, que são os princípios usados nos motores sólidos para explicar esse modelo de instabilidade, não pode ser estendido para explicar as baixas frequências dos híbridos.

2.3.1. Instabilidade de Baixa Frequência Intrínseca aos Foguetes Híbridos (ILFI)

A instabilidade de baixa frequência intrínseca aos foguetes híbridos, ou do inglês *Intrinsic Low Frequency Instabilities* (ILFI), é o tipo de instabilidade de baixa frequência que tem um único mecanismo de condução para os sistemas híbridos, sendo observada sobre uma grande faixa de motores, operando tanto com oxidantes líquidos e gasosos.

Um exemplo típico deste tipo de instabilidade é dado por Karabeyoglu, *et al.*, (2005) para um sistema híbrido à base do par propelente parafina/GOX testado no *Hybrid Combustion Facility* (HCF) no *NASA Ames Research Center*. A curva de pressão para esse teste é mostrada na Figura (13) e a Transformada Rápida de Fourier (FFT) do teste é mostrada na Figura (14). O histórico da pressão e o espectro de assinatura é típico de um foguete híbrido que não apresenta instabilidade devido ao acoplamento com o sistema de alimentação.

Especificamente, para motor foguete a propelentes híbridos, Karabeyoglu *et al.*, (2005) propuseram o modelo apresentado na Figura (15), cuja equação final prediz com boa margem de segurança as frequências de oscilação primária em motores de diversas dimensões. O modelo, contudo, não permite calcular as amplitudes associadas a estas instabilidades e não se aplica a motores de foguete híbridos que podem apresentar instabilidade devido ao acoplamento da câmara de combustão com o sistema de alimentação de oxidante.

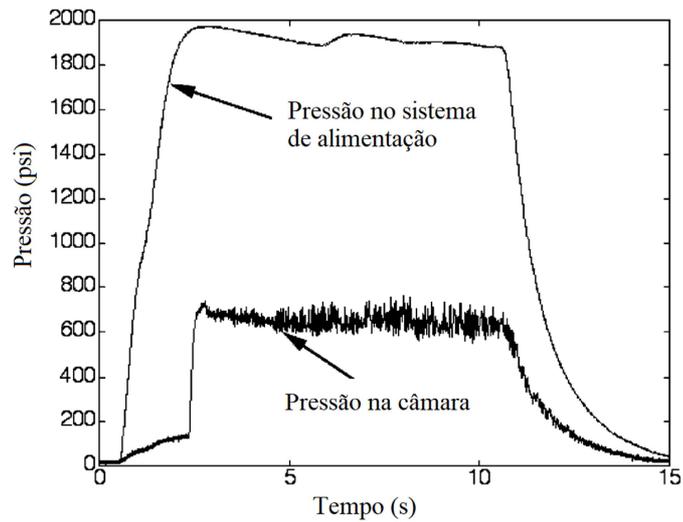


Figura 13: Pressão no sistema de alimentação de oxidante e na câmara de combustão – GOx/Parafina (Karabeyoglu *et al.*, 2005)

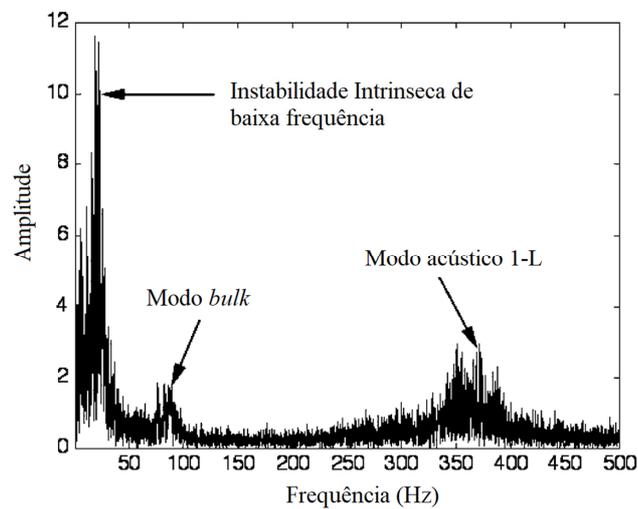


Figura 14: Transformada de Fourier da pressão na câmara de combustão GOx/Parafina (Karabeyoglu *et al.*, 2005)

Na sequência apresenta-se uma breve descrição dos modelos desenvolvidos por Karabeyoglu *et al.*, (2005) que explica as instabilidades de combustão de baixa frequência de origem não-acústica, que são:

- Modelo do Retardo Térmico;
- Modelo da Combustão da Fase Gasosa;
- Modelo Térmico Acoplado.

Uma observação importante é que esse modelo não prevê com precisão as amplitudes de oscilações, mas é muito preciso na estimativa da frequência. Frisa-se que este modelo foi desenvolvido considerando que não há interação entre o motor e o sistema de alimentação de oxidante, o que não é válido para motores de foguete híbrido que utilizam oxidante líquido.

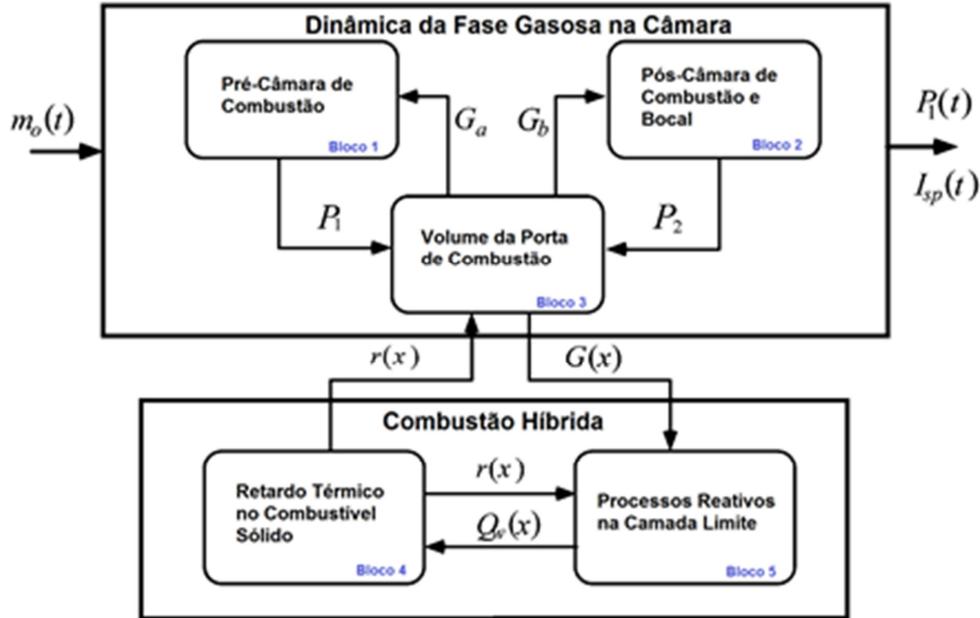


Figura 15: Modelo térmico acoplado de Karabeyoglu *et al.*, (2005) para motor foguete híbrido

2.3.2. Modelo do Retardo Térmico

O sistema, Bloco 4 da Figura (15), pode ser caracterizado como de contorno com valor inicial e foi resolvido aplicando-se técnicas de transformação de Laplace. Assim, obtém-se uma função de transferência entre a perturbação na taxa de regressão e a perturbação no calor transferido escrita na forma:

$$F_T(s) = \frac{\hat{R}_1(s)}{\hat{Q}_1(s)} \quad (2.20)$$

Na Eq. (2.20), $\hat{R}_1(s)$ e $\hat{Q}_1(s)$ são as transformadas de Laplace (não dimensional) da perturbação da taxa de regressão e da perturbação do fluxo de calor, respectivamente. Basicamente, o numerador engloba uma relação entre o calor de vaporização do sólido e

seu calor específico (parâmetros energéticos) e o denominador contém parâmetros como energia de ativação, temperatura do sólido e a taxa de regressão do combustível. Esta relação se refere aos Blocos 4 e 5 (acoplados) na Figura (15), do modelo geral proposto para o estudo das instabilidades. Resumidamente, a função de transferência relaciona o fluxo de calor na parede sólida com a taxa de regressão do combustível.

O equacionamento, contudo, carece de modelagem da dinâmica da fase da gasosa de forma a se acoplar os dois grandes blocos que interagem através da taxa de regressão e do fluxo mássico de oxidante.

2.3.3. Modelo da Combustão da Fase Gasosa

Em motor foguete a propelente híbrido, o fluxo de Stefan (fluxo de gases com origem na superfície do sólido no sentido contrário ao da transferência de calor) gera, na fase gasosa, um mecanismo de acoplamento entre a transferência de calor e a taxa de regressão instantânea do combustível sólido.

Os autores então propuseram, a partir da teoria clássica aplicada a motores híbridos, uma relação funcional entre a transferência de calor na parede e o fluxo mássico de oxidante. Esta relação foi então introduzida na Eq. (2.20) definindo o modelo acoplado para o motor pela nova função de transferência.

$$F_{TC}(s) = \frac{\hat{R}_1(s)}{\hat{I}(s)} \quad (2.21)$$

Na Eq. (2.21) o denominador da função de transferência é a transformada de Laplace do fluxo mássico de oxidante, que foi substituída pela transformada de Laplace do fluxo calor. Nesta equação, as variáveis que aparecem no numerador são; parâmetros energéticos, coeficiente de resposta da fase gasosa e tempo de resposta na camada limite. No denominador têm-se; parâmetros energéticos, coeficiente de resposta da fase gasosa e o tempo de resposta da camada limite.

Este tempo de resposta da camada limite é função inversa do retardo térmico no sólido. A ocorrência de instabilidade está associada a não nulidade do expoente referente ao efeito de

transpiração (*blowing*) embutido no coeficiente de resposta da fase gasosa, da energia de ativação e do atraso no tempo de resposta da camada limite. Um estudo de sensibilidade sugeriu que o parâmetro relacionado com a camada limite é predominante no surgimento das instabilidades com frequências tipicamente superiores a 10 Hz. Assim, os autores propuseram a seguinte equação que relaciona frequência e tempo de acomodação na camada limite:

$$f = \frac{0,48}{\tau_{bl2}} \quad (2.22)$$

No modelo proposto por Karabeyoglu *et al.*, (2005) os parâmetros que definem o tempo de atraso de resposta da camada limite (τ_{bl2}) são definidos para uma estação média ao longo do motor ($L/2$), resultando numa única frequência dominante.

2.3.4. Modelo Térmico Acoplado

Originalmente, o modelo térmico acoplado de Karabeyoglu *et al.*, (2005) relaxa a hipótese de que a camada limite responde rapidamente as mudanças de fluxo mássico se comparado com as outras escalas de tempo no motor, como retardos na dinâmica da fase gasosa e no sólido. Os autores sugerem para o cálculo do tempo de acomodação referente à camada limite, o uso de uma relação simples derivada para uma camada limite turbulenta incompressível sem transpiração e reação química na forma:

$$\tau_{bl2} = c' \frac{L}{2\bar{u}} \quad (2.23)$$

Onde c' é uma constante que deve ser determinada experimentalmente. Este termo objetiva corrigir as hipóteses de não transpiração e escoamento isotérmico. O termo no denominador, na Eq. (2.23) é a velocidade média do escoamento na corrente livre, dado por:

$$\bar{u} = \frac{G_T[(1 + 2 \cdot O/F)/(1 + 2 \cdot O/F)]R\bar{T}}{2p_c} \quad (2.24)$$

Onde $R\bar{T}$ é tomado no valor médio na porta de combustão. Usando a relação para a vazão mássica total $\dot{m}_t = G_t A_{port}$, o volume da porta $V_{port} = LA_{port}$ e tomando a velocidade na porta por um valor médio $(G_{ox} + G_t)/2\bar{\rho}$, sendo a densidade média determinada através da Leis dos Gases, pode-se expressar τ_{bl2} como:

$$\tau_{bl2} = c' \left[\frac{Lp_c}{\left(2 + \frac{1}{O/F}\right) G_{ox} R\bar{T}} \right] \quad (2.25)$$

A Eq. (2.22) finalmente é acoplada com a expressão do tempo de retardo da camada limite, Eq.(2.25), para avaliar as frequências estimadas pela teoria do Modelo Térmico Acoplado de Karabeyoglu *et al.*, (2005):

$$f = 0,48 \left(2 + \frac{1}{O/F}\right) \left[\frac{G_{ox} R\bar{T}}{c' L p_c} \right] \quad (2.26)$$

O valor de c' determinado pelos autores é 2,050 para a gama de testes experimentais considerado. Esse valor foi corrigido para se adequar aos motores utilizados no presente trabalho.

2.4. CONSIDERAÇÕES SOBRE INSTABILIDADE COMBUSTÃO EM MOTORES DE FOGUETES HÍBRIDOS

Este trabalho estuda a instabilidade de combustão de origem acústica e não-acústica. No caso não-acústico será utilizada a teoria descrita anteriormente para o Modelo Térmico Acoplado, pois atualmente é o mais aceito pela comunidade de pesquisa em motores de foguete híbrido.

Entretanto, como o modelo não leva em conta a interação entre a câmara de combustão e o sistema de alimentação de oxidante líquido, uma formulação analítico-experimental será apresentada como forma de estimar as frequências devido ao acoplamento com o sistema de alimentação de oxidante líquido.

A análise acústica é desenvolvida utilizando a teoria analítica clássica e o Método da Matriz de Transferência. O Método da Matriz de Transferência permite a caracterização de cavidades unidimensionais com geometria irregular, determinando as relações entre os valores de pressão e do fluxo de pressão das partículas localizadas no primeiro e no último ponto de referência. Uma vez que as instabilidades de origem acústicas não costumam ser um problema no projeto de motores de foguete a propelente híbrido, sua determinação de um ponto de vista teórico é o suficiente durante a fase de projeto conceitual do motor.

Após apresentados os modelos clássicos para instabilidade de combustão em sistemas propulsivos químicos, faz-se necessário um apêndice com as pesquisas mais atuais relacionada com os temas discutidos nesse trabalho. Aspectos, mesmo que atuais em propulsão híbrida, mas que não estão no escopo principal deste trabalho foram omitidos.

2.5. ESTADO DA ARTE

Chang *et al.*, (2005) relembram que os foguetes híbridos recuperaram o foco não somente pela excelente segurança no processo de combustão como também pela vantagem nos custos de desenvolvimento, em contrapartida ao seu baixo impulso específico e eficiência menos flexível. Deste modo, inúmeros pesquisadores estão focados no estudo do aumento da flexibilidade da eficiência dos híbridos e no melhoramento da taxa de regressão.

Karabeyoglu *et al.*, (2005) desenvolveram um modelo dinâmico abrangente para o entendimento e predições do comportamento dos transientes dos motores de foguete a propelente híbrido incluindo as instabilidades de combustão. Um modelo transiente linearizado foi desenvolvido e previu as oscilações de pressão de baixa frequência comumente observadas nos foguetes híbridos. Segundo a pesquisa, a fonte das instabilidades é baseada em um complexo acoplamento dos transientes térmicos no combustível sólido, bloqueio da transferência de calor na parede do grão combustível devido à taxa de regressão e transientes na camada limite que se formam sobre a superfície do combustível. A teoria foi confirmada utilizando diferentes tipos de oxidantes (oxigênio gasoso e óxido nítrico), várias formulações do grão combustível e uma ampla gama de motores com diâmetros que variaram de 12,7 cm a 182,9 cm.

Pastrone *et al.*, (2007) desenvolveram uma metodologia de medições passivas das oscilações lineares para a investigação da dinâmica da combustão dos motores de foguete híbridos. Um modelo unidimensional foi utilizado para descrever os movimentos acústicos dentro da câmara de combustão em função da coordenada axial do motor. As equações de conservação de momento, massa e energia foram resolvidas em função do fluxo médio e uma análise linearizada forneceu as oscilações de pressão e velocidade. O modelo teórico mostrou incertezas associadas aos valores inferidos para o acoplamento da pressão com a taxa de regressão, entretanto, os dados experimentais mostraram boa concordância com os outros parâmetros.

Bertoldi (2007) investigou o comportamento da taxa de regressão do par propelente Óxido Nitroso-Parafina em motores de foguete a propelente híbrido para várias combinações de sistema de injeção de oxidante e fluxo mássico de oxidante. A pesquisa concluiu que o uso de um sistema de injeção utilizando injetores vortical atomizado (*pressure-swirl*) leva ao incremento da taxa de regressão em torno de 22% comparado com o sistema de injeção direta (através de um injetor do tipo *showerhead*). Analisando os dados da curva de pressão na câmara de combustão foi possível observar que o uso dos injetores *pressure swirl* reduz as oscilações de pressão na câmara de combustão. Entretanto, devido ao tipo de transmissor de pressão utilizado na pesquisa não foi possível determinar as suas frequências.

Moeck *et al.*, (2007) afirmam que as matrizes de transferência acústica são uma importante ferramenta para modelar o projeto de um *muffler* e para a análise de um sistema termo-acústico. Elas permitem a descrição relativamente simples e modular de um sistema (termo) acústico onde apenas ondas planas se propagam. Entretanto, no caso de sistemas de combustão, onde a matriz de transferência da chama (ou uma função escalar de transferência da chama) é um dos mais importantes parâmetros de entrada para a modelagem, as condições de medições são bastante difíceis devido às altas temperaturas (bem acima de 1000 °C) e possivelmente altas pressões estáticas. A aplicabilidade de dois sensores de pressão resistentes à altas temperaturas para as medições da matriz de transferência é avaliada no trabalho. O primeiro é um microfone sonda concebido de acordo com o princípio de bobina semi-infinita. Como segunda alternativa, um microfone de fibra ótica foi considerado. Esses sensores de pressão menos comuns foram construídos com uma fina membrana metálica e um vibrômetro (*vibrometer*) detectando o

deslocamento transversal. Dois elementos acústicos foram considerados, um duto uniforme e um orifício circular. Os resultados mostraram boa concordância e demonstraram a geral aplicabilidade dos sensores alternativos para as medições dos parâmetros da matriz de transferência.

Segundo, Thicksten *et al.*, (2008), o Óxido Nitroso (N_2O) tem se popularizado como oxidante líquido auto-pressurizável para uso em foguetes híbridos, variando de pequenas escalas amadoras e projetos acadêmicos até motores de escala superior em programas de desenvolvimento. O Óxido Nitroso tem pressão de vapor (também chamada de pressão de saturação) de aproximadamente 50,3 bar à temperatura ambiente. Isto faz do Óxido Nitroso uma escolha atrativa para foguetes híbridos, pois pode ser removido do tanque sem a necessidade de sistemas complicados de pressurização ou turbo-bombas (uma vez que é um líquido auto-pressurizante). O Óxido Nitroso é altamente estocável, relativamente não-tóxico e de fácil manuseio. Assim sendo, ele é geralmente considerado uma alternativa segura em relação aos oxidantes tradicionais usados em lançadores (tais como LO_x , N_2O_4 , HNO_3 , F_2 , dentre outros).

Entretanto, quando usado para fins de propulsão de foguete é necessário reconhecer que o Óxido Nitroso tem o potencial de se decompor rapidamente quando exposto a fontes de ignição ou, se contaminado por combustível, inflamar. Ambos, rápida decomposição ou entrando em processo de combustão, podem levar a explosões por falhas de vaso de pressão. A reação de decomposição do N_2O pode aumentar a pressão em um tanque ou linha de oxidante em uma ordem de grandeza em uma fração de segundos. Entretanto, é possível evitar a decomposição do Óxido Nitroso através de estocagem correta e dos usos das técnicas de manuseamento. Quando os procedimentos são seguidos corretamente o N_2O é um dos mais seguros oxidantes utilizados atualmente em motores de foguete.

Stoia-Djeska & Mingireanu (2011) desenvolveram um modelo simplificado para a instabilidade de combustão dos motores híbridos com um completo fluxo instável, inicializando na porta de combustão e terminando na tubeira. O modelo de escoamento foi baseado nas equações de Euler unidimensionais com um termo de fonte. As equações do escoamento, a equação de condução térmica dentro do propelente sólido e a lei da taxa de regressão foram resolvidas de modo acoplado. A plataforma da simulação numérica foi um Runge-Kutta implícito de quarta ordem com método de volume finito. A análise da

instabilidade de combustão no motor híbrido foi realizada no domínio do tempo pelo exame do comportamento das ondas de pressão propagando dentro da câmara de combustão. Segundo os autores, o resultado mostrou boa concordância com os dados experimentais da literatura.

Cás *et al.*, (2012) através da técnica de otimização multidisciplinar propuseram a utilização dos sistemas propulsivos híbridos como opção tecnológica para o sistema de indução do Satélite de Reentrada Atmosférica brasileiro (SARA) que está sendo projetado pelo Instituto de Aeronáutica e Espaço brasileiro (IAE). O sistema foi proposto para dois tipos de oxidante específicos, o óxido nítrico e o peróxido de hidrogênio, ambos formando par propelente com a parafina sólida. Os autores propuseram várias configurações para geometrias otimizadas com objetivo de facilitar o projeto e a fabricação do motor. Os resultados obtidos mostraram que os sistemas propulsivos híbridos podem ser considerados uma alternativa competitiva, em relação aos demais sistemas propulsivos químicos, para aplicação no sistema de indução de reentrada da plataforma.

Boughaba *et al.*, (2012) descreveram que desde o final do ano de 2006 a Universidade Livre de Bruxelas (ULB) vem desenvolvendo em conjunto com a *Royal Academy of Belgium* um banco de testes para estudar a taxa de regressão do par propelente Parafina/N₂O. A ULB projetou e testou um motor híbrido em escala de laboratório sob o contexto do projeto FAST20XX para aplicação no veículo ALPHA. O veículo ALPHA incorpora tecnologia de baixa energia para transporte suborbital. O veículo é idealizado para ser lançado através de uma aeronave e configurado para transportar quatro passageiros adultos, incluindo o piloto, a uma altitude mínima de 100 km.

Morita *et al.*, (2012) investigaram a instabilidade intrínseca induzida pelo tempo de defasagem da combustão de oxidantes líquidos utilizando uma função de transferência para o modelo de instabilidade TCG desenvolvida com base no método de Karabeyoglu *et al* (2005). Eles calcularam os limites da estabilidade da combustão e a frequência angular das oscilações neutras utilizando a função de transferência desenvolvida pelo grupo de pesquisa. Foram encontrados os parâmetros para as aproximações dos limites de estabilidade da combustão e confirmaram suas hipóteses para os modos volumétricos (*bulk mode*) para frequências muito baixas. Encontraram, também, que para altas frequências é necessário o uso de uma função de resposta da combustão incluindo a fase-sólida instável,

levando-se em conta a variação espacial das quantidades físicas na câmara de combustão e os processos politrópicos correspondentes para a dinâmica dos gases na câmara. As frequências angulares calculadas estavam consistentes com os resultados experimentais. De acordo com a pesquisa, através da comparação entre os limites de estabilidade calculados e os resultados experimentais, eles estimaram que a hipótese dos processos politrópicos para a dinâmica dos gases na câmara de combustão é mais apropriada que os processos isotérmicos.

Morita *et al.*, (2013) realizaram uma análise teórica das instabilidades de combustão de baixa frequência induzidas pelo tempo de defasagem da combustão do oxidante líquido em um motor de foguete híbrido em escala de laboratório. Eles determinaram os limites de estabilidade linear utilizando os seguintes parâmetros: o tempo de retardamento da combustão do oxidante líquido, o tempo de residência na câmara de combustão, pressão no injetor, pressão na câmara, expoente do fluxo de massa, razão O/F e o expoente politrópico da mistura dos gases na câmara de combustão. Os resultados dos limites teóricos de estabilidade mostraram boa concordância com os dados experimentais. Entretanto, o modelo é falho ao prever as frequências em sistemas que trabalham com alta queda de pressão nos injetores.

Ferreira *et al.*, (2013) realizaram a identificação modal da cavidade acústica de um motor foguete a propelente híbrido. O estudo identificou de forma analítica, numérica e experimental as frequências acústicas naturais da cavidade do motor híbrido. A análise, utilizando elementos finitos, foi realizada através da variação do diâmetro interno da cavidade principal com o intuito de estudar suas faixas das frequências. O estudo analítico utilizou a teoria clássica dos ressonadores de Helmholtz para a primeira frequência natural, bem como o método da matriz de transferência para encontrar as frequências harmônicas. Os resultados experimentais confirmaram o sucesso da análise numérica e teórica. Os resultados preliminares dessa pesquisa serviram de base para o desenvolvimento de uma metodologia para a caracterização acústica da câmara de combustão dos motores foguete a propelente híbridos, apresentado no capítulo 4 deste trabalho.

Shynkarenko & Bertoldi (2014) realizaram uma análise teórica dos parâmetros de funcionamento de um motor híbrido baseado em simulações numéricas utilizando dados experimentais do funcionamento de um motor híbrido de escala de laboratório (200 N) em

testes realizados no *Campus* do Gama da Universidade de Brasília. O modelo numérico considera dois fenômenos físicos interconectados que tem impacto significativo nas características energéticas do motor: o tempo de residência das partículas do combustível na câmara de combustão e o processo da instabilidade da combustão do combustível sólido na presença de um oxidante gasoso. O estudo permitiu prever a configuração ótima da câmara de combustão para o projeto preliminar de um novo motor híbrido de 1kN de empuxo.

Shynkarenko *et al.*, (2015) realizaram simulações numéricas da dinâmica dos gases para um fluido no interior da câmara de combustão e na tubeira de um motor foguete propelente híbrido. O modelo criado permitiu determinar os parâmetros do escoamento no interior do motor, com as mudanças da geometria do grão combustível sólido em função do tempo e espaço. O estudo abriu a possibilidade da simulação da câmara de combustão e dos efeitos da erosão do bocal devido aos altos níveis de temperatura e velocidade. A definição preliminar da configuração do motor foi obtida utilizando métodos de engenharia da indústria aeroespacial. O modelo numérico foi utilizado para resolver pontos importantes do projeto: a definição da trajetória das gotas do combustível, tempo de residência das gotas e características da combustão. Os resultados numéricos também permitiram resolver o problema da definição da configuração da geometria da pós-câmara para maximizar as características da combustão.

Andrianov *et al.*, (2015) propuseram um motor híbrido modular que permite ao Grupo de Propulsão Química da Universidade de Brasília desenvolver pesquisa com diferentes combustíveis sólidos (como parafina e polietileno) formando par propelente com oxidantes líquidos não-criogênicos (como o óxido nitroso líquido). Devido a característica modular do motor é possível alterar o bloco de injeção de oxidante para a utilização de oxigênio gasoso como oxidante. A característica modular do motor permite, também, uma configuração que atende aos requisitos propulsivos do sistema de indução de reentrada da plataforma SARA. Uma descrição mais detalhada do motor será apresentada no capítulo 3.

3. METODOLOGIA E APARATO EXPERIMENTAL

Neste trabalho foram empregados motores de foguete a propelente híbrido de duas instituições de pesquisa. O motor SARA é um sistema propulsivo desenvolvido pelo Laboratório de Propulsão Química (LPQ) da Universidade de Brasília (UnB). Baseado no par-propelente Óxido Nitroso/Parafina o motor foi concebido tendo como base os requisitos propulsivos para realizar a missão de reentrada da plataforma orbital SARA, descrita no capítulo 1.

O motor híbrido ULBHRE da Universidade Livre de Bruxelas – *Université Libre de Bruxelles* – (ULB) foi projetado em conjunto com a Academia Real Militar da Bélgica – *Ecole Royale Militaire* – (ERM) e está vinculado à essa pesquisa no contexto do programa Ciência Sem Fronteiras Espacial; doutorado SWE/CNPq/AEB. Utilizando também o par-propelente Óxido Nitroso/Parafina, o motor ULBHRE entrega 1kN de empuxo e foi desenvolvido para poder operar com diferentes tipos de placas injetoras.

Desta forma apresenta-se na sequência as principais características construtivas dos motores, seus bancos de testes, desempenho, sistema de aquisição de dados e sensores. Para uma melhor compreensão dos tópicos tratados nessa pesquisa, a parte final desta seção descreve a metodologia para a caracterização das oscilações de pressão na câmara de combustão. A discussão sobre a parte acústica do trabalho é tratada no capítulo 4 e sobre a não-acústica nos capítulos 5 e 6.

3.1. MODELO DE ENGENHARIA DO MOTOR HÍBRIDO SARA

Durante os grupos de trabalho para o desenvolvimento do sistema propulsivo SARA, vários esquemas de projeto do motor foram analisados e revisados com o objetivo de satisfazer aos requisitos conceituais do projeto, tornando o motor o mais versátil e ergonômico possível. A Tabela (3) mostra alguns parâmetros do projeto baseado em simulações computacionais e dados experimentais, Shynkarenko & Bertoldi (2014); Shynkarenko *et al.*, (2015).

Com o objetivo de otimizar as aplicações, optou-se por desenvolvê-lo de forma modular (ou por unidades de montagem), Figura (16). Os módulos são permutáveis, tornando o

motor flexível e eficiente para verificar a viabilidade de várias soluções técnicas usadas no desenvolvimento do modelo de engenharia e para testes de seus subsistemas.

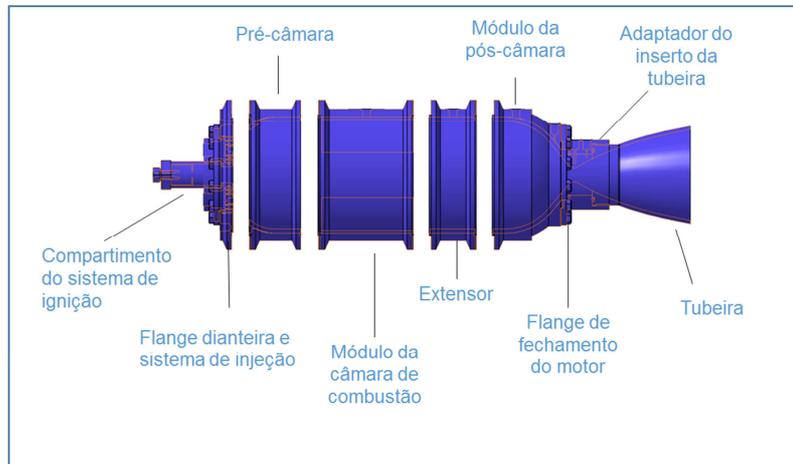


Figura 16: Conceito modular do motor híbrido

Tabela 3: Parâmetros do Motor SARA, valores de projeto

| Parâmetro | Valor |
|---|------------------|
| Empuxo (vácuo) | 1 kN |
| Tempo de operação (utilizando parafina) | 5 a 20 s |
| Oxidante | N ₂ O |
| Pressão na Câmara | 30 bar |
| Razão de expansão | 7,1 |
| Razão O/F | 8 |

Os requisitos técnicos do motor são apresentados na Tabela (4) e baseiam-se nos conceitos de: fácil-utilização (“*easy-to-use*”), fácil-montagem (“*easy-to-assemble*”), fácil-configuração (“*easy-to-configure*”), fácil-instalação (“*easy-to-install*”), fácil-manipulação (“*easy-to-handle*”) e fácil-instrumentação (“*easy-to-measure*”).

O conceito modular do motor está diretamente relacionado aos requisitos anteriores, pois deve proporcionar o acesso fácil e rápido aos componentes, permitindo a troca das partes que sofrem desgastes naturais (como vedações e proteções térmicas) e verificação dos componentes permanentes. A Figura (17) traz uma vista do esquemático da parte interna do motor e alguns de seus principais componentes.

Tabela 4: Requisitos conceituais do motor, Andrianov *et al.*, (2015)

| Nome | Demanda | Objetivo | Componentes |
|---|---|---|--|
| Fácil-utilização ("easy-to-use") | Divisão do motor em módulos | Verificação de várias soluções técnicas | Módulos são representados por unidades de montagem |
| Fácil-montagem ("easy-to-assemble") | Simplificação do procedimento de montagem e desmontagem | Redução do tempo de preparação para testes | Aplicação de conexões de encaixe rápido e de fácil substituição |
| Fácil-configuração ("easy-to-configure") | Permitir diversidade de configuração | Aplicação de componentes de fornecedores e desenvolvedores externos | Componente dos módulos são intercambiáveis |
| Fácil-instalação ("easy-to-install") | Acessibilidade a peças descartáveis ou de desgaste | Diminuição no tempo de teste | Substituição dos componentes consumíveis sem a desmontagem do motor de teste |
| Fácil-manipulação ("easy-to-handle") | Portabilidade do motor | Facilitação do procedimento de teste | Controle de peso através da divisão adequada dos módulos |
| Fácil-instrumentação ("easy-to-measure") | Medição de vários parâmetros à baixo custo | Utilização do sistema de aquisição de dados disponível com número limitado de unidades de medição | Otimização do arranjo da unidade de medida |

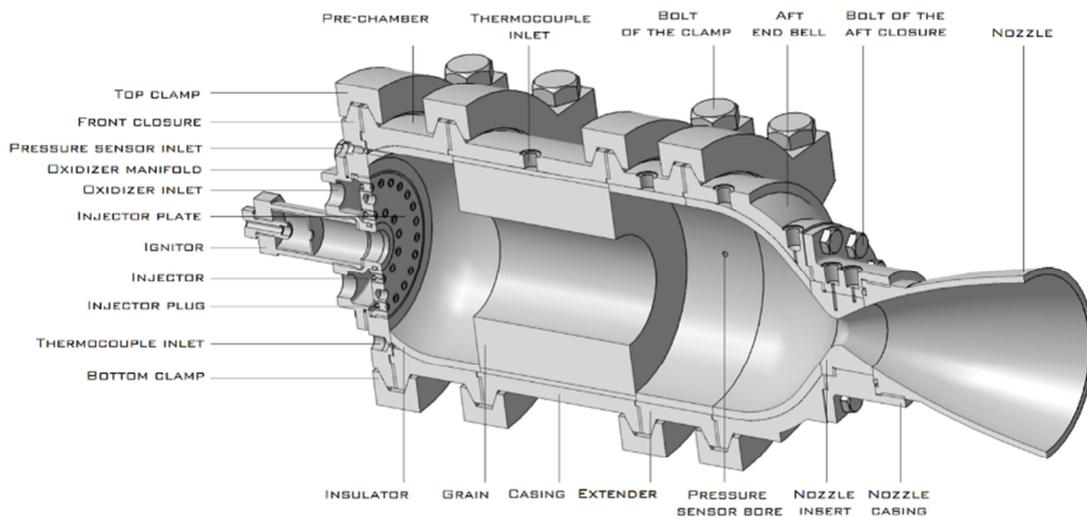


Figura 17: Corte seccional da versão final do motor híbrido com detalhes das seções modulares

3.1.1. Banco de Teste e Aparato Experimental do LPQ-UnB

O projeto do banco de testes do Laboratório de Propulsão Química reúne três diretrizes principais: ergonomia, flexibilidade e segurança. Um banco de testes para propósitos de pesquisa científica deve atender a várias configurações de motores híbridos (objeto da pesquisa) e diferentes classes de empuxo para permitir realizar uma comparação confiável de uma bateria de testes com uma configuração fixa do motor ou do desempenho entre diferentes configurações do sistema propulsivo.

O banco de testes do LPQ situa-se no *Campus* do Gama da Universidade de Brasília e é composto de um suporte e um trilho onde o motor é fixado. O motor é preso no banco de testes através de um adaptador customizado, Figura (18). A configuração atual permite testes com motores de até 300 mm de diâmetro externo, 2.000 mm de comprimento total e empuxo nominal de até 3,5 kN.

Duas câmeras de alta definição permitem que todo o ensaio possa ser acompanhado e controlado remotamente através de um segundo contêiner. Os tanques de oxidante líquido ficam dispostos, por questão de segurança, na parte externa da instalação. A Figura (19) mostra o sistema de fixação dos tanques de óxido nitroso e uma vista parcial da sala de controle (ao fundo) e do contêiner de testes (à direita). Uma série de 40 bombonas (tonéis) preenchidas com água são dispostas em fileiras duplas para proteger as instalações prediais nas proximidades do laboratório.



Figura 18: Motor SARA instalado na bancada durante o procedimento de teste



Figura 19: Vista do sistema de acondicionamento de oxidante e dos contêineres de controle (ao fundo) e de testes (à direita)

3.1.2. Sistema de Aquisição de Dados e Medição

O esquemático do sistema de medição é mostrado na Figura (20) e o tipo e função de cada equipamento de medição é apresentado na Tabela (5). Para este trabalho os sensores de pressão são os mais relevantes e foram dispostos da seguinte forma: (i) tanque de oxidante; (ii) sistema de alimentação de oxidante (iii) câmara de combustão.

No caso da câmara de combustão foram utilizados dois sensores, um transdutor de pressão convencional para tomada da pressão média na câmara de combustão e um transmissor de pressão piezoelétrico para análise da pressão dinâmica no motor. Uma célula de carga é acoplada no flange dianteira do motor e permite aferir os níveis de empuxo. Termopares medem as temperaturas das partes críticas da câmara de combustão.

Atualmente o banco de testes possui três sistemas de aquisição de dados (DAQ). Os dois primeiros são compostos exclusivamente de canais analógicos e são produzidos pela companhia brasileira Lynx Tecnologia Eletrônica. Este sistema é o responsável pela aquisição dos dados da célula de carga, de pressões e dos dados dos termopares.

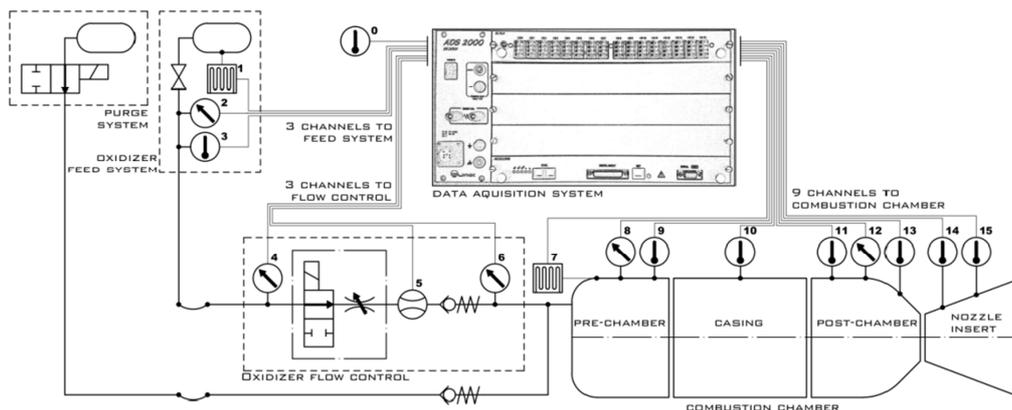


Figura 20: Sistema de aquisição de dados e sensores

Tabela 5: Principais equipamentos de medição do banco de testes

| Sensor | Posição | Parâmetro medido | Propósito |
|--------------------------------|---------|---|---|
| Termopar tipo K | 0 | Temperatura ambiente | Ponto de referência para a distribuição de temperatura |
| | 3 | Temperatura oxidante | Controle das condições do oxidante |
| | 9 | Temperatura pré-câmara | Controle das condições da proteção térmica – parte frontal |
| | 10 | Temperatura parede da câmara/ou grão combustível sólido | Controle das condições térmicas da parede da câmara ou grão combustível |
| Termopar tipo N | 11 | Temperatura da proteção térmica | Controle das condições da proteção térmica – parte traseira |
| | 13-15 | Temperatura dos componentes da tubeira | Monitoramento temperatura na tubeira |
| Célula de carga | 1 | Peso dos tanques de oxidante | Monitoramento da vazão mássica de oxidante |
| | 7 | Empuxo do motor | Estudo do desempenho do motor |
| Transdutor de pressão | 2 | Pressão no tanque de oxidante | Monitoramento das condições do oxidante |
| | 4 | Pressão sistema de alimentação de oxidante | Queda de pressão na válvula principal de controle do oxidante |
| | 6 | Pressão na pós-câmara | Monitoramento pressão motor |
| Sensor de pressão pizoelétrico | 8 | Pressão na câmara | Estudo das oscilações de pressão na câmara de combustão |
| Medidor de vazão | 5 | Vazão mássica de oxidante | Monitoramento da vazão mássica de oxidante |

O terceiro sistema de aquisição de dados é produzido pela *National Instruments* e é o responsável pela aquisição da pressão dinâmica da câmara de combustão e controle do banco de testes. O conjunto é composto da placa multifunção NI (*National Instruments*) PCIe-6320 (PN 194986C-05L) com 16 entradas analógicas de amostragem de 250 kS/s e 24 canais digitais de entrada/saída. Um programa utilizando o software *LabView* é o responsável pelo controle operacional do banco de teste. Toda sequência de operação do motor é realizada remotamente.

A calibração dos sensores é executada em parte no LMD – Laboratório de Metrologia Dinâmica – na Faculdade de Tecnologia da UnB e em parte no próprio Laboratório de Propulsão Química da FGA.

3.2. MOTOR HÍBRIDO ULBHRE DA UNIVERSIDADE DE BRUXELAS

O motor ULBHRE foi projetado para fornecer 1 kN de empuxo e uma média de 10 segundos de operação. A Figura (21) mostra o esquemático do motor que é composto de três partes principais: (i) pré-câmara; (ii) câmara de combustão; (iii) bocal convergente/divergente. O motor foi também projetado de forma modular, cuja arquitetura favorece o uso de diferentes tipos de placas injetoras. A Tabela (6) mostra alguns parâmetros do projeto baseado em simulações computacionais e dados experimentais, Bouziane *et al.*, (2017) e Bouziane *et al.*, (2018).

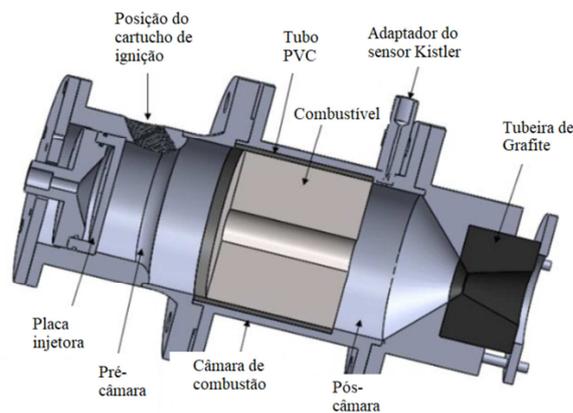


Figura 21: Diagrama 3D do motor ULBHRE

Tabela 6: Parâmetros do Motor ULBHRE, valores de projeto

| Parâmetro | Valor |
|-------------------|------------------|
| Empuxo nominal | 1 kN |
| Tempo de operação | 5-10 s |
| Pressão na Câmara | 20-30 bar |
| Oxidante | N ₂ O |
| Razão de expansão | 5,2 |
| Razão O/F | 7,4 |

3.2.1. Banco de Testes e Aparato Experimental do ATM - ULB

O banco de testes do Departamento de Aero-Termo-Mecânica (ATM) da Universidade Livre de Bruxelas (ULB) foi projetado para a realização de testes para o levantamento de vários parâmetros de funcionamento do motor, tal como: empuxo, impulso específico, velocidade característica, coeficiente de empuxo, vazão mássica de propelente, taxa de regressão e eficiência da combustão. Para determinar tais parâmetros, as instalações contam com sensores de pressão, temperatura e força que monitoram o sistema de armazenamento e alimentação de oxidante e o motor híbrido durante o seu funcionamento.

Os testes são realizados na base da Força Aérea Real Belga em Beauvechain, Figura (22). O hangar, originalmente projetado para testes com a aeronave de combate F-16, é equipado com sistema de exaustão, paredes reforçadas, abrigo para pessoal e sala de controle. A instalação de testes permite a operação horizontal do motor e a utilização de motores híbridos com diferentes dimensões e configurações. A Figura (23) apresenta o esquemático dos subsistemas do banco de testes e a Figura (24) mostra o motor durante fase de testes.

Duas câmeras de vídeo GoPro 5 black são utilizadas em conjunto com um smartphone para visualização dos testes em tempo real, permitindo observar o funcionamento do motor e do banco de testes. Uma das câmeras é colocada próxima a tubeira para gravar a pluma de exaustão.

3.2.2. Sistema de Aquisição de Dados e Medição

No banco de testes do ATM-ULB um programa *LabView* controla remotamente a sequência de operações durante o teste e o sistema de aquisição de dados, através da placa NI USB-6218 e NI USB-9215.

De forma geral, os sensores utilizados neste banco de testes são equivalentes ao descrito na Tabela (4) para o motor SARA. O empuxo é medido através de uma célula de carga SENSY modelo 2965 de 10 kN, o peso do tanque de oxidante é obtido por uma célula de carga TEDEA modelo 615. A pressão é medida em vários pontos do sistema de alimentação de propelente, tanque de oxidante, antes e depois da placa injetora através de um transdutor de pressão tipo piezoresistivo com diafragma. As oscilações de pressão na

câmara de combustão são medidas por meio de um sensor piezoelétrico Kistler modelo 6061BS32. A calibração dos sensores do motor ULBHRE é realizada na Academia Real Militar.



Figura 22: Motor híbrido ULBHRE montado no banco de testes de Beauvechain, Bélgica

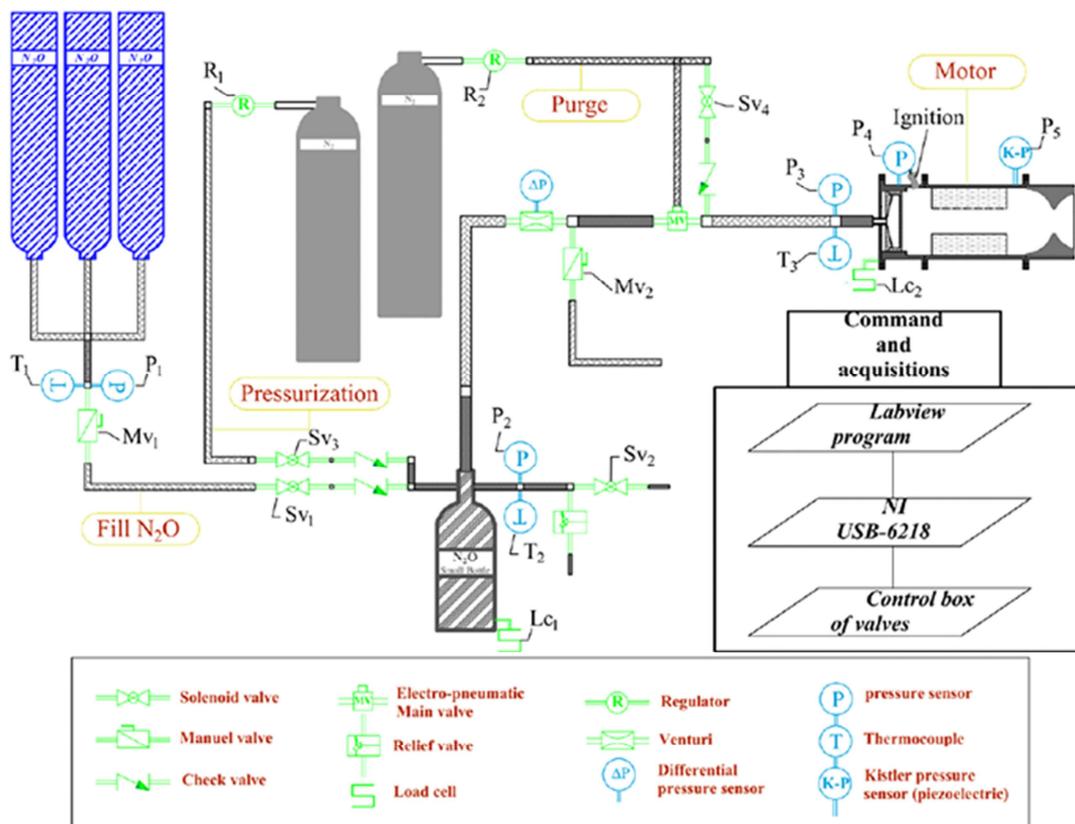


Figura 23: Esquemático do banco de testes do ATM-ULB, Bouziane *et al.*, (2017)



Figura 24: Motor ULBHRE instalado na bancada durante o procedimento de teste

3.3. CARACTERÍSTICAS PROPULSIVAS DOS MOTORES

Os resultados discutidos nesse tópico são referentes aos testes realizados no Laboratório de Propulsão Química da Universidade de Brasília, *Campus* do Gama e do Departamento de Aero-Termo-Mecânica da Universidade Livre de Bruxelas.

O objetivo é apresentar os parâmetros gerais de operação e desempenho dos motores. A discussão sobre os limites e critérios de estabilidade de combustão, bem como os fatores relacionados é apresentada no Capítulo 5 e 6. Optou-se por mostrar alguns dados de funcionamento dos motores nesse momento para poder embasar algumas discussões ao longo do trabalho.

A Tabela (7) traz alguns parâmetros do funcionamento do motor SARA e a Tabela (8) do motor ULBHRE, onde L_{pc} é o comprimento da pré-câmara de combustão, p_c é a pressão na câmara, \dot{m}_{ox} vazão mássica de oxidante e O/F a razão de mistura. Nota-se pelas condições de testes que foram utilizados vários tipos de injetores nessa pesquisa. Isto se deve ao fato de alguns estudos (Boardman *et al.*, 1995, Bertoldi, 2007; De Moraes Bertoldi *et al.*, 2017) indicarem alguma relação entre o tipo de injetor e as oscilações de pressão na câmara de combustão.

A característica modular dos motores permite o uso de diferentes placas injetoras. No motor SARA foram utilizados dois tipos de injetores, totalizando três diferentes configurações. A Figura (25) mostra o esquemático da placa injetora do motor SARA onde

foram utilizadas as configurações dos injetores tipo SH:1-2/6-10 e SH:2/16. Neste caso, a abreviatura SH se refere ao injetor tipo *Showerhead* e o código numérico determina a configuração dos orifícios dos elementos individuais: 1-2/6-10 (6 elementos de 1 mm no raio interno e 10 elementos de 2 mm no externo); 2/16 (16 elementos de 2 mm cada). O injetor AX:10,25/1, mostrado na Figura (6), capítulo 1, é composto de um único elemento axial de 10,25 mm de diâmetro.

No caso dos injetores utilizados no motor ULBHRE, exemplificados na Figura (26), as abreviaturas HC, PSW, SH e VOR indicam o tipo da placa injetora, como segue:

- HC : *Hollow Cone*; cone oco;
- PSW : *Pressure Swirl Atomizer*; injetor vortical atomizado;
- SH : *Showerhead*;
- VOR : *Vortex*; injetor tipo vortex.

Tabela 7: Dados dos testes motor SARA

| Teste # | Configuração do injetor | L_{pc} (mm) | p_c (bar) | \dot{m}_{ox} (kg/s) | O/F |
|---------|-------------------------|---------------|-------------|-----------------------|-----|
| 1 | SH:1-2/6-10 | 56,6 | 25,2 | 0,211 | 2,8 |
| 2 | SH:1-2/6-10 | 157,6 | 39,0 | 0,396 | 5,4 |
| 3 | SH:1-2/6-10 | 56,6 | 36,5 | 0,339 | 5,1 |
| 4 | SH:1-2/6-10 | 56,6 | 42,4 | 0,379 | 5,1 |
| 5 | SH:1-2/6-10 | 56,6 | 40,7 | 0,432 | 5,5 |
| 6 | SH:1-2/6-10 | 56,6 | 34,2 | 0,385 | 4,5 |
| 7 | SH:1-2/6-10 | 56,6 | 41,0 | 0,317 | 3,0 |
| 8 | SH:1-2/6-10 | 56,6 | 38,5 | 0,350 | 3,1 |
| 9 | SH:1-2/6-10 | 56,6 | 44,9 | 0,317 | 2,8 |
| 10 | SH:1-2/6-10 | 56,6 | 28,3 | 0,383 | 3,5 |
| 11 | SH:1-2/6-10 | 56,6 | 35,5 | 0,350 | 4,2 |
| 12 | SH:1-2/6-10 | 56,6 | 35,3 | 0,364 | 4,2 |
| 13 | SH:2/16 | 56,6 | 42,0 | 0,559 | 6,5 |
| 14 | AX10,25/1 | 177,6 | 34,3 | 0,350 | 3,8 |
| 15 | AX:10,25/1 | 76,6 | 36,2 | 0,260 | 4,3 |

Características básicas das placas injetoras estão apresentadas na Tabela (9). O procedimento de qualificação de cada um dos injetores foi realizado durante o período do

trabalho no ATB-ULB e maiores informações podem ser encontradas em Bouziane *et al.*, (2017), reproduzido no Anexo 1.

Tabela 8: Dados dos testes motor ULBHRE

| Teste # | Configuração do injetor | L_{pc} (mm) | p_c (bar) | \dot{m}_{ox} (kg/s) | O/F |
|---------|-------------------------|---------------|-------------|-----------------------|-------|
| 16 | HC | 102,5 | 19,8 | 0,413 | 2,4 |
| 17 | HC | 102,5 | 19,0 | 0,412 | 2,5 |
| 18 | HC | 102,5 | 18,5 | 0,410 | 2,4 |
| 19 | HC | 102,5 | 19,6 | 0,432 | 2,5 |
| 20 | HC | 102,5 | 19,3 | 0,427 | 2,6 |
| 21 | PSW1 | 102,5 | 14,7 | 0,369 | 3,9 |
| 22 | PSW1 | 102,5 | 17,4 | 0,433 | 4,4 |
| 23 | PSW1 | 102,5 | 19,4 | 0,469 | 4,9 |
| 24 | PSW2 | 102,5 | 18,1 | 0,484 | 5,1 |
| 25 | PSW2 | 102,5 | 20,8 | 0,544 | 5,4 |
| 26 | SH1 | 102,5 | 17,7 | 0,405 | 3,5 |
| 27 | SH1 | 102,5 | 16,5 | 0,380 | 2,5 |
| 28 | SH1 | 102,5 | 16,8 | 0,390 | 2,8 |
| 29 | SH2 | 102,5 | 24,0 | 0,540 | 3,8 |
| 30 | SH2 | 102,5 | 22,7 | 0,576 | 3,8 |
| 31 | SH2 | 102,5 | 23,5 | 0,552 | 3,7 |
| 32 | SH2 | 102,5 | 25,3 | 0,646 | 4,1 |
| 33 | SH2 | 102,5 | 29,9 | 0,608 | 3,8 |
| 34 | SH2 | 102,5 | 23,3 | 0,538 | 3,5 |
| 35 | SH2 | 102,5 | 27,4 | 0,621 | 3,9 |
| 36 | VOR | 102,5 | 26,2 | 0,531 | 3,3 |
| 37 | VOR | 102,5 | 26,2 | 0,544 | 3,5 |

Tabela 9: Configurações básicas dos injetores ATM-ULB

| Código | Quantidade de elementos | Diâmetro do orifício | Inclinação em relação eixo axial que passa no centro da câmara de combustão |
|--------|-------------------------|----------------------|---|
| HC | 11 | 1,4 mm | 15° |
| SH1 | 11 | 1,4 mm | 0° |
| SH2 | 21 | 1,4 mm | 0° |
| VOR | 6 | 3,0 mm | 45° (radial) |
| PSW1 | 6 | 1,3 mm | 0° |
| PSW2 | 9 | 1,5 mm | 0° |

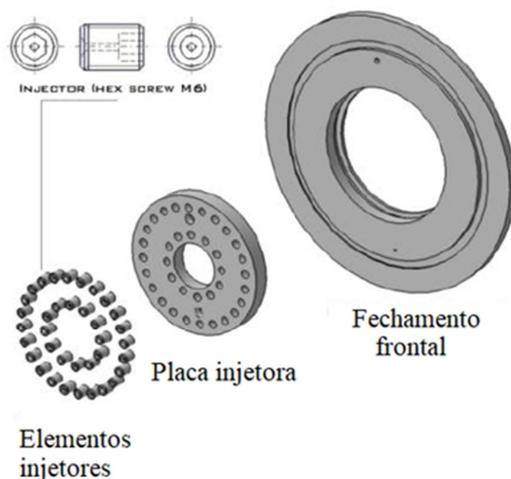


Figura 25: Característica modular do injetor do motor SARA, Andrianov *et al.*, (2015)

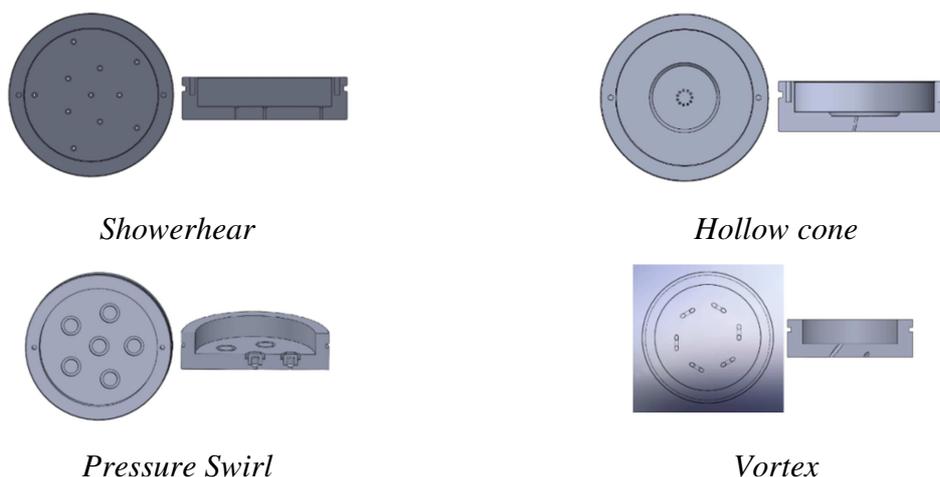


Figura 26: Configuração dos injetores utilizados no motor ULBHRE

No esquemático da placa injetora, mostrado na Figura (25), nota-se uma quantidade de orifícios maior que o número dos elementos descritos. Nesse caso, para cada configuração específica da placa injetora os orifícios são trocados e alguns são substituídos por bujões (ou seja, são fechados).

3.3.1. Resultados Experimentais

Conforme discutido anteriormente aqui serão apresentados alguns resultados gerais dos testes com os motores híbridos SARA e ULBHRE. A Figura (27) mostra uma curva típica de pressão para o motor SARA em três partes do sistema: tanque de oxidante, sistema de

alimentação de oxidante e câmara de combustão. A Figura (28) traz o mesmo gráfico para o motor ULBHRE.

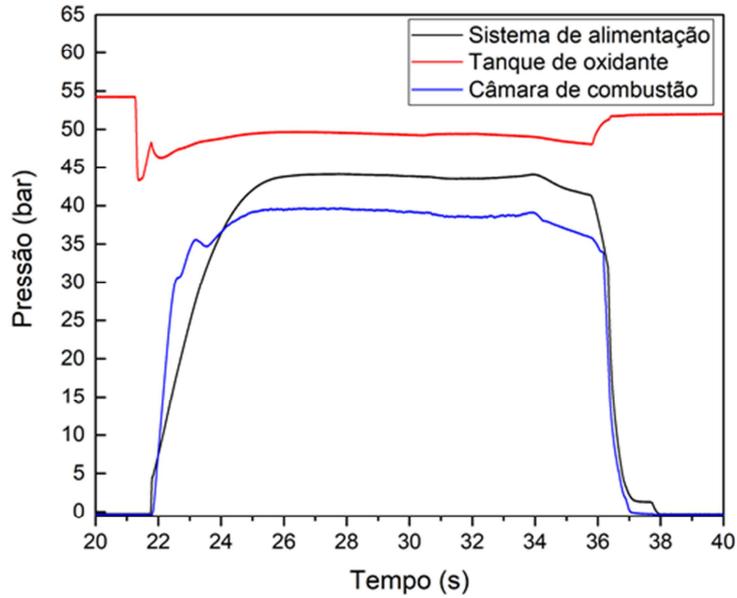


Figura 27: Curva de pressão para o motor SARA, teste #3

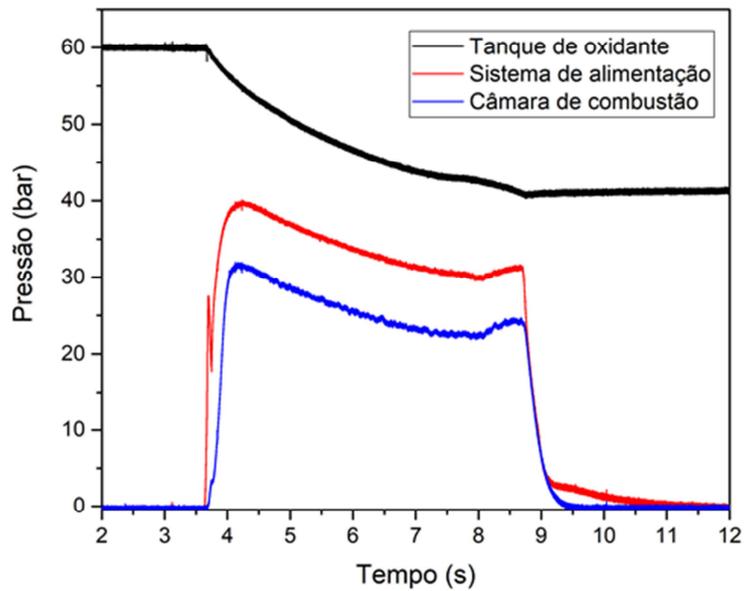


Figura 28: Curva de pressão para o motor ULBHRE, teste #37

Os níveis de empuxo para o motor SARA ficaram entre 600 N e 1300 N utilizando o injetor *Showerhead* e 700 N com o injetor axial. A grande variação no empuxo utilizando o

injetor *Showerhead* se deve pela imprecisão da célula de carga e também pelas diferenças de pressão na câmara de combustão entre os testes.

Como os níveis de empuxo não são de fundamental importância para o estudo das instabilidades de origem não-acústicas, os dados apenas servem para ilustrar o desempenho do motor. O motor ULBHRE apresentou empuxo em torno de 900 N para os injetores PSW1, HC, SH1, SH2. Já os injetores PSW2 e VOR obtiveram médias de 1100N e 1300 N, respectivamente.

Outro fator de destaque é que durante os testes foram mantidas constantes a porta de injeção de combustão e o comprimento do grão combustível sólido. Para o motor SARA a porta de combustão inicial é de 34 mm de diâmetro e o comprimento do grão combustível 101 mm. Para o motor ULBHRE os valores são 30 mm e 102,5 mm, respectivamente.

Através das curvas de pressão típicas, como exemplificados nos gráficos (Figura 27 e Figura 28) é possível determinar a pressão média na câmara de combustão, pressão média no tanque de oxidante e no sistema de alimentação de oxidante. Esses dados são utilizados nas análises realizadas no capítulo 6.

O tempo de queima, também chamado de tempo de teste, é obtido através do confronto dos dados da curva de pressão com os vídeos dos ensaios e com o tempo definido para o teste no programa de controle de teste (evento de abertura e fechamento da válvula principal de oxidante).

Ao observar os dados das figuras (27) e (28) é possível notar a diferença no perfil da curva de pressão na câmara de combustão. No caso do teste com o motor SARA o sistema de alimentação estava diretamente conectado a três cilindros comerciais de óxido nítrico, que permitiu que a pressão se mantivesse constante durante quase a totalidade do ensaio. Enquanto que, com o motor ULBHRE o óxido nítrico foi transferido dos cilindros comerciais para um tanque (volume de controle) na bancada e pressurizado com nitrogênio. Assim, o motor funcionou no modo *blowdown*, o que explica a perda de pressão no decorrer do teste.

Uma análise importante reside na qualidade do sinal de pressão na câmara de combustão. A Figura (29) mostra o perfil típico da pressão na câmara tomada através da utilização de um transmissor de pressão piezoresistivo (com diafragma), enquanto que a Figura (30) apresenta o mesmo sinal, mas adquirido por um transdutor de pressão piezoelétrico (cristais de quartzo). Pela análise dos gráficos é possível observar que o transmissor de pressão atenua o sinal, enquanto que o sensor piezoelétrico consegue representar melhor as oscilações de pressão na câmara de combustão.

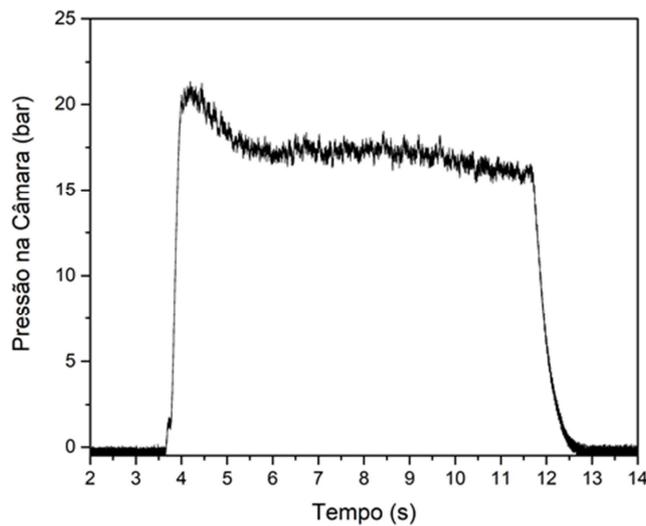


Figura 29: Curva de pressão do transdutor de pressão tipo membrana, teste #22

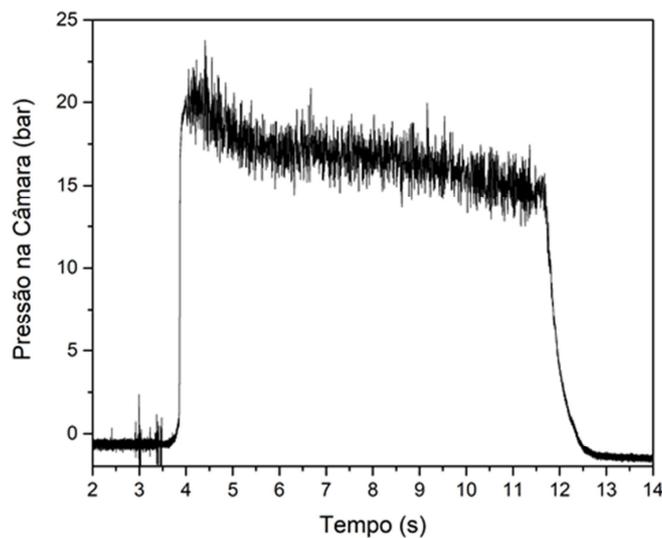


Figura 30: Curva de pressão do transdutor de pressão tipo piezoelétrico, teste #22

O transmissor de pressão piezoresistivo tem seu funcionamento baseado na variação do comprimento e diâmetro, portanto na variação da resistência elétrica que ocorre quando um fio (resistência elétrica) sofre uma deformação elástica proveniente de uma tensão mecânica gerada por uma pressão. Neste tipo de instrumento a pressão do processo atua no elemento mecânico elástico (diafragma) que se movimenta (deforma) e, em consequência, movimenta a alavanca onde estão instalados os sensores *strain gage*, esticando-os ou comprimindo-os de acordo com a pressão do processo e a disposição que o fabricante tenha adotado para sua instalação, Thomazini & Albuquerque (2013).

A medição de pressão utilizando sensores piezoelétricos baseia-se no fato dos cristais assimétricos ao sofrerem uma deformação elástica ao longo do seu eixo axial produzem internamente um potencial elétrico causando um fluxo de carga elétrica. A quantidade de carga elétrica produzida é proporcional a pressão aplicada. Devido a sua alta frequência natural, sensores de pressão piezoelétricos podem ser usados para uma variedade de aplicações onde devem ser realizadas medições de pressão dinâmica. Uma outra característica única dos sensores de pressão piezoelétricos são a sua habilidade de medir pequenas flutuações de pressão com precisão excepcional, Kistler (2007).

Desta forma, a análise das oscilações de pressão na câmara de combustão dos motores SARA e ULBHRE foram realizadas levando em conta os sinais adquiridos utilizando os sensores piezoelétricos, enquanto que os dados dos transdutores de pressão piezoresistivos foram usados para obter as pressões médias do tanque, sistema de alimentação de oxidante e câmara de combustão.

3.4 METODOLOGIA PARA DETERMINAR AS OSCILAÇÕES DE PRESSÃO NA CÂMARA DE COMBUSTÃO

Para a análise das oscilações de pressão na câmara de combustão dos motores de foguete híbrido foi levado em conta os dados obtidos utilizando os sensores de pressão piezoelétricos. O sensor que equipa o banco de testes do LPQ-UnB é o modelo Kistler 6052CS31 de frequência natural do elemento de medição de aproximadamente 160 kHz. O sensor do ATM-ULB é o Kistler modelo 6061BS32 de frequência natural do elemento de medição acima de 215 kHz.

Dada a frequência natural de oscilação desses sensores associada à alta taxa de amostragem do sistema de aquisição da NI, da ordem de 250 kS/s, essa composição de sistema de aquisição de dados e sensor é capaz de obter todas as frequências de importância para a análise das oscilações de pressão de origem acústica e não-acústica.

Para os testes com o motor SARA foi definida uma taxa de amostragem de 5000 Hz (pouco acima de 2^{13} kS/s) e para os testes com o motor ULBHRE foi de 8192 Hz (exatamente 2^{13} kS/s). A decisão de aumentar a taxa de amostragem foi tomada com intuito de facilitar a análise de processamento do sinal dos testes.

A metodologia da análise do sinal de pressão na câmara começa com o sinal bruto do sensor piezoelétrico. O sinal é então gravado e analisado utilizando a técnica da Transformada Rápida de Fourier (FFT - *Fast Fourier Transform*). A FFT é uma abordagem computacional para executar a Transformada Discreta de Fourier pela eliminação de operações redundantes. O algoritmo da Transformada Rápida de Fourier permite analisar o sinal temporal no domínio das frequências, Wirsching, *et al.*, (1995).

O estudo do sinal de pressão foi realizado usando a ferramenta computacional MATLAB R2017a (*MathWorks Inc*). Uma sub-rotina permite que o sinal de pressão seja selecionado na própria tela, Figura (31), onde a primeira imagem mostra o sinal bruto (sinal adquirido durante o teste). Com o cursor do mouse pode-se escolher o tamanho do sinal que deve ser analisado. A última imagem da Figura (31) mostra o sinal recortado, sobre o qual é feita a FFT. O sinal apresentado como exemplo é de um teste com o motor SARA utilizando o injetor axial, sendo possível notar uma grande oscilação no sinal da pressão.

Na sequência o programa executa a FFT, Figura (32), e a STFT (*Short-time Fourier transform*), Figura (33). A STFT permite analisar o espectrograma do sinal e desta forma obter a frequência no domínio do tempo, Figura (34). A variação temporal da frequência será explorada no capítulo 6.

A determinação da frequência ao longo do tempo é realizada varrendo o sinal recortado, para isso foi implementado um *loop* dentro do programa da análise do sinal que permite o mapeamento em tempo real da frequência máxima, Figura (35). No final, a variação

temporal da frequência é apresentada em um gráfico na tela, Figura (36) e gravada em arquivo nos formatos txt e xlsx.

Esta é a metodologia aplicada para realizar a análise e processamento do sinal da pressão e foi realizada em todos teses aqui apresentados para o motor SARA e ULBHRE. Nos capítulos subsequentes esses dados serão utilizados no estudo da instabilidade de origem acústica e instabilidade acoplada ao sistema de alimentação de oxidante em motor foguete a propelente híbrido.

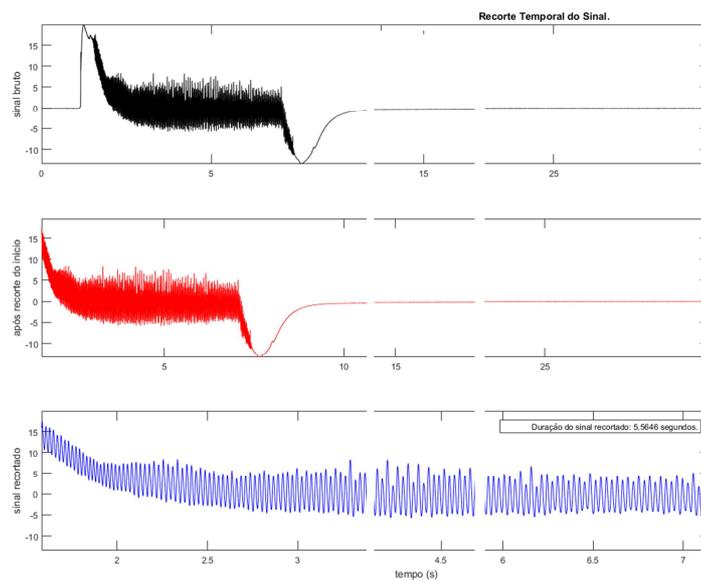


Figura 31: Tela onde é realizado o recorte do sinal para análise

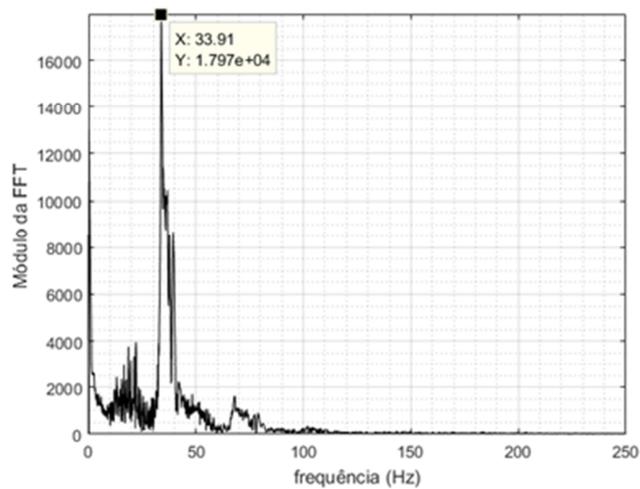


Figura 32: Transformada de Fourier do sinal recortado

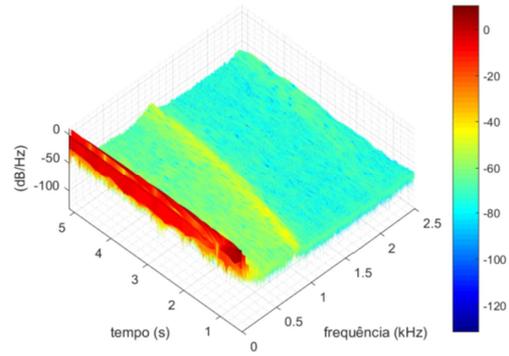


Figura 33: Espectrograma do sinal recortado

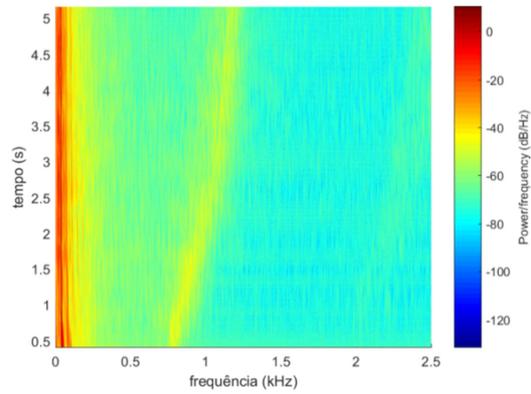


Figura 34: Frequência no domínio do tempo

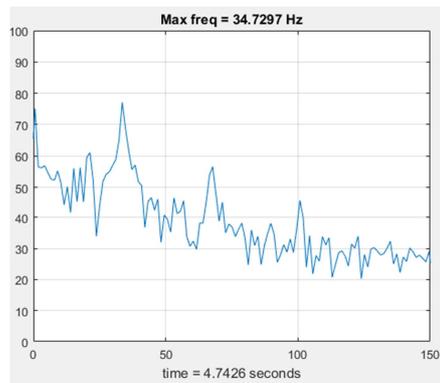


Figura 35: Janela de mapeamento da frequência no domínio do tempo

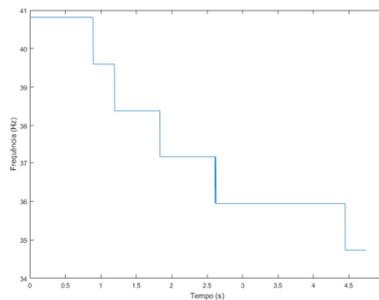


Figura 36: Gráfico do sinal mapeado, relativo a janela mostrada na Figura 31

4. METODOLOGIA PARA A CARACTERIZAÇÃO ACÚSTICA DA CÂMARA DE COMBUSTÃO DOS MOTORES DE FOGUETE A PROPELENTE HÍBRIDO

Nos sistemas propulsivos químicos as flutuações de pressão tendem a se autogerirem em torno das frequências naturais da câmara de combustão ou do sistema de alimentação dos propelentes. Em inúmeras câmaras de combustão de motor foguete híbrido têm-se observado oscilações de pressão no modo de frequência natural da câmara. Tais oscilações, apesar de não representarem um problema técnico intransponível no projeto, devem ser mapeadas.

Segundo Wooldridge (1970) o modo de instabilidade acústica nos motores híbridos é provavelmente de difícil caracterização e modelagem, uma vez que podem ocorrer instabilidades espontâneas no modo longitudinal e também, possivelmente, no modo transversal. Os principais fatores que influenciam os modos de instabilidade acústica são: presença de oxidante no grão combustível sólido, nível de pressão, configuração da porta de combustão, fluxo mássico através da porta, dentre outros Netzer (1972).

A interação entre ondas acústicas e o processo de queima pode gerar combustão oscilatória do tipo auto-excitada acusticamente, Stoia-Djeska & Mingireanu (2011). A sensibilidade do processo de combustão com a pressão, a acoplagem do motor com o sistema de alimentação de propelente, os vertedouros de vórtex (*the vortex shedding*) na pós-câmara e outras condições são fatores responsáveis pela oscilação auto-excitada Marvin (1990).

Neste capítulo é desenvolvida a metodologia para a caracterização e identificação da forma modal da cavidade acústica da câmara de combustão. Primeiramente, o método será aplicado a um motor foguete híbrido arbitrário para provar a sua generalidade. Na sequência a metodologia é aplicada ao motor SARA, desenvolvido pelo Grupo de Propulsão Química da Universidade de Brasília.

A metodologia apresentada neste capítulo foi desenvolvida para permitir a sua aplicação em motores híbridos com geometrias, combinações de propelentes e níveis de empuxo diversos. Salvo a análise relativa à instabilidade de combustão de origem não-acústica, essa

metodologia pode também ser aplicada, de forma geral, para a caracterização da cavidade acústica em motores foguete propelente líquido.

4.1. GEOMETRIA DO MOTOR MODELO

Como descrito anteriormente, a metodologia será primeiramente aplicada a um motor, aqui chamado de Motor Modelo, desenvolvido pelo *Hybrid Propulsion Team* (HPT) da Universidade de Brasília e utilizado entre 2010 – 2013.

Figura (37) mostra cada um dos componentes do conjunto do motor: (1) grão-combustível sólido; (2) parafusos; (3) flange de junção entre a câmara de combustão e o sistema de injeção/ignição; (4) flange de junção entre a câmara de combustão e a tubeira; (5) envelope do motor; (6) sistema de ignição e injeção de oxidante; (7) tubeira. A Figura (38) apresenta as principais dimensões do motor modelo. Informações adicionais sobre a configuração deste motor e dados experimentais de funcionamento podem ser encontrados em Gonçalves (2013).

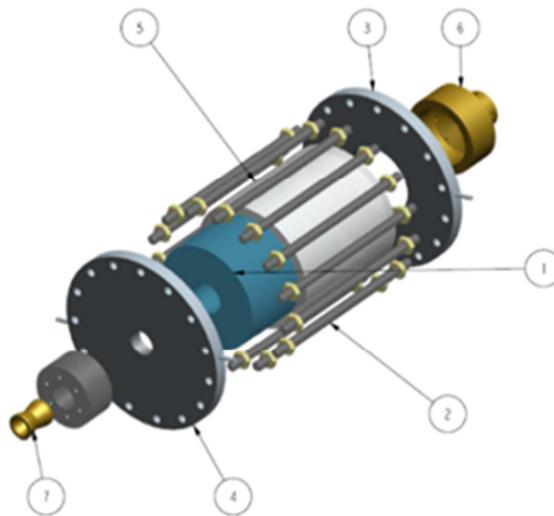


Figura 37: Vista explodida do Motor Modelo

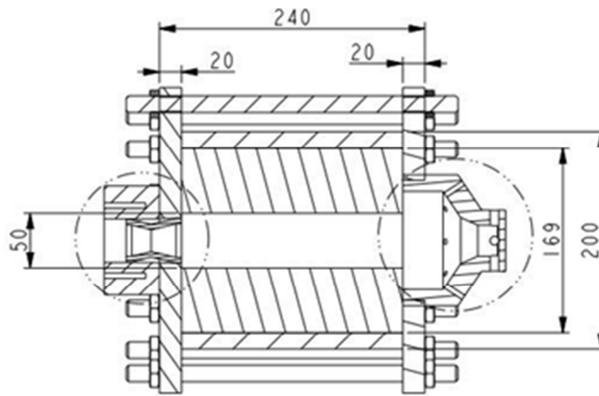


Figura 38: Principais dimensões do Motor Modelo

4.2. MODELAGEM ANALÍTICA E NUMÉRICA

A resposta dinâmica da cavidade acústica do motor foguete híbrido foi estimada através de uma abordagem analítica e numérica. O Método da Matriz de Transferência é uma solução analítica para uma cavidade acústica unidimensional. A geometria tridimensional do motor é simplificada para criar um modelo unidimensional apropriado.

Existem formulações para a matriz de transferência adequadas para meios acústicos com gradientes de temperatura e, conseqüentemente, variações na velocidade local do som. As aproximações para pequenos gradientes e pequenos meios acústicos foram desenvolvidos por Sujith *et al.*, (1995); Sujith (1996); Howard & Cazzolato (2015). Dentre os modelos para gradientes de temperatura fortes têm-se Zorumski (1989); Huls (2004) e Moeck *et al.*, (2007).

4.2.1. Estimativa de Frequência do Primeiro Modo Longitudinal

A frequência de ressonância para o primeiro modo longitudinal em uma cavidade fechada-fechada, com uma temperatura média (\bar{T}) é definida como:

$$f_{1L} = \frac{\sqrt{\gamma R \bar{T}}}{2L} \quad (4.1)$$

Onde L é o comprimento do motor, γ a razão dos calores específicos e R a constante de gás específica.

Esta solução corresponde a uma forma de modo harmônico para um duto com área de seção transversal constante e sem gradiente de temperatura. Esta configuração não é exatamente a mesma para um motor foguete híbrido. Entretanto, ela é útil para fornecer uma estimativa do primeiro modo longitudinal tomando a temperatura média da câmara de combustão.

4.2.2. Método da Matriz de Transferência

No estudo das propriedades acústicas de cavidades longas existe uma clara separação entre as frequências dos modos longitudinais e transversais. Neste caso, o método da matriz de transferência é apresentado como uma solução interessante que produz bons resultados para uma cavidade acústica unidimensional irregular, Gibert (1988); Ferreira *et al.*, (2013).

Essa cavidade irregular unidimensional irá se comportar de acordo com as condições de contorno aplicadas a pontos das coordenadas iniciais e finais da geometria. A matriz de transferência determina as relações entre os valores da pressão e do fluxo de pressão das partículas localizadas no primeiro e último ponto de referência. Se um dos valores dessas propriedades são conhecidos para cada lado, os valores entre eles podem ser determinados, conforme as equações (4.2) e (4.3).

$$p_2 = \cos \lambda p_1 + \frac{c}{iS} \sin \lambda q_1 \quad (4.2)$$

$$q_2 = -\frac{iS}{c} \sin \lambda p_1 + \cos \lambda q_1 \quad (4.3)$$

onde p_1 e p_2 são os valores da pressão acústica, q_1 e q_2 são os valores do fluxo de pressão nos pontos 1 e 2 e $\lambda = \omega L/c$ é o comprimento de onda para uma cavidade de comprimento L , velocidade do som c e frequência harmônica ω . Na forma matricial, tem-se:

$$\begin{Bmatrix} p_2 \\ q_2 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \lambda & \frac{c}{iS} \sin \lambda \\ -\frac{iS}{c} \sin \lambda & \cos \lambda \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} p_1 \\ q_1 \end{Bmatrix} = A_{21} \begin{Bmatrix} p_1 \\ q_1 \end{Bmatrix} \quad (4.4)$$

onde A_{21} é conhecida como a matriz de transferência acústica.

Se a cavidade for irregular é possível acoplar cavidades individuais com diferentes matrizes de transferência $A_{i(i-1)}$, onde i corresponde a i -ésima cavidade. Por exemplo, se uma cavidade é acrescentada à cavidade anterior é possível reescrever a Eq. (4.4), sem perda de generalização, como:

$$\begin{Bmatrix} p_3 \\ q_3 \end{Bmatrix} = A_{32} A_{21} \begin{Bmatrix} p_1 \\ q_1 \end{Bmatrix} \quad (4.5)$$

onde A_{32} é a matriz de transferência entre os pontos 2 e 3 e A_{21} é a matriz de transferência entre os pontos 1 e 2. Isso significa que, para a modelagem geométrica de tais cavidades complexas, o comprimento e a área transversal de cada seção da cavidade é o suficiente para caracterizar suas propriedades acústicas. A resultante do sistema para n cavidades é representada pela Eq. (4.6).

$$\begin{Bmatrix} p_n \\ q_n \end{Bmatrix} = A_{n(n-1)} A_{(n-1)(n-2)} \dots A_{32} A_{21} \begin{Bmatrix} p_1 \\ q_1 \end{Bmatrix} \quad (4.6)$$

onde n é o número de cavidades acopladas e $A_{i(i-1)}$ é a matriz de transferência entre os pontos i e $i - 1$. O sistema resultante pode ser resolvido para produzir as frequências dos modos ressonantes da cavidade de geometria complexa. Essas frequências vão corresponder aos valores de ω que produzem as condições de contorno impostas por (p_n, q_n) e (p_1, q_1) . A Eq. (4.6) pode, então, ser descrita como:

$$\begin{Bmatrix} p_n \\ q_n \end{Bmatrix} = A_{n1} \begin{Bmatrix} p_1 \\ q_1 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} a & b \\ c & d \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} p_1 \\ q_1 \end{Bmatrix} \quad (4.7)$$

Onde A_{n1} é a matriz de transferência do ponto 1 ao ponto n com coeficiente matricial a , b , c , e d . Para determinar as frequências dos modos ressonantes é necessário resolver a matriz A_{n1} em relação as condições mostradas na Tabela (10).

Uma vez que as frequências dos modos ressonantes são obtidas, as formas dos modos são também adquiridas, usando um passo reverso na matriz com a Eq. (4.6) aplicada a cada ponto do domínio usando a frequências w_k para o k -ésimo modo ressonante. O modo é computado com respeito aos valores estabelecidos para p_1 ou q_1 , pois apenas um deles é estabelecido nas condições de contorno.

A exata geometria da cavidade acústica do motor de foguete é complexa, mas é possível simplificá-la e obter um resultado aproximado para as frequências modais da cavidade. Essa aproximação foi realizada através do uso de elementos discretos para o comprimento e área da seção transversal do volume em cada passo, para aproximá-las do volume real.

Tabela 10: Condições de contorno para uma cavidade acústica 1D arbitrária

| Condição de contorno | Relação com a condição do sistema |
|----------------------|-----------------------------------|
| aberta – aberta | $b = 0$ |
| fechada – aberta | $d = 0$ |
| aberta – fechada | $a = 0$ |
| fechada – fechada | $c = 0$ |

4.2.3. Solução Numérica

A metodologia também consiste em uma análise numérica realizada através do modelo de elementos finitos (FEM) no software comercial ANSYS R16.2. A malha constituiu de um elemento de fluido tetraédrico tridimensional e cada tamanho de elemento tem metade do comprimento da menor dimensão da geometria.

Esse tamanho de malha foi escolhido após um estudo para testar a convergência e a malha contém 30328 elementos, Ferreira *et al.*, (2013). Para realizar a simulação foi usado um elemento de fluido tridimensional, FLUID30, e as dimensões da câmara de combustão

utilizadas estão representadas na Figura (38). A malha gerada para a cavidade acústica do motor modelo é mostrada na Figura (39).

Uma análise numérica foi realizada em paralelo ao estudo analítico, Ferreira *et al.*, (2013); Martins e Shynkarenko (2017). Devido ao fato de ter sido realizada em cooperação com outros pesquisadores do grupo, a descrição pormenorizada da parte numérica é apresentada no Anexo 2.

O modelo computacional do escoamento dentro do motor foguete híbrido é baseado nas equações de Navier-Stokes para um sistema 2-D axis-simétrico, com o modelo padrão para turbulência tipo $k - \varepsilon$ e combustão. A interação entre turbulência e combustão foi tratada pelo emprego do modelo *steady laminar flamelet model*. O principal objetivo da simulação foi estimar o gradiente de temperatura na câmara de combustão.

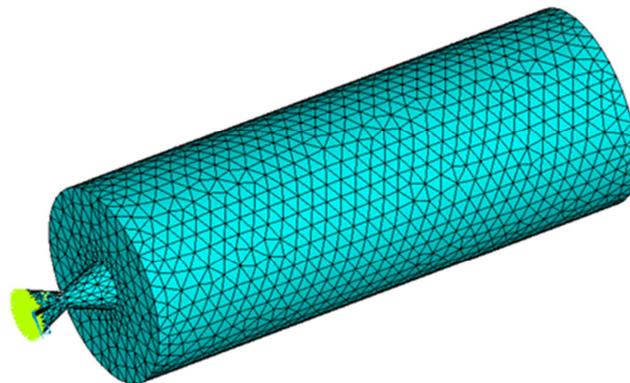


Figura 39: Malha (FEM) da cavidade do motor

4.3. VALIDAÇÃO DO MÉTODO DA MATRIZ DE TRANSFERÊNCIA

A operação de um motor de foguete envolve altos valores de pressão e temperatura na câmara de combustão e níveis de ruídos externos muito elevados o que dificulta medir diretamente as frequências acústicas dentro do motor. Desta forma, a Eq. (4.1) é geralmente tomada como a estimativa pouco precisa para o valor do primeiro modo acústico longitudinal, pois utiliza um valor médio da velocidade do som no interior da cavidade. Para considerar os efeitos do gradiente de temperatura na câmara de combustão,

o que leva a variações da velocidade local do som, este trabalho propõe a utilização do Método da Matriz Transferência (MT).

O método permite a variação da velocidade do som através da relação $\lambda = \omega L/c$, que introduz a variação de λ na Eq. (4.4) para cada interação. A vantagem reside no fato de que a partir do comportamento da velocidade do som, que pode ser obtida através de simulações computacionais, é possível estimar as frequências acústicas considerando gradientes de temperatura e combustão. Na prática pode-se obter uma estimativa das frequências acústicas do motor antes da fase de teste em bancada, bastando para isso conhecer a geometria interna da cavidade acústica.

O desafio é garantir a validade do valor obtido pelo Método da Matriz Transferência, uma vez que não foi encontrado na literatura sua aplicação para motores de foguete. Desta forma, optou-se por validar o método experimentalmente. A metodologia adotada foi realizar a caracterização acústica da câmara de combustão à frio e comparar os valores obtidos pelo método MT com os valores clássicos de uma cavidade acústica de Helmholtz fechada-aberta, bastante representativo da geometria do Motor Modelo apresentada na Figura (38).

Para a avaliação da frequência natural da cavidade do motor foi criado um procedimento baseado na análise acústica modal com uma fonte calibrada. Esse procedimento experimental utiliza um alto-falante conectado ao motor através de um duto flexível cuja leitura é obtida através de um microfone calibrado (microfone de referência).

O aparato experimental, mostrado na Figura (40), permite encontrar a excitação acústica no interior da cavidade. Através do microfone de medição, localizado no interior do motor, é possível determinar função de resposta das frequências experimentais e identificar as características modais da cavidade acústica.

Os testes experimentais foram conduzidos com um alto-falante da marca Selenium D220TI 8 Ω com frequência de banda larga de 20 – 20.000 Hz, um gerador de onda HP 33120A, microfones Bürel & Kjaer 194537 conectado a um amplificador Bürel & Kjaer NEXUS. O dispositivo de aquisição de dados é o Compact DAQ NI9174 com sistema de aquisição NI-

9243 da *National Instruments* e interface *LabView*. As funções de resposta da frequência (FRF) do sinal acústico dinâmico são obtidas utilizando o software *LabView*.

A fonte do sinal para a excitação da cavidade acústica é um logaritmo de varredura senoidal com banda larga de 100 – 3000 Hz durante um período de 1,5 segundos e 3 VP de amplificação. A amplificação do sinal do microfone é 1 V/Pa para o microfone de medição e 100 mV/Pa para o microfone de referência.

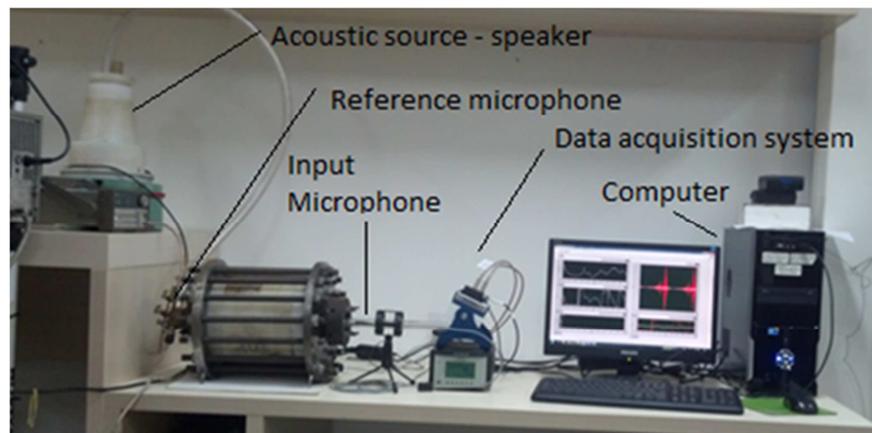


Figura 40: Montagem experimental e sistema de aquisição de dados dos testes de validação do Método da Matriz de Transferência

Para determinar a frequência máxima foi utilizado a consideração de ondas planas, tomando a fonte calibrada como um monopolo (Rossetto, 2001; Melo *et al.*, 2012; Melo, 2013). A mesma técnica foi aplicada para inferir os valores de impedância, como discutido em Ewins (2001). O valor de coerência foi usado para definir a menor frequência percebida.

Para aproximar a geometria do bocal convergente-divergente do motor foram criados três modelos, nomeados de: raio médio, modelo simplificado e modelo *strip*. O modelo do raio médio, como o próprio nome sugere, utiliza a média entre os diâmetros de entrada e saída da tubeira. O modelo simplificado utiliza o menor diâmetro como o diâmetro de todo o bocal (seção crítica da tubeira) e o modelo “*strip*” aproxima a geometria através de cilindros concêntricos. Assim, para o método “*strip*” a tubeira foi discretizada em dez desses cilindros para a seção convergente e dez para a parte divergente.

O resultado analítico considera a cavidade um ressonador de Helmholtz aberto e usa o método de função de transferência para obter a primeira frequência ressonante. As dimensões da cavidade do motor têm variação temporal com o objetivo de modelar o comportamento do aumento da porta de combustão durante o processo de queima. Uma sub-rotina foi criada para obter valores máximos e mínimos do diâmetro da porta.

O perfil da cavidade de volume V não tem grande influência na determinação da frequência natural do ressonador de Helmholtz uma vez que as dimensões da cavidade são muito menores que o comprimento de onda acústico, Kinsler *et al.*, (1999). Desta forma, pode-se obter esta frequência usando uma equação de onda simples, Kinsler *et al.*, (1999); Costa (2003).

4.3.1. Resultados dos Testes de Validação da Matriz de Transferência

Os testes experimentais para a determinação das características acústicas do motor foram realizados na Faculdade de Tecnologia da Universidade de Brasília, aproximadamente 1000 m acima do nível do mar e à temperatura ambiente, entre 22°C e 24°C. O aparato experimental é mostrado na Figura (40). Os dados apresentados são relativos aos valores médios de 20 repetições.

Para a realização da caracterização acústica experimental foi produzida uma série de grão combustível sólido, à base de parafina, com a mesma composição dos testes realizados com o Motor Modelo. O primeiro valor consiste no diâmetro médio da cavidade antes do teste de queima, porta de combustão inicial, e o segundo valor está relacionado ao caso do consumo total de todo o combustível, porta de combustão final. Desta forma, a cavidade acústica varia ao longo do tempo entre esses dois valores. O comprimento do grão combustível utilizado é de 240 mm e o diâmetro da seção crítica do bocal 20 mm, ambos valores mantidos constantes.

Durante a fase experimental foram realizados testes para qualificar o nível de ruído do laboratório onde os ensaios foram conduzidos. O resultado destes testes bem como as funções de transferência para obtenção das frequências acústicas e a análise da coerência do sinal pode ser encontrado no Anexo 3.

Os resultados obtidos através da análise teórica para a cavidade com diâmetro de 73 mm, Tabela (11), mostraram uma diferença em torno de 17% entre os métodos do raio médio e do modelo simplificado de Helmholtz e uma diferença de 14% entre os métodos simplificado e *strip* para a matriz de transferência, primeira frequência.

A mesma análise foi realizada para a cavidade de diâmetro da porta de 140 mm, Tabela (12). Neste caso, foi observado uma diferença de 17% para a estimativa da frequência comparando ambos os modelos Helmholtz (raio médio e simplificado). Para a matriz de transferência a diferença entre os métodos foi de 15%.

Tabela 11: Caracterização acústica para as primeiras frequências naturais do motor-73 mm

| Internal Diameter $\phi = 73$ mm | | | |
|--|-------------------------|-------------------------|-------------------------|
| Frequência (Hz) | f_1 | f_2 | f_3 |
| Helmholtz (raio médio) | 128,3 | --- | --- |
| Helmholtz (simplificado) | 105,8 | --- | --- |
| Matriz de Transferência (simplificado) | 97,9 | 538,2 | 1.046 |
| Matriz de Transferência (método <i>strip</i>) | 113,8 | 544,9 | 1.048 |
| Numérico (ANSYS) | 97,4 | 535,4 | 1.042 |
| Experimental | 103,4 | 554,7 | 1,127 |

Tabela 12: Caracterização acústica para as primeiras frequências naturais do motor-140 mm

| Internal Diameter $\phi = 140$ mm | | | |
|---|-------------------------|-------------------------|-------------------------|
| Frequência (Hz) | f_1 | f_2 | f_3 |
| Helmholtz (raio médio) | 72,2 | --- | --- |
| Helmholtz (simplificado) | 59,6 | --- | --- |
| Matriz de Transferência (simplificado) | 66,9 | 527,9 | 1.042 |
| Matriz de Transferência (método <i>strip</i>) | 78,9 | 531,1 | 1.043 |
| Numérico (ANSYS) | 55,1 | 524,7 | 1.040 |
| Experimental | 66,1 | 664,1 | 1.175 |

Como corroborado pela análise teórica, nota-se que existe um comportamento similar para os resultados de ambas portas de combustão. Ao comparar os dados analíticos com o resultado numérico pode-se concluir que os métodos analíticos simplificados mostram uma

melhor concordância para ambas configurações da porta de combustão. Essa tendência se mantém ao se comparar as análises teórica e experimental.

4.4. APLICAÇÃO DO MÉTODO DA MATRIZ DE TRANSFERÊNCIA PARA O MOTOR SARA

Para a estimativa das frequências acústicas utilizando do Método da Matriz de Transferência deve-se considerar as condições nas quais o motor de foguete opera. A primeira observação é que nesse caso a cavidade é do tipo fechada-fechada, cuja condição de contorno é apresentada na Tabela (10). Adicionalmente, deve-se considerar as variações de temperatura na câmara de combustão.

Uma vez que o gradiente da velocidade do som é obtido para a linha média do motor, um modelo geométrico é criado e a frequência de resposta é obtida. A forma mais precisa de se obter a variação da velocidade do som é através de simulações numéricas. Entretanto, o modelo também pode ser utilizado considerando a variação entre a temperatura com a qual o oxidante entra na câmara de combustão e a temperatura da pós-câmara, tomando como linear a variação entre esses dois pontos.

Para a caracterização do primeiro modo longitudinal do motor SARA foi considerado uma cavidade fechada-fechada com variação da velocidade do som obtida numericamente. O resultado do gradiente da velocidade do som é apresentado na Figura (41) e a Figura (42) traz o modelo gerado para determinação das áreas que alimentam o programa do método da matriz de transferência.

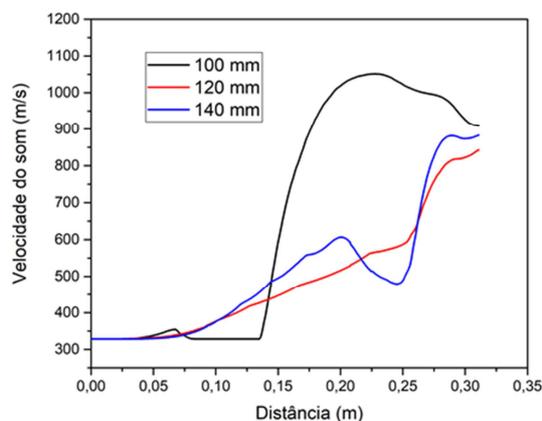


Figura 41: Gradiente da velocidade do som na linha média do motor para portas de combustão com diâmetros de 100 mm, 120 mm e 140 mm, com o intuito de representar a variação da porta de combustão devido a queima do combustível

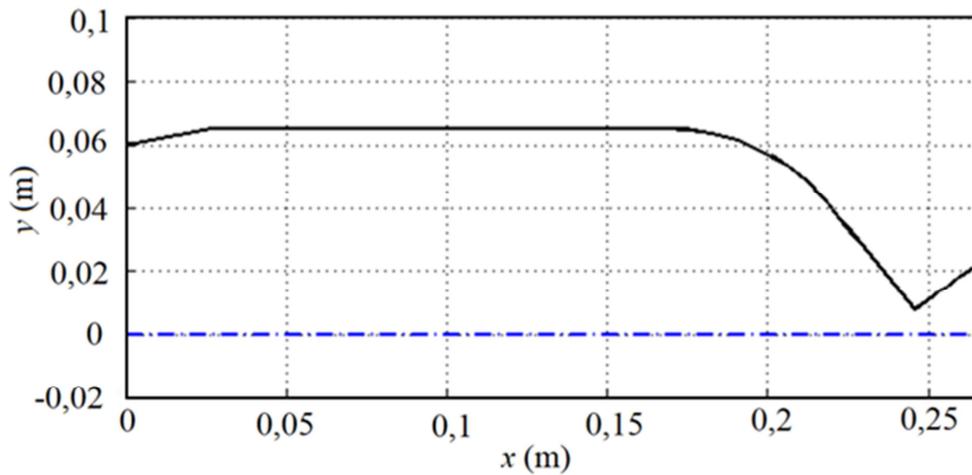


Figura 42: Geometria interna do motor SARA utilizada no Método da Matriz de Transferência

O valor do primeiro modo longitudinal, obtido utilizando a Eq. (4.1), é de 1649 Hz ante ao resultado de 1701 Hz estimado utilizando o Método da Matriz de Transferência. O valor experimental para o primeiro modo acústico do motor SARA é aproximadamente 1500 Hz, Figura (43).

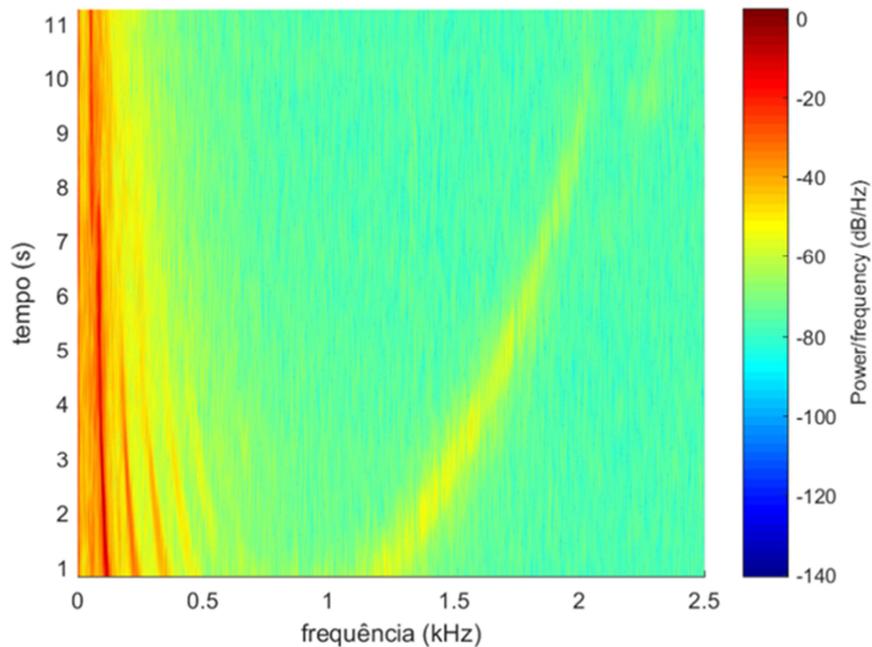


Figura 43: Transformada Rápida de Fourier, motor SARA teste #3

Nota-se que a primeira frequência acústica do motor SARA se inicia em 1250 Hz e se desloca até 1800 Hz, aproximadamente. Essa mudança no valor da frequência acústica

ocorre devido ao consumo de combustível dentro da câmara de combustão durante o teste, o acarreta em uma mudança temporal do volume da cavidade acústica.

No geral, a predição da frequência acústica através do Método da Matriz de transferência e utilizando a Eq. (4.1) é maior do que a observada nos testes experimentais com o motor SARA. Isso ocorre porque, no caso da Eq. (4.1), é tomado um valor médio da temperatura, conseqüentemente, um valor médio da velocidade do som. Já no caso da matriz de transferência o gradiente de temperatura fornecido pela simulação computacional introduz incertezas devido limitações no método computacional e na própria matriz de transferência, pois assume-se uma cavidade unidimensional.

Entretanto, essa estimativa pode ser considerada satisfatória, uma vez que durante o projeto conceitual do motor o interesse reside em avaliar uma faixa para as frequências acústicas e, caso existam indicações que elas podem se aproximar de outras frequências como o modo não-acústico ou com a estrutura do veículo, um estudo mais detalhado deve ser realizado. O fundamental é que, nesse caso, pode-se realizar modificações durante o desenvolvimento do protótipo, o que reduz o custo geral do desenvolvimento do sistema propulsivo.

5. INSTABILIDADE DE COMBUSTÃO ASSOCIADA AO SISTEMA DE ALIMENTAÇÃO DE OXIDANTE LÍQUIDO EM MOTORES DE FOGUETE A PROPELENTE HÍBRIDO

Em praticamente todas as aplicações utilizando motores de foguete a propelente líquido e híbrido, salvo alguma missão muito específica, os propelentes devem estar na fase líquida, ambos no caso dos motores líquidos e um no caso dos híbridos clássicos.

Conforme discutido no capítulo 2, em motores de foguete a propelente líquido existe um atraso entre os propelentes que adentram na câmara de combustão e os gases resultantes de sua queima. O fenômeno é chamado de retardo, ou atraso na combustão, e induz oscilações de pressão no motor.

No campo da propulsão híbrida as principais contribuições, até o presente momento, focaram-se no processo de queima do combustível sólido dentro da câmara de combustão, muitas vezes utilizando oxidantes gasosos e placa de orifício, em condição chocada, desacoplando o sistema de alimentação de oxidante dos fenômenos que ocorrem na câmara de combustão. Nesta linha, o Modelo Térmico Acoplado de Karabeyoglu *et al.*, (2005) é a construção teórica mais bem estabelecida. Entretanto, não leva em conta a injeção de oxidante líquido.

Essa abordagem se justificava pelo entendimento que as instabilidades de combustão em motores de foguete a propelente híbrido eram mais indesejáveis do que potencialmente perigosas. Entretanto, como discutido no capítulo 1, as instabilidades podem afetar a segurança do voo, seja pelo colapso de alguma peça específica ou pela desestabilização do estágio propulsivo por irregularidades no empuxo produzido.

Este capítulo analisa teoricamente a instabilidade de combustão de baixa frequência induzida pelo atraso na resposta do oxidante às condições do interior da câmara de combustão de um motor foguete a propelente híbrido.

Após ser injetado na câmara o oxidante líquido se torna gás através de uma série de processos, como: aquecimento, evaporação, difusão e mistura entre oxidante e combustível

na fase gasosa. O tempo associado ao conjunto desses processos pode ser chamado de tempo de defasagem do oxidante (τ_1).

No caso dos motores de foguete a propelente híbrido além do retardamento do oxidante existe uma defasagem entre a produção de combustível vaporizado e o processo de queima. Desta forma, τ_1 é o tempo característico dos gases na pré-câmara de combustão enquanto τ_2 é o tempo de resposta da camada limite do combustível sólido obtido através do Modelo Térmico Acoplado, apresentado no Capítulo 2. A Figura (44) ilustra a relação entre os dois fenômenos.

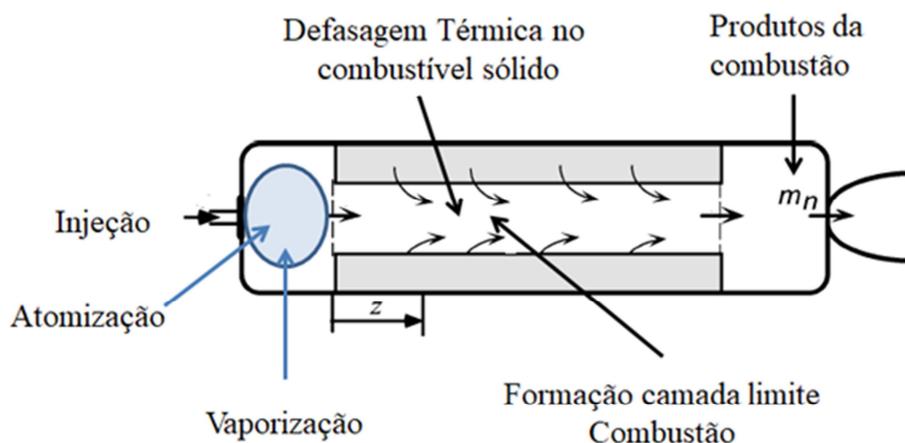


Figura 44: Processos físico-químicos em motores de foguete a propelente híbrido, simplificado

Em um instante de tempo (t) é injetado na câmara de combustão uma certa quantidade de massa de oxidante líquida ($\dot{m}_{ox,l}$). Nesse mesmo instante de tempo ocorre a atomização/vaporização do oxidante admitido no instante de tempo $t - \tau_1$, seguindo os processos indicados na Figura (10), página 38. Simultaneamente, o grão combustível sólido tem que reagir aos perfis térmicos como os processos de difusão e combustão na camada limite turbulenta. Entretanto, a taxa de regressão do combustível sólido não pode responder às mudanças do fluxo de calor na superfície instantaneamente devido a condutividade térmica finita do combustível. Assim, existe um tempo característico para a resposta da camada limite, τ_2 .

Os propelentes, após o processo de combustão, escoam através da tubeira uma quantidade (\dot{m}_n) de gases de combustão. Todavia, essa quantidade de produtos da combustão do

propelente que deixa o motor no instante t se refere a produção de oxidante ocorrida em $t - \tau_1$ e de combustível em $t - \tau_2$. Desta forma, pode-se escrever uma relação que leve em conta o retardo térmico do grão combustível e também a admissão de oxidante líquido, que é o caso prático real. A figura (45) traz a representação dessas defasagens para o motor SARA.

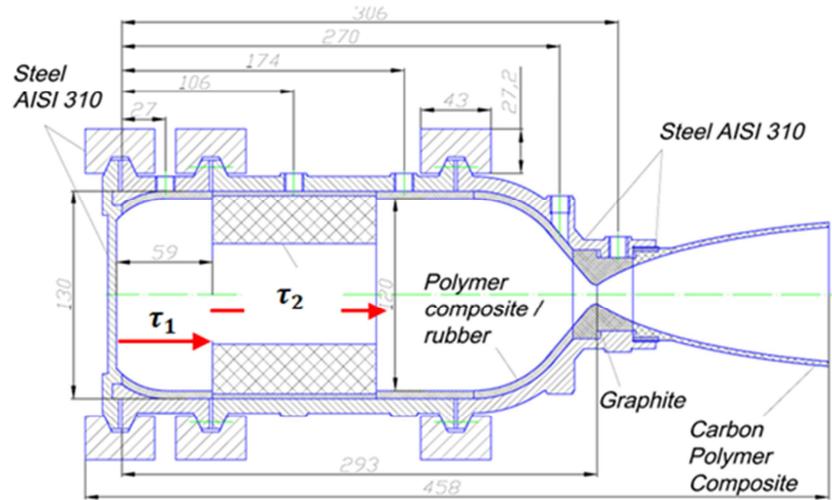


Figura 45: Representação dos tempos característicos τ_1 e τ_2 e da geometria interna do motor SARA (em mm)

A equação de equilíbrio de massa para a câmara de combustão pode ser escrita como se segue:

$$\frac{dm}{dt} = \dot{m}_{ox}(t) + \dot{m}_f(t) - \dot{m}_n(t) \quad (5.1)$$

O oxidante líquido passando através de um orifício do injetor satisfaz a equação de Bernoulli para um fluido incompressível. A vazão mássica de oxidante líquido sendo gaseifica pode ser expressada utilizando o tempo de defasagem do oxidante, conforme a Eq. (5.2).

$$\dot{m}_{ox}(t) = \dot{m}_{ox,l}(t - \tau_1) = c_d A_o \sqrt{2\rho_{ox}(p_T - p_c)} \Big|_{(t-\tau_1)} \quad (5.2)$$

Onde c_d é o coeficiente de descarga da placa injetora, A_o a área total do injetor, p_T pressão no tanque de oxidante e p_c a pressão na câmara de combustão.

A produção de combustível está associada a resposta da taxa de regressão (\dot{r}) em relação à área da superfície do grão combustível (A_s), Eq. (5.3).

$$\dot{m}_f(t) = \rho_f A_s(t) \dot{r} = f(\dot{m}_{ox}(t - \tau_2)) \quad (5.3)$$

Onde ρ_f é a densidade do combustível sólido. Como afirma a teoria clássica dos motores foguete a propelente híbrido, a taxa de regressão é uma função da vazão mássica de oxidante ($\dot{r} = aG_{ox}^n$), logo a vazão mássica de combustível (\dot{m}_f) em $t - \tau_2$ é uma função da vazão mássica de oxidante.

A quantidade de propelente saindo do motor é determinada pela Eq. (2.2), apresentada no capítulo 2. Na Eq. (5.4), c^* é a velocidade característica, p_c pressão na câmara de combustão e A_t a área da seção crítica da tubeira.

$$\dot{m}_n(t) = \frac{1}{c^*} p_c A_t \quad (5.4)$$

Para determinar uma relação para a vazão mássica de combustível análoga a relação Eq. (5.2) escrita para o oxidante, pode se utilizar a lei da taxa de regressão, Eq. (5.5).

$$\dot{r}(t) = aG_{ox}^n |_{(t-\tau_2)} \quad (5.5)$$

Onde o fluxo mássico de oxidante para uma porta de seção transversal circular é dado por:

$$G_{ox}(t) = \left(\frac{\dot{m}_{ox}}{A_{port}} \right) \quad (5.6)$$

Sabendo que a área da superfície do grão combustível sólido é $A_s = 2\pi r L_f$ e a área da porta de combustão é definida como $A_{port} = \pi r^2$. Onde L_f comprimento do grão combustível sólido e r o raio da porta de combustão.

Substituindo esses termos na Eq. (5.6) e Eq. (5.7) temos:

$$\dot{m}_f(t) = a p_f A_s \left(\frac{\dot{m}_{ox,l}|_{(t-\tau_1)}}{A_{port}} \right)^n \Big|_{(t-\tau_2)} = a p_f \frac{A_s}{A_{port}^n} \dot{m}_{ox,l}^n|_{(t-\tau_1-\tau_2)} \quad (5.7)$$

Na Eq. (5.7) as áreas A_s e A_{port} variam no tempo. O índice temporal é omitido apenas por questão de simplificação na notação. Tomando separadamente o termo A_s/A_{port}^n :

$$\frac{A_s}{A_{port}^n} = \frac{2\pi r L_f}{(\pi r^2)^n} \quad (5.8)$$

Expressando a razão O/F em termos do fluxo mássico de oxidante e combustível:

$$O/F = \frac{\dot{m}_{ox}^{1-n} (r/2)^{2n-1}}{K L_f} \quad (5.9)$$

Sendo $K = 4^n p_f \pi^{1-n} a$. Resolvendo Eq. (5.9) para L_f :

$$L_f = \frac{\dot{m}_{ox}^{1-n} (r/2)^{2n-1}}{K(O/F)} \quad (5.10)$$

Note que a Eq. (5.10) é válida para uma porta de combustão circular. A dedução da Eq. (5.9) pode ser encontrada em Humble *et al.*, (1995). Substituindo (5.10) em (5.8):

$$\frac{A_s}{A_{port}^n} = \frac{2\pi r}{(\pi r^2)^n} \cdot \frac{\dot{m}_{ox}^{1-n} (r/2)^{2n-1}}{K(O/F)} \quad (5.11)$$

Sendo $K = 4^n a p_f \pi^{1-n}$ e agrupando os termos:

$$\frac{A_s}{A_{port}^n} = \frac{\dot{m}_{ox}^{1-n}}{a p_f (O/F)} \cdot 2^{2-4n} \quad (5.12)$$

Partindo da definição $\dot{m}_{ox}(t) = \dot{m}_{ox,l}(t - \tau_1)$, e substituindo (5.12) em (5.7), tem-se:

$$\begin{aligned}\dot{m}_f(t) &= a p_f A_s \left(\frac{\dot{m}_{ox,l}|_{(t-\tau_1)}}{A_{port}} \right)^n \Big|_{(t-\tau_2)} \\ &= a p_f \left(\frac{2^{2-4n}}{a p_f (O/F)} \right) (\dot{m}_{ox,l}^{1-n} \cdot \dot{m}_{ox,l}^n) \Big|_{(t-\tau_1-\tau_2)}\end{aligned}\quad (5.13)$$

Assim:

$$\dot{m}_f(t) = \left(\frac{2^{2-4n}}{(O/F)} \right) (\dot{m}_{ox,l}^{1-n} \cdot \dot{m}_{ox,l}^n) \Big|_{(t-\tau_1-\tau_2)} \quad (5.14)$$

Agrupando termos da Eq. (5.14):

$$\dot{m}_f(t) = \left(\frac{2^{2-4n}}{(O/F)} \right) (\dot{m}_{ox,l}) \Big|_{(t-\tau_1-\tau_2)} \quad (5.15)$$

O expoente da taxa de regressão (n) depende do tipo de propelente utilizado. Os valores típicos normalmente adotados pela comunidade que pesquisa motores de foguete a propelente híbrido são próximos a 0,5 – 0,6. Desta forma, assumindo o expoente da taxa de regressão como $n = 0,5$ (o que é uma boa aproximação para motores híbridos) obtém-se a expressão para a vazão mássica de combustível.

$$\dot{m}_f(t) = \frac{(\dot{m}_{ox,l})}{(O/F)} \Big|_{(t-\tau_1-\tau_2)} \quad (5.16)$$

Utilizando as equações (5.2) e (5.16) a lei de conservação de massa Eq. (5.1) pode ser escrita como:

$$\frac{dm}{dt} = c_d A_o \sqrt{2 \rho_{ox} (p_T - p_c)} \Big|_{(t-\tau_1)} + \frac{(\dot{m}_{ox,l})}{(O/F)} \Big|_{(t-\tau_1-\tau_2)} - \dot{m}_n(t) \quad (5.17)$$

$\dot{m}_n(t)$ é a vazão mássica de gases que saem do motor através da tubeira expresso pela equação (5.4). Assim, pode-se escrever Eq. (5.17) como:

$$\frac{dm}{dt} = c_d A_o \sqrt{2\rho_{ox}(p_T - p_c)} \Big|_{(t-\tau_1)} + \frac{(\dot{m}_{ox,l})}{(O/F)} \Big|_{(t-\tau_1-\tau_2)} - \frac{1}{c^*} p_c A_t \quad (5.18)$$

Realizando o mesmo passo feito no capítulo 2 e expressando dm/dt em termos da pressão:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{p_c V_c}{RT_c} \right) = c_d A_o \sqrt{2\rho_{ox}(p_T - p_c)} \Big|_{(t-\tau_1)} + \frac{(\dot{m}_{ox,l})}{(O/F)} \Big|_{(t-\tau_1-\tau_2)} - \frac{1}{c^*} p_c A_t \quad (5.19)$$

Definindo $\Delta p = p_T - p_c$ e expressando a Eq. (5.19) em termo de dp/dt ,

$$\begin{aligned} \frac{dp_c(t)}{dt} &= \frac{RT_c}{V_c} c_d A_o \sqrt{2\rho_{ox}\Delta p} \Big|_{(t-\tau_1)} + \frac{RT_c}{V_c} \frac{c_d A_o \sqrt{2\rho_{ox}\Delta p}}{(O/F)} \Big|_{(t-\tau_1-\tau_2)} \dots \quad (5.20) \\ &\dots - \frac{RT_c}{V_c} \frac{1}{c^*} p_c A_t \Big|_t \end{aligned}$$

Analisando separadamente o termo:

$$\frac{RT_c}{V_c} \cdot c_d A_o \sqrt{2\rho_{ox}\Delta p} \quad (c)$$

Introduzindo uma oscilação de pressão na câmara ($p_c = \bar{p}_c + p'$) na Eq. (c) e a definição de $L^* = V_c/A_t$ dada pela Eq. (2.6), tem-se:

$$\begin{aligned} \frac{RT_c}{V_c} \cdot c_d A_o \sqrt{2\rho_{ox}(p_T - \bar{p}_c - p')} &\quad (5.21) \\ &= \frac{RT_c}{L^* A_t} \cdot c_d A_o \sqrt{2\rho_{ox}(p_T - \bar{p}_c)} \left[1 - \frac{p'}{(p_T - \bar{p}_c)} \right]^{1/2} \end{aligned}$$

Na Eq. (5.21) \bar{p}_c é a pressão média na câmara de combustão e p' uma perturbação em torno da média. L^* é o comprimento característico do motor, definido no capítulo 2.

$$\text{Eq. (c)} = \frac{RT_c}{L^* A_t} (\bar{m}_{ox,l}) \left[1 - \frac{p'}{(p_T - \bar{p}_c)} \right]^{1/2} \quad (5.22)$$

Devido a utilização do comprimento característico do motor (L^*) na dedução desta equação, comumente a teoria de instabilidade de combustão devido ao acoplamento com o sistema de alimentação de propelente é também chamada de Teoria L^* .

Expandindo o segundo termo à direita da igualdade em série de potência e negligenciando os termos de ordem superiores:

$$\text{Eq. (c)} = \frac{RT_c}{L^* A_t} (\bar{m}_{ox,l}) \left[1 - \frac{p'}{(p_T - \bar{p}_c)} \right]^{1/2} = \frac{RT_c}{L^* A_t} (\bar{m}_{ox,l}) \left[1 - \frac{1}{2} \frac{p'}{(p_T - \bar{p}_c)} \right] \quad (5.23)$$

Utilizando a relação $A_t = (c^* \bar{m})/(\bar{p}_c)$, bem como a definição do tempo de residência, τ_r , Eq.(2.7):

$$\begin{aligned} \text{Eq. (c)} &= \frac{RT_c}{L^* A_t} (\bar{m}_{ox,l}) \left[1 - \frac{1}{2} \frac{p'}{(p_T - \bar{p}_c)} \right] \\ &= \frac{RT_c}{L^*} \cdot \frac{\bar{p}_c}{c^* \bar{m}} (\bar{m}_{ox,l}) \left[1 - \frac{1}{2} \frac{p'}{(p_T - \bar{p}_c)} \right] \end{aligned} \quad (5.24)$$

Escrevendo \bar{m} em termos de $\bar{m}_{ox,l}$ e (O/F) :

$$\text{Eq. (c)} = \frac{\bar{p}_c}{\tau_r \xi} \left[1 - \frac{1}{2} \frac{p'}{(p_T - \bar{p}_c)} \right] \quad (5.25)$$

Onde:

$$\xi = \frac{(O/F) + 1}{(O/F)} \quad (5.26)$$

Substituindo Eq. (5.25) em (5.20):

$$\begin{aligned} \frac{dp_c(t)}{dt} &= \frac{\bar{p}_c}{\tau_r \xi} \left[1 - \frac{1}{2} \frac{p'}{(p_T - \bar{p}_c)} \right]_{(t-\tau_1)} + \frac{\bar{p}_c}{\tau_r \xi'} \left[1 - \frac{1}{2} \frac{p'}{(p_T - \bar{p}_c)} \right]_{(t-\tau_1-\tau_2)} \dots \\ &\dots - \frac{p_c}{\tau_r} \Big|_t \end{aligned} \quad (5.27)$$

Onde:

$$\xi' = \xi \cdot (O/F) \quad (5.28)$$

Note que a Eq. (5.27) é análoga a Eq. (2.8) salvo pela expressão central que introduz o termo do combustível sólido dos híbridos.

Analogamente ao desenvolvido no capítulo 2, define-se:

$$\varnothing = \frac{p}{\bar{p}_c} \quad ; \quad \beta = \frac{1}{2(p_T - \bar{p}_c) / \bar{p}_c}$$

Onde \varnothing é a magnitude da perturbação da pressão sobre a média. Utilizando a Eq. (5.10) - $p_c = \bar{p}_c(1 + \varnothing)$:

$$\frac{dp_c(t)}{dt} = \frac{\bar{p}_c}{\tau_r} \left[\frac{1}{\xi} + \frac{1}{\xi'} - 1 \right] - \frac{\bar{p}_c}{\tau_r} [\varnothing\beta|_{(t-\tau_1)} + \varnothing\beta|_{(t-\tau_1-\tau_2)} + \varnothing] \quad (5.29)$$

Tomando a diferencial da Eq. (5.10) e igualando com (5.29):

$$p_c = \bar{p}_c(1 + \varnothing) \rightarrow \frac{dp_c}{dt} = \bar{p}_c \frac{d\varnothing}{dt}$$

Desta forma pode-se escrever a equação diferencial:

$$\frac{d\varnothing}{dt} + \frac{\varnothing}{\tau_r} = -\frac{\varnothing\beta}{\tau_r} \Big|_{(t-\tau_1)} - \frac{\varnothing\beta}{\tau_r} \Big|_{(t-\tau_1-\tau_2)} \quad (5.30)$$

A Eq. (5.30) pode ser resolvida analogamente ao realizado no capítulo 2. Tendo uma solução do tipo:

$$\varnothing = Ae^{(\alpha+i\omega)t} \quad (5.31)$$

Onde α é o termo de crescimento ou decrescimento na amplitude de oscilação de pressão. Tem-se a parte real e imaginária da solução expressa por:

$$A \cos \omega t = \operatorname{Re}\{Ae^{(\alpha+i\omega)t}\} ; A \sin \omega t = \operatorname{Im}\{Ae^{-i\omega t}\}$$

Utilizando a Eq. (5.31) e a identidade $e^{a+ib} = e^a(\cos b + i \sin b)$ pode-se escrever a solução da Eq. (5.30) como:

$$\alpha + \frac{1}{\tau_r} = -\frac{\beta}{\tau_r} \{e^{-\alpha\tau_1} \cos(\tau_1\omega) + e^{-\alpha(\tau_1+\tau_2)} \cos[(\tau_1 + \tau_2)\omega]\} \quad (5.32)$$

$$\omega = \frac{\beta}{\tau_r} \{e^{-\alpha\tau_1} \sin(\tau_1\omega) + e^{-\alpha(\tau_1+\tau_2)} \sin[(\tau_1 + \tau_2)\omega]\} \quad (5.33)$$

Onde a Eq. (5.32) é a solução da parte real e a Eq. (5.33) a solução da parte imaginária.

Uma solução trivial para o problema é tomando $\alpha = 0$. Ou seja, oscilações de pressão na câmara de combustão nula, que representa o limite estável de operação do motor. Nesse caso os resultados das equações Eq. (5.32) e Eq. (5.33) são simplificadas.

$$1 = -\beta \{ \cos(\tau_1\omega) + \cos[(\tau_1 + \tau_2)\omega] \} \quad (5.34)$$

$$\omega = \frac{\beta}{\tau_r} \{ \sin(\tau_1\omega) + \sin[(\tau_1 + \tau_2)\omega] \} \quad (5.35)$$

Tomando a Eq. (5.35) e considerando as seguintes relações trigonométricas:

$$\sin A + \sin B = 2 \sin\left(\frac{A+B}{2}\right) \cos\left(\frac{A-B}{2}\right) \quad (5.36)$$

$$\cos A + \cos B = 2 \cos\left(\frac{A+B}{2}\right) \cos\left(\frac{A-B}{2}\right) \quad (5.37)$$

Têm-se:

$$\frac{\tau_r\omega}{\beta} = 2 \sin\left[(\tau_1 + \tau_2/2)\omega\right] \cos\left[-\tau_2/2\omega\right] \quad (5.38)$$

Aplicando a igualdade $\cos -A = \cos A$, tomando a série de Taylor da Eq. (5.38) e negligenciando os termos de ordem superiores, tem-se:

$$\frac{\tau_r \omega}{\beta} = 2(\tau_1 + \tau_2/2)\omega \quad (5.39)$$

Resolvendo a Eq. (5.39) para $\frac{(\tau_1 + \tau_2/2)}{\tau_r}$:

$$\frac{1}{2\beta} = \frac{(\tau_1 + \tau_2/2)}{\tau_r} \quad (5.40)$$

Essa equação é uma solução da Eq. (5.30) para o caso crítico de oscilação de pressão nula na câmara de combustão. Analogamente à Eq. (46), pode se expressar o resultado graficamente como:

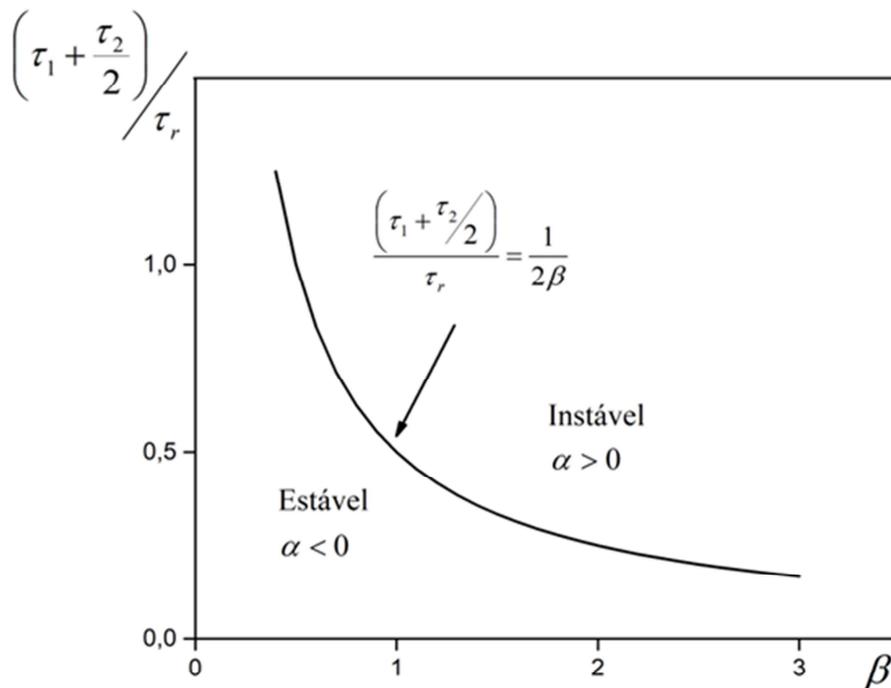


Figura 46: Critério de estabilidade para foguete híbridos

No caso da instabilidade associada ao sistema de alimentação dos motores líquidos temos que no limite de $t_c \gg$ (atraso na combustão); $\beta \rightarrow 1$, o que implica no critério de Summerfield, $\Delta p/\bar{p}_c > 1/2$ para regimes estáveis.

Entretanto, para a instabilidade associada ao sistema de alimentação de oxidante dos motores de foguete a propelente híbrido o critério de Summerfield não se aplica, pois se $(\tau_1 + \tau_2/2) \gg$; $\beta \rightarrow 0$, o que não limita nenhum valor para $\Delta p/\bar{p}_c$. Além disso, nos motores de foguete a propelente híbrido o tempo de residência tem um grande impacto nessa relação, uma vez que conforme o grão combustível é consumido, o volume de câmara de combustão aumenta, o que faz τ_r variar.

Qualitativamente a Eq. (5.40) sugere que os motores de foguetes a propelente híbrido podem apresentar instabilidade relacionada ao acoplamento com o sistema de alimentação de oxidante para valores de $\Delta p/\bar{p}_c$ acima do critério de Summerfield. No próximo capítulo é analisado o funcionamento dos motores SARA e ULBHRE, os parâmetros de estabilidade, o impacto de τ_1 nas oscilações de pressão na câmara de combustão e os critérios de estabilidade com o auxílio do gráfico da Figura (46).

6. RESULTADOS

Para sistematizar a discussão este capítulo foi dividido em duas partes, a primeira aplica o resultado da extensão da Teoria L^* para motor foguete a propelente híbrido, desenvolvida no capítulo anterior. Esta teoria é também conhecida como modelo de acoplamento entre o sistema de alimentação de oxidante e as oscilações de pressão na câmara.

A segunda parte foca no estudo de análise de frequência e, baseado nestes resultados, são propostas sugestões para reduzir as oscilações de pressão na câmara de combustão de motor foguete a propelente híbrido.

6.1. COMPARAÇÃO DO RESULTADO DA EXTRAPOLAÇÃO DA TEORIA L^* PARA MOTOR FOGUETE HÍBRIDO COM OS DADOS DE TESTE EXPERIMENTAIS

Conforme abordado no capítulo 3, a base de dados experimental deste trabalho conta com resultados de testes de queima com dois motores híbridos; o motor SARA, desenvolvido pela Universidade de Brasília, e o motor ULBHRE desenvolvido pela Universidade Livre de Bruxelas.

Através desta parceria foi possível analisar várias configurações de sistema de injeção, comprimento da pré-câmara e níveis de pressão na câmara de combustão. Entretanto, por questões metodológicas alguns parâmetros foram fixados:

- Ambos os motores operam utilizando o par-propelente N_2O /Parafina;
- Sistema de alimentação de oxidante deve utilizar N_2O líquido;
- Porta de combustão em torno de 30 mm de diâmetro e comprimento do grão em torno de 100 mm;
- Empuxo médio de 1 kN.

A configuração inicial do grão combustível sólido foi mantida constante para todos os 37 testes aqui apresentados, Tabela (13). Onde D_o é o comprimento inicial da porta de combustão e L_f o comprimento do grão.

Tabela 13: Configuração inicial do grão combustível

| Motor | D_o (mm) | L_f (mm) |
|--------------|------------|------------|
| SARA | 34 | 101 |
| ULBHRE | 30 | 107,5 |

Para a utilização da Eq. (5.40), que fornece o critério de instabilidade para os foguetes a propelente híbrido, os valores de β , τ_1 , τ_2 e τ_r devem ser obtidos a partir dos dados de teste dos motores.

No capítulo 5 definiu-se: $\beta = \frac{\bar{p}_c}{2\Delta p}$, onde $\Delta p = p_T - \bar{p}_c$ e $\tau_r = \frac{L^*c^*}{RT_c}$

Para o cálculo do tempo de residência dos gases na câmara de combustão (τ_r) foi tomado o valor da temperatura na câmara de combustão como uma média entre a temperatura na entrada da pré-câmara e a temperatura na pós-câmara de combustão \bar{T} . O valor de $L^* = V_c/A_t$ é obtido por valores conhecidos da geometria dos motores e a velocidade característica é determinada através de dados experimentais.

O tempo característico do oxidante (τ_1) é obtido considerando o comprimento (L_{pc}) e a velocidade média do escoamento de óxido nítrico na pré-câmara, Eq. (6.1).

$$\tau_1 = \frac{L_{pc}}{\bar{u}_{x,ox}} \quad (6.1)$$

Onde $\bar{u}_{x,ox}$ é a velocidade axial do escoamento, dada por:

$$\bar{u}_{x,ox} = \frac{u_{inj} + u_{port}}{2} \quad (6.2)$$

Sendo u_{inj} e u_{port} a velocidade de entrada do escoamento de oxidante na pré-câmara (face interna da placa injetora) e na porta de combustão, respectivamente. A equação geral para a velocidade axial é da pela Eq. (6.3).

$$u = \frac{\dot{m}}{\rho A} \quad (6.3)$$

Desta forma, para τ_1 temos:

$$u_{inj} = \frac{\dot{m}_{ox}}{\rho_{ox} A_o} \quad (6.4)$$

$$u_{port} = \frac{\dot{m}_{ox}}{\rho_{ox,port} A_{port}} \quad (6.5)$$

Todos os parâmetros de u_{inj} e u_{port} podem ser obtidos facilmente, exceto ρ_{ox} e $\rho_{ox,port}$, que podem ser estimados de forma numérica ou analítica. Como a Eq. (6.1) é válida para ambas abordagens, o cálculo será aqui tratado de forma analítica.

No cálculo de τ_1 uma aproximação é considerar que o oxidante entra na câmara de combustão totalmente no estado líquido e quando chega à porta de combustão já está completamente gaseificado. Esta é uma boa conjectura para ampla gama de oxidantes, como H_2O_2 e N_2O_4 , por exemplo.

Entretanto o óxido nítrico entra na câmara de combustão como um fluido multifásico, devido à baixa pressão de vapor (1 atm a $-85,5^\circ C$). Essa característica foi observada nos testes de caracterização dos injetores, Figura (47). A Figura (48) mostra a mesma configuração de teste, utilizando água como fluido de trabalho.

A estimativa de ρ_{ox} não é simples, uma vez que não é possível determinar com precisão a percentagem de líquido/gás no fluxo de oxidante. Por questões de simplificação foi adotada a razão de 50%. Essa decisão será melhor justificada na próxima seção. Para $\rho_{ox,port}$ foi considerado que o oxidante adentra a porta de combustão na fase gasosa.

Para os cálculos de ρ_{ox} e $\rho_{ox,port}$ foram utilizadas tabelas termodinâmicas, o software livre CEA (*Chemical Equilibrium with Applications*) da NASA e o programa comercial RPA – *Rocket Propulsion Analysis*. Esses programas também foram utilizados para os cálculos

das propriedades da câmara de combustão, como temperatura, massa molecular, razão dos calores específicos e velocidade do local som.

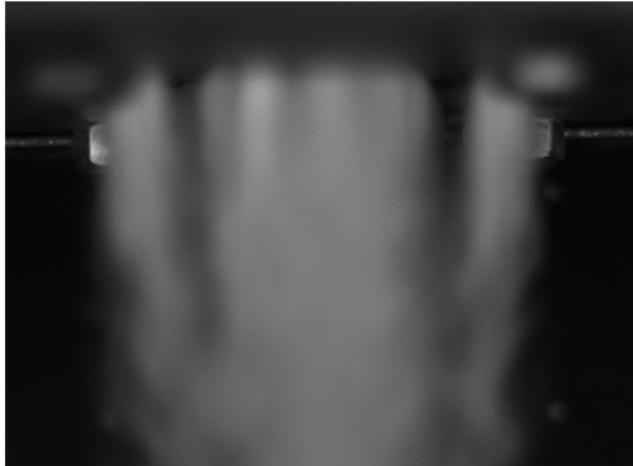


Figura 47: Caracterização do injetor *Showerhead* utilizando óxido nitroso como fluido de trabalho

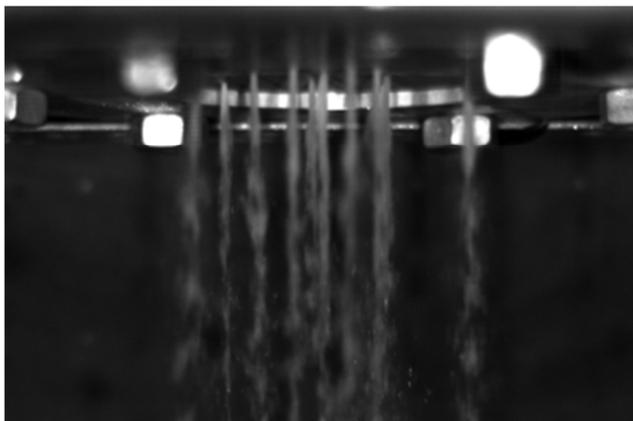


Figura 48: Caracterização do injetor *Showerhead* utilizando água como fluido de trabalho

O tempo de resposta da camada limite (τ_{bl2}) é dado pelo Modelo Térmico Acoplado de Karabeyoglu *et al.*, (2005) apresentado no capítulo 2. Entretanto, a Eq. (2.25) não pode ser aplicada diretamente, pois o parâmetro experimental c' que acompanha a equação é determinado experimentalmente. No Modelo Térmico Acoplado c' é deduzido para um motor operando com oxidante gasosos e utilizando um orifício chocado para desacoplar os fenômenos que ocorrem na câmara de combustão do sistema de alimentação de propelente.

Neste trabalho o equivalente a τ_{bl2} (definido como τ_2) foi obtido primeiramente de forma análoga a τ_1 e posteriormente utilizando a Eq. (2.23).

A Tabela (14) traz os resultados de τ_1 , τ_2 e τ_r para o motor SARA e a Tabela (15) para o motor ULBHRE. β é obtido através dos dados de pressão. Utilizando a Eq. (5.40) e os dados dos testes experimentais é possível representar cada um dos testes e determinar se estão na região estável ou instável, Figura (49).

O teste número 12 não foi considerado, devido a uma falha em uma das juntas que conectam dois módulos do motor, o que acarretou em perda abrupta de pressão na câmara, tornando impreciso a estimativa da variação de pressão.

O índice (1) na figura representa os ensaios que foram realizados utilizando uma pré-câmara mais longa que as dos testes padrões. A discussão sobre o impacto do comprimento da pré-câmara sobre a estabilidade do motor será realizada na sequência. Nas Tabelas (14) e (15) a coluna Δp (%) representa a oscilação de pressão em torno da média.

Os dados dos testes experimentais corroboram com o resultado obtido no capítulo 5 para a teoria L^* estendida aos híbridos, exceto os testes realizados com o injetor PSW1, onde apesar de aparecem na faixa de estabilidade, apresentam oscilações de pressão na câmara de 17,3% e 8,4%, respectivamente. Ou seja, acima do critério instabilidade estabelecido de 5%.

Entretanto, observando com cuidado a curva da pressão na câmara de combustão para esses testes, Figura (50), é possível notar um ruído com espessura comparável ao sinal do sensor. A FFT (Transformada Rápida de Fourier) deste recorte de sinal, Figura (51), mostrou uma perturbação cíclica que pode ter sido provocada pela interferência entre sensores ou com a rede elétrica, cuja frequência na Bélgica é de 50 Hz.

De qualquer forma, uma vez que o ruído do sinal em repouso tem praticamente a mesma amplitude do sinal da curva de pressão, não é possível determinar o valor de Δp (%). Como os testes com injetor PSW1 foram feitos todos no mesmo dia e não foi observado o mesmo comportamento do sensor piezoelétrico nos testes seguintes, considerou-se esse fenômeno como isolado e esses testes foram desconsiderados.

Tabela 14: Resultados para o motor SARA

| Teste # | Configuração do injetor | p_c (bar) | Δp (bar) | Δp % | τ_1 (ms) | τ_2 (ms) | τ_r (ms) | O/F |
|---------|-------------------------|-------------|------------------|--------------|---------------|---------------|---------------|-----|
| 1 | SH:1-2/6-10 | 25,2 | 24,7 | 0,7 | 7,5 | 6,1 | 26,7 | 2,8 |
| 2 | SH:1-2/6-10* | 39,0 | 15,2 | 0,3 | 11,9 | 4,3 | 38,2 | 5,4 |
| 3 | SH:1-2/6-10 | 36,5 | 14,1 | 3,6 | 4,9 | 4,7 | 21,8 | 5,1 |
| 4 | SH:1-2/6-10 | 42,4 | 9,5 | 6,9 | 4,5 | 4,9 | 22,8 | 5,1 |
| 5 | SH:1-2/6-10 | 40,7 | 10,3 | 4,2 | 3,9 | 4,2 | 19,4 | 5,5 |
| 6 | SH:1-2/6-10 | 34,2 | 14,6 | 3,7 | 4,3 | 4,4 | 21,3 | 4,5 |
| 7 | SH:1-2/6-10 | 41,0 | 15,6 | 3,6 | 5,4 | 6,8 | 31,8 | 3,0 |
| 8 | SH:1-2/6-10 | 38,5 | 18,6 | 0,4 | 4,8 | 5,6 | 26,4 | 3,1 |
| 9 | SH:1-2/6-10 | 44,9 | 16,5 | 4,1 | 4,5 | 6,5 | 34,8 | 2,8 |
| 10 | SH:1-2/6-10 | 28,3 | 27,6 | 0,2 | 4,2 | 3,6 | 17,3 | 3,5 |
| 11 | SH:1-2/6-10 | 35,5 | 25,7 | 1,7 | 4,8 | 4,9 | 23,6 | 4,2 |
| 12 | AX:10,25/1 | 20,0 | 29,3 | 20,0 | 19,8 | 3,4 | 18,6 | 3,4 |
| 13 | SH:2/16 | 42,0 | 16,1 | 5,1 | 3,0 | 3,3 | 15,7 | 6,5 |
| 14 | AX10,25/1* | 34,3 | 14,1 | 8,3 | 28,3 | 4,8 | 41,2 | 3,8 |
| 15 | AX:10,25/1 | 36,2 | 10,4 | 12,5 | 16,4 | 6,3 | 30,7 | 4,3 |

*Pré-câmara longa

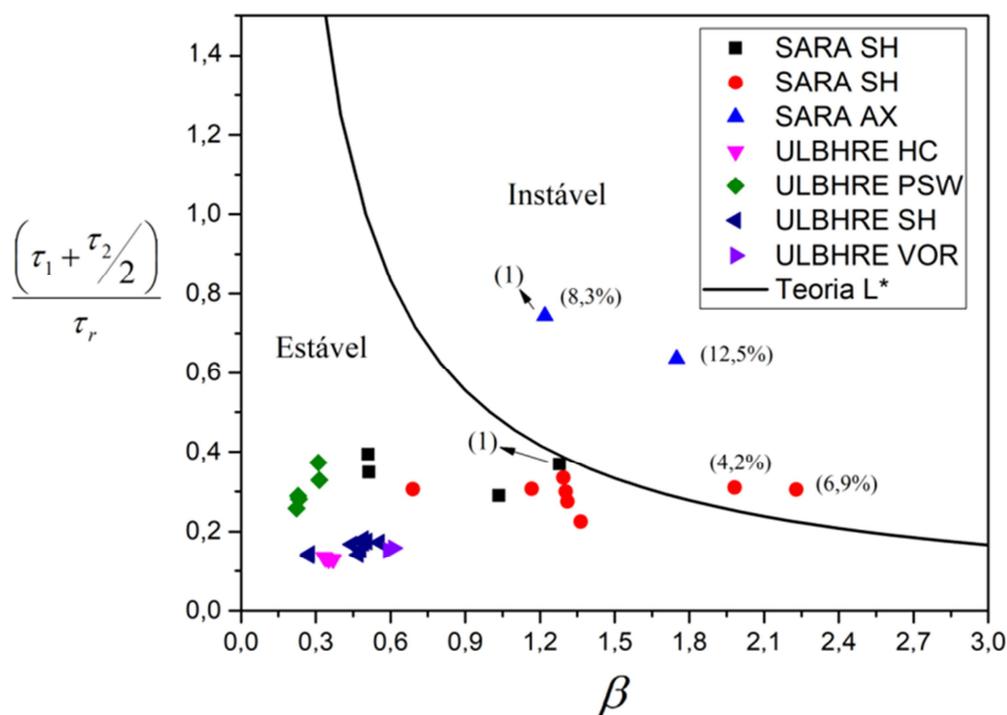


Figura 49: Critério de estabilidade segundo o resultado da Teoria L^* para motores híbridos

Tabela 15: Resultados para o motor ULBHRE

| Teste # | Configuração do injetor | p_c (bar) | Δp (bar) | Δp % | τ_1 (ms) | τ_2 (ms) | τ_r (ms) | O/F |
|---------|-------------------------|-------------|------------------|--------------|---------------|---------------|---------------|-----|
| 16 | HC | 19,8 | 26,8 | 1,2 | 3,8 | 2,7 | 40,0 | 2,4 |
| 17 | HC | 19,0 | 28,1 | 1,7 | 3,8 | 2,7 | 38,8 | 2,5 |
| 18 | HC | 18,5 | 27,7 | 0,9 | 3,8 | 2,6 | 37,7 | 2,4 |
| 19 | HC | 19,6 | 26,7 | 1,1 | 3,6 | 2,6 | 37,6 | 2,5 |
| 20 | HC | 19,3 | 27,5 | 1,5 | 3,7 | 2,6 | 38,6 | 2,6 |
| 21 | PSW1 | 14,7 | 32,1 | 5,3 | 9,4 | 2,4 | 36,5 | 3,9 |
| 22 | PSW1 | 17,4 | 37,5 | 17,3 | 8,0 | 2,1 | 32,1 | 4,4 |
| 23 | PSW1 | 19,4 | 43,4 | 8,4 | 7,4 | 2,1 | 32,7 | 4,9 |
| 24 | PSW2 | 18,1 | 29,2 | 1,5 | 10,0 | 1,9 | 29,5 | 5,1 |
| 25 | PSW2 | 20,8 | 33,1 | 3,7 | 8,9 | 1,9 | 30,1 | 5,4 |
| 26 | SH1 | 17,7 | 27,2 | 0,7 | 3,9 | 2,4 | 36,7 | 3,5 |
| 27 | SH1 | 16,5 | 30,0 | 1,2 | 4,0 | 2,5 | 36,5 | 2,5 |
| 28 | SH1 | 16,8 | 30,7 | 1,5 | 3,9 | 2,5 | 37,1 | 2,8 |
| 29 | SH2 | 24,0 | 21,6 | 1,2 | 5,1 | 2,4 | 36,5 | 3,8 |
| 30 | SH2 | 22,7 | 23,1 | 1,2 | 4,8 | 2,1 | 32,3 | 3,8 |
| 31 | SH2 | 23,5 | 23,2 | 1,2 | 5,0 | 2,3 | 35,1 | 3,7 |
| 32 | SH2 | 25,3 | 28,4 | 1,2 | 4,3 | 2,1 | 31,6 | 4,1 |
| 33 | SH2 | 29,9 | 31,8 | 1,1 | 4,4 | 2,6 | 40,3 | 3,8 |
| 34 | SH2 | 23,3 | 23,7 | 2,6 | 5,0 | 2,4 | 36,4 | 3,5 |
| 35 | SH2 | 27,4 | 28,4 | 4,7 | 4,4 | 2,3 | 35,9 | 3,9 |
| 36 | VOR | 26,2 | 22,1 | 3,1 | 5,1 | 2,8 | 42,2 | 3,3 |
| 37 | VOR | 26,2 | 21,4 | 4,5 | 5,1 | 2,7 | 40,4 | 3,5 |

Ao contrário do resultado da Eq. (2.18) que tem limite 1 para $t_c \rightarrow \infty$, a Eq. (5.40) é do tipo $y = 1/x$, nesse caso quando $(\tau_1 + t_2/2)/\tau_r \rightarrow \infty$; $\beta \rightarrow 0$, o que não permite fixar um valor de corte para $\Delta p/\bar{p}_c$ análogo a Eq. (2.19), Critério de Summerfield para motores líquidos.

Entretanto, os valores de β para motores de foguete a propelente híbrido pode assumir valores menores que $\beta = 1$. Assim, a Eq. (5.40) parece indicar que a dependência $\Delta p/\bar{p}_c$ para a estabilidade nos motores híbridos é maior que nos líquidos.

De fato, todos os testes com o motor ULBHRE foram relativamente estáveis e, para esse motor, a relação entre $\Delta p/\bar{p}_c$ sempre se manteve acima de 0,8. Nos testes com o motor

SARA, $\Delta p/\bar{p}_c$ acima de 0,7 indicou oscilações de pressão abaixo de 2% da média da pressão na câmara, enquanto que para valores próximos a 0,5 (caso estável para os motores líquidos) foram observadas oscilações de pressão acima de 8%.

Isso indica que os motores de foguete híbrido que utilizam oxidante líquido são muito suscetíveis a instabilidade de combustão devido ao acoplamento com o sistema de alimentação de oxidante (instabilidade L^*) para uma ampla faixa de pressões. Dado essa condição, é possível teorizar que τ_1 têm um papel importante (quando se utiliza oxidantes líquidos), o que é analisado na sequência.

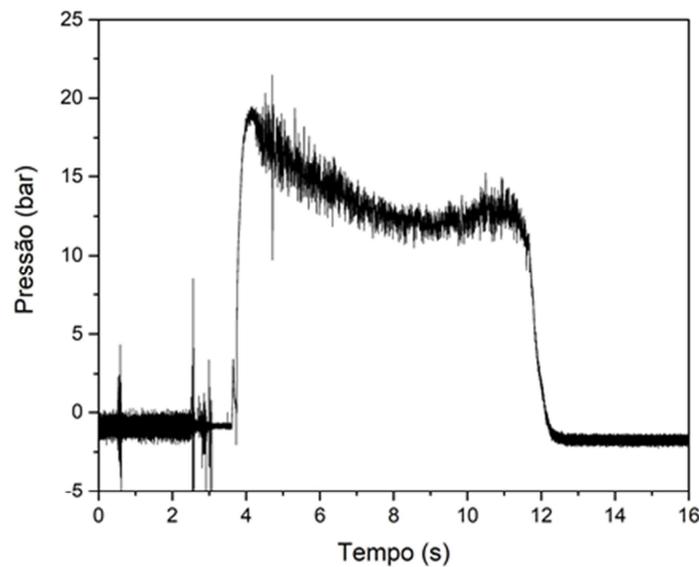


Figura 50: Curva de pressão, teste #22

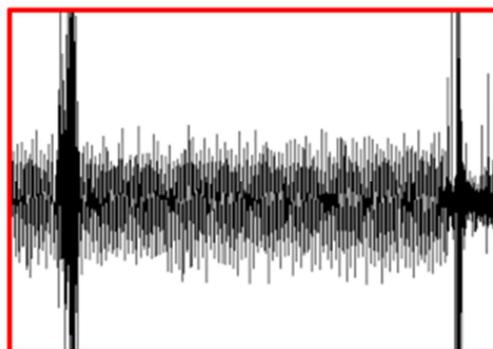


Figura 51: Largura do ruído do sensor em repouso

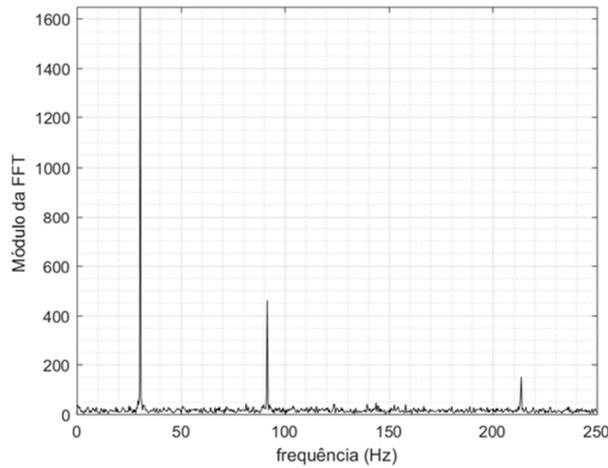


Figura 52: FFT do ruído do sensor em repouso

6.2. ANÁLISE DE FREQUÊNCIA

A Figura (53) mostra a Transformada de Fourier para o teste de número 4, Tabela (14). Esse teste apresentou uma oscilação de pressão em torno da média, $\Delta p(\%)$, de aproximadamente 6,9 %, com $\Delta p/\bar{p} = 0,22$ e $\beta = 2,2$; que o coloca dentro da zona instável na Figura (49).

A figura (54) apresenta a variação temporal da frequência, utilizando a técnica de varredura descrita no capítulo 3, e é a representação do espectrograma 2D. O valor da FFT para esse teste específico é 70,1 Hz; acompanhado de uma frequência acústica que se desloca no tempo devido a mudança da geometria na câmara de combustão.

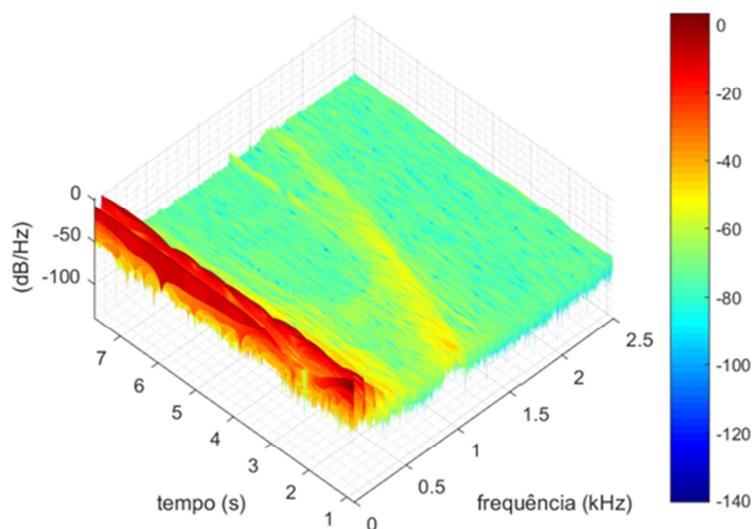


Figura 53: Espectrograma 3D, teste #4

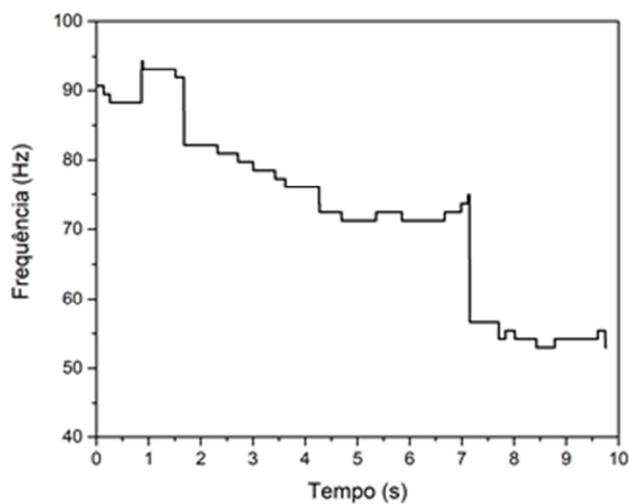


Figura 54: Variação da frequência no tempo, teste #4

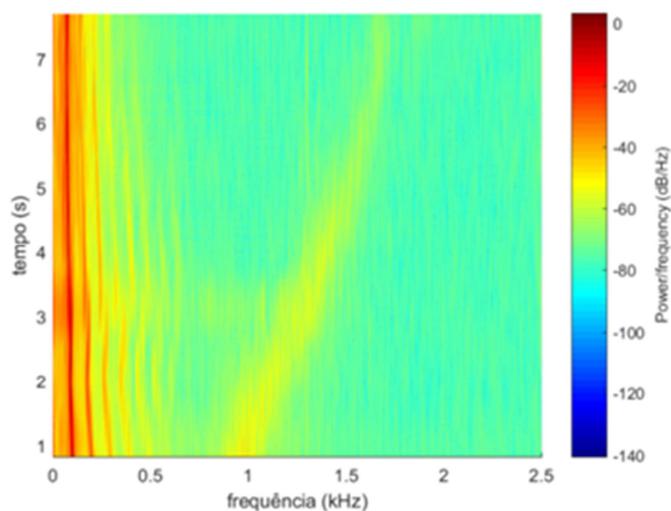


Figura 55: FFT – espectrograma 2D, teste #4

O teste #15 tem uma oscilação de pressão em torno da média de 12,5%, $\Delta p/\bar{p} = 0,29$ e $\beta = 1,8$; estando também destacado na Figura (49) na região instável prevista pelo modelo desenvolvido no capítulo 5. O valor da frequência obtida pela FFT é 38,7 Hz. A Figura (56) traz o Espectrograma 3D, Figura (57) o espectrograma 2D e a Figura (58) a variação temporal da frequência para esse teste.

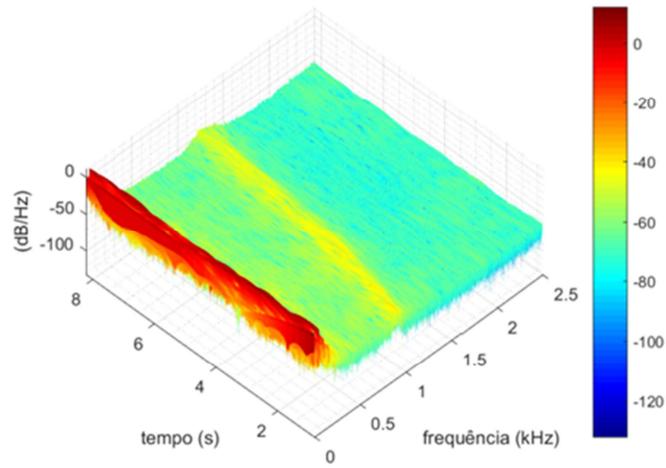


Figura 56: Espectrograma 3D, teste #15

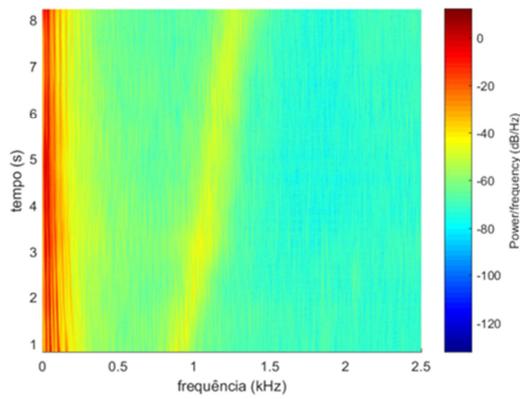


Figura 57: FFT – Espectrograma 2D, teste #15

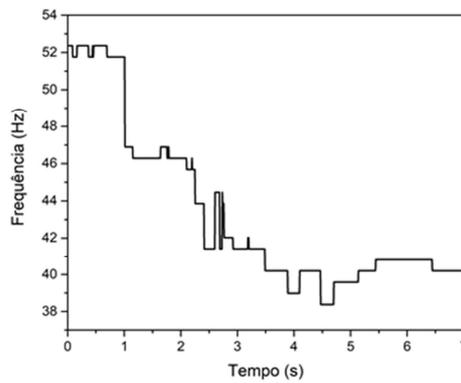


Figura 58: Variação da frequência no tempo, teste #15

Finalmente, as Figuras (59), (60) e (61) apresentam o resultado dos gráficos da FFT para o teste #1. O valor da FFT deste teste é 9,5 Hz. A frequência de oscilação da pressão na câmara de combustão, sobre a média, é de 0,7% com uma razão $\Delta p/\bar{p}_c = 0,98$ e $\beta = 0,5$. Esta situação é representativa de um teste extremamente estável, situando o ponto experimental dentro da área estável no gráfico da Figura (49).

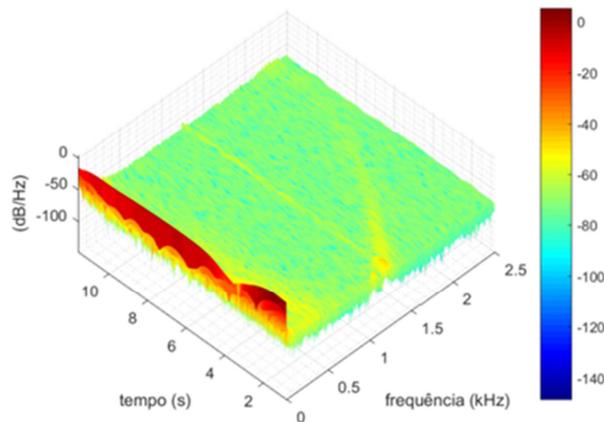


Figura 59: Espectrograma 3D, teste #1

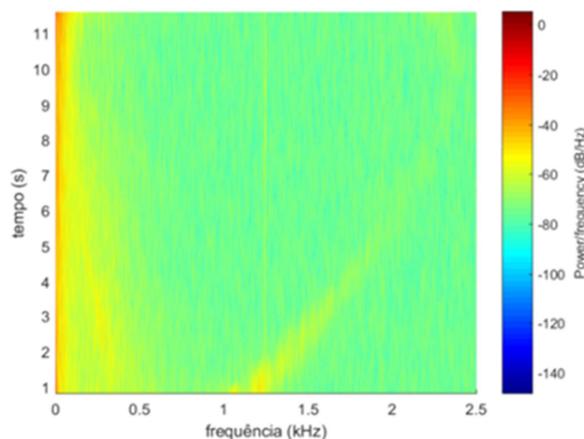


Figura 60: FFT – Espectrograma 2D, teste #1

Nota-se que existe um padrão para a frequência temporal da FFT nas Figuras (54), (58) e (61). No caso dos testes onde são observadas instabilidades de combustão é possível ver claramente uma queda da pressão ao longo do tempo. Este resultado ocorre devido ao fato do grão combustível sólido reduzir de comprimento durante a queima, o que pode ser definido como uma taxa de regressão axial. A Figura (61) representa a frequência no

domínio do tempo para o teste #1. Nesse teste não ocorreu combustão oscilatória, desta forma não há nenhuma frequência dominante na câmara de combustão.

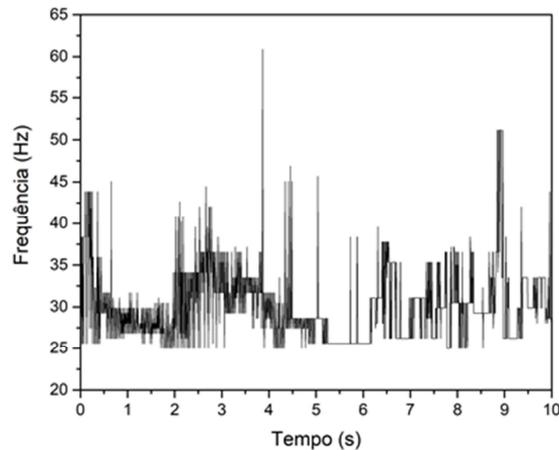


Figura 61: Variação da frequência no tempo, teste #1

Conforme o combustível regride axialmente a pré-câmara de combustão aumenta de tamanho o que faz com que τ_1 também varie. Entretanto τ_2 é definido tomando a posição central do grão, mudando de valor de forma mais tênue. Essas variações de τ_1 e τ_2 fazem com que não exista um limite claro para a Eq. (5.40), apenas a definição de zonas de operação estável ou instável, ao contrário dos motores de foguete líquido onde os propelentes se relacionam por apenas uma variável, t_c .

Dado essa mudança de frequência ao longo do tempo e a impossibilidade de medida da taxa de regressão axial da parafina, para fins de análise é tomada apenas a frequência nos instantes iniciais, FFT sobre o sinal no início do teste. Essa limitação não gera perda de generalidade, pois no caso limite da análise do sinal inteiro, tem-se o valor médio do tempo característico do oxidante na pré-câmara de combustão e do tempo de resposta da camada limite, τ_1 e τ_2 , respectivamente.

Na Tabela (16) é apresentada a Transformada Rápida de Fourier sobre todo o sinal (FFT), a frequência inicial não-acústica (f), obtida através o espectrograma 2D para todos os testes e o primeiro modo acústico longitudinal (f_{1L}).

Tabela 16: Estudo das frequências

| Teste # | Configuração do injetor | FFT | f (Hz) (inicial) | f_{1L} Hz | τ_1 (ms) | τ_2 (ms) | τ_r (ms) |
|---------|-------------------------|-------|--------------------|-------------|---------------|---------------|---------------|
| 1 | SH:1-2/6-10 | 9,6 | 44,5 | 1523,2 | 7,5 | 6,1 | 26,7 |
| 2 | SH:1-2/6-10* | 10,8 | 78,5 | 1184,2 | 11,9 | 4,3 | 38,2 |
| 3 | SH:1-2/6-10 | 83,5 | 122,3 | 1663,8 | 4,9 | 4,7 | 21,8 |
| 4 | SH:1-2/6-10 | 70,1 | 90,7 | 1666,8 | 4,5 | 4,9 | 22,8 |
| 5 | SH:1-2/6-10 | 93,1 | 119,9 | 1667,2 | 3,9 | 4,2 | 19,4 |
| 6 | SH:1-2/6-10 | 75,5 | 123,5 | 1636,6 | 4,3 | 4,4 | 21,3 |
| 7 | SH:1-2/6-10 | 106,1 | 140,5 | 1523,9 | 5,4 | 6,8 | 31,8 |
| 8 | SH:1-2/6-10 | 99,5 | 135,7 | 1532,0 | 4,8 | 5,6 | 26,4 |
| 9 | SH:1-2/6-10 | 101,9 | 133,2 | 1508,9 | 4,5 | 6,5 | 34,8 |
| 10 | SH:1-2/6-10 | 98,4 | 143,0 | 1585,9 | 4,2 | 3,6 | 17,3 |
| 11 | SH:1-2/6-10 | 94,3 | 141,8 | 1640,9 | 4,8 | 4,9 | 23,6 |
| 12 | AX:10,25/1 | 80,4 | 84,6 | 1645,0 | 19,8 | 3,4 | 18,6 |
| 13 | SH:2/16 | 125,1 | 127,2 | 1656,1 | 3,0 | 3,3 | 15,7 |
| 14 | AX:10,25/1 | 33,8 | 40,8 | 1085,1 | 16,4 | 6,3 | 30,7 |
| 15 | AX10,25/1* | 38,7 | 53,0 | 1521,0 | 28,3 | 4,8 | 41,2 |
| 16 | HC | 7,6 | 43,2 | 1199,4 | 3,8 | 2,7 | 40,0 |
| 17 | HC | 8,2 | 43,0 | 1202,3 | 3,8 | 2,7 | 38,8 |
| 18 | HC | 7,2 | 42,0 | 1199,3 | 3,8 | 2,6 | 37,7 |
| 19 | HC | 7,2 | 44,5 | 1212,0 | 3,6 | 2,6 | 37,6 |
| 20 | HC | 7,1 | 45,7 | 1204,8 | 3,7 | 2,6 | 38,6 |
| 21 | PSW1 | 7,9 | 40,2 | 1210,1 | 9,4 | 2,4 | 36,5 |
| 22 | PSW1 | 28,8 | 34,7 | 1300,2 | 8,0 | 2,1 | 32,1 |
| 23 | PSW1 | 25,5 | 38,4 | 1308,9 | 7,4 | 2,1 | 32,7 |
| 24 | PSW2 | 14,2 | 38,6 | 1311,7 | 10,0 | 1,9 | 29,5 |
| 25 | PSW2 | 15,1 | 30,5 | 1312,9 | 8,9 | 1,9 | 30,1 |
| 26 | SH1 | 7,8 | 39,6 | 1257,9 | 3,9 | 2,4 | 36,7 |
| 27 | SH1 | 6,7 | 30,5 | 1203,2 | 4,0 | 2,5 | 36,5 |
| 28 | SH1 | 30,5 | 31,7 | 1209,4 | 3,9 | 2,5 | 37,1 |
| 29 | SH2 | 6,4 | 31,7 | 1277,8 | 5,1 | 2,4 | 36,5 |
| 30 | SH2 | 7,4 | 35,3 | 1278,0 | 4,8 | 2,1 | 32,3 |
| 31 | SH2 | 7,1 | 44,5 | 1272,2 | 5,0 | 2,3 | 35,1 |
| 32 | SH2 | 7,0 | 34,1 | 1292,4 | 4,3 | 2,1 | 31,6 |
| 33 | SH2 | 6,5 | 39,6 | 1278,9 | 4,4 | 2,6 | 40,3 |
| 34 | SH2 | 6,5 | 34,1 | 1259,5 | 5,0 | 2,4 | 36,4 |
| 35 | SH2 | 10,0 | 37,8 | 12843,7 | 4,4 | 2,3 | 35,9 |
| 36 | VOR | 8, | 35,6 | 1242,2 | 5,1 | 2,8 | 42,2 |
| 37 | VOR | 6,1 | 57,2 | 1258,5 | 5,1 | 2,7 | 40,4 |

*Pré-câmara longa

As Tabelas (14) e (16) trazem os dados dos três exemplos acima discutidos (testes #4, #15 e #1) para todo o sinal. É importante frisar que o comportamento descrito acima em termos do domínio da frequência no tempo se repete, sem exceção, para todos os testes, independentemente do tipo de injetor ou configuração da pré-câmara. A saber, os testes onde foram observados instabilidade de combustão apresentam queda da frequência ao longo do tempo.

Usando os dados dos testes onde a frequência varia ao longo do tempo e levando em consideração que existe uma íntima relação entre a frequência de oscilação das pressões na câmara de combustão com τ_1 e τ_2 , expressa pelas equações (5.34) e (5.35), é possível fazer o gráfico da influência de τ_1 e τ_2 sobre a instabilidade de combustão de origem não-acústica relacionada a injeção de oxidante líquido.

A Figura (62) sugere claramente que existe uma relação entre τ_1 e a frequência na câmara de combustão, Eq. (6.6). Enquanto que a distribuição de frequência em função de τ_2 , Figura (63), aparenta ser praticamente randômica. Isto indica que quando é utilizado oxidante líquido o acoplamento entre câmara de combustão e o sistema de alimentação de oxidante desempenha um papel mais importante sobre as instabilidades de combustão do que o Modelo Térmico Acoplado. Na Eq. (6.6) k' é determinado experimentalmente, sendo estimado em 255 para o motor SARA e 90 para o motor ULBHRE, tomando τ_1 em milissegundos (*ms*).

$$f = k' \frac{1}{\sqrt{\tau_1}} \quad (6.6)$$

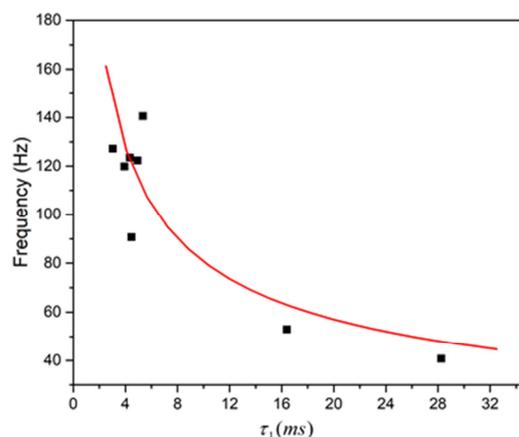


Figura 62: Perfil da frequência em função de τ_1

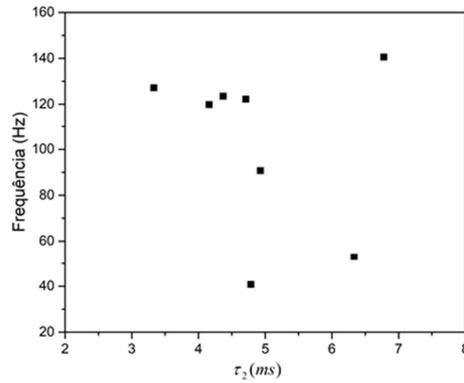


Figura 63: Perfil da frequência em função de τ_2

6.3. IMPACTO DA DENSIDADE DO OXIDANTE NA ESTIMATIVA DO TEMPO CARACTERÍSTICO NA PRÉ-CÂMARA DE COMBUSTÃO

Durante as discussões dos resultados assumiu-se que a proporção líquido/gás de oxidante é de 50%, quando é utilizado o óxido nitroso. A Figura (64) mostra a diferença no cálculo de τ_1 para várias percentagens de concentrações de óxido nitroso líquido e gasoso. O modelo indica que até uma concentração de 40% os valores se distanciam muito pouco, mas conforme essa razão ultrapassa os 30%, (ou seja, 70% óxido nitroso gasoso) os valores começam a divergir rapidamente. Isto acontece devido ao fato de que a densidade do N_2O líquido é cerca de 8 vezes maior que o gasoso, para condições similares de temperatura.

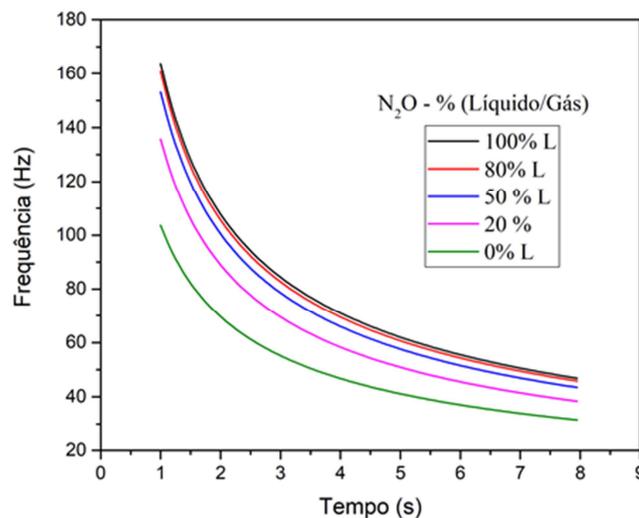


Figura 64: Variação da estimativa de τ_1 em função das concentrações de líquido e gás no escoamento do oxidante

Para o caso do óxido nítrico optou-se por escolher o valor de 50%, após a análise dos dados de caracterização dos injetores realizados na Universidade Livre de Bruxelas. Mas, a metodologia para o estudo da influência do sistema de alimentação de oxidante aqui apresentada é válida para qualquer proporção entre líquido e gás, desde que não haja nenhum elemento que isole o sistema de injeção de oxidante da câmara de combustão, pois neste cenário o impacto da instabilidade L^* torna-se negligenciável.

6.4. MITIGAÇÃO DAS INSTABILIDADES DE COMBUSTÃO

Um resultado importante determinado pela extensão da teoria L^* para motores de foguete a propelente híbrido é o fato de ela sugerir que os sistemas híbridos são muito sensíveis a instabilidade de combustão associada ao acoplamento com o sistema de alimentação de oxidante.

Pela análise dos dados da Tabela (14) é possível concluir que o tipo de placa injetora tem impacto sobre a estabilidade da pressão na câmara de combustão. No teste #15 utilizando um injetor axial de orifício único (tipo de injetor muito utilizado em pesquisa de motor foguete híbrido em escala de laboratório) os níveis de oscilação da pressão na câmara de combustão ficaram em torno de 12,5% para $\Delta p/\bar{p}_c=0,29$; apresentado uma frequência de oscilação na câmara da ordem de 39 Hz (FFT sobre todo o sinal).

Comparando esse resultado com o teste #5 que utiliza um injetor *showerhead* o nível de oscilação de pressão sobre a média é de 4,2%, mesmo com uma relação $\Delta p/\bar{p}_c$ menor (0,25). O valor da frequência de oscilação para esse teste ficou em torno de 93 Hz.

Em ambos os casos as oscilações de pressão estão no modo *Bulk*, também conhecido como modo de baixa frequência. Como o fator predominante é o acoplamento entre a câmara de combustão e o sistema de injeção, existe um impacto entre o tipo de placa injetora utilizada e a operação estável o motor. Assim, o projeto dos injetores para os motores de foguete a propelente híbrido é tão importante quanto nos sistemas propulsivos líquidos.

Analisando a Tabela (15) é possível notar que nos testes realizados pelo ATM-ULB os níveis de oscilação de pressão estiveram sempre abaixo de 5 %, exceto para os testes

utilizando o injetor PSW (pelo motivo exposto previamente). Isso se deve ao fato de que em todos os testes realizados na ULB a razão $\Delta p/\bar{p}_c$ esteve sempre acima de 0,8.

Uma outra característica importante do motor ULBHRE é que a pré-câmara de combustão representa aproximadamente 61% do comprimento da câmara de combustão (excluindo a pós-câmara). Para estudar o impacto do comprimento da pré-câmara dois casos especiais na configuração do motor SARA foram testados.

Os casos extremos de instabilidade observada nessa pesquisa foram nas configurações de injetor dos testes número #12, #14 e #15. Nos testes 12 e 15 foi utilizada uma pré-câmara com 76,6 mm de comprimento (distância entre a placa injetora e a superfície de entrada do grão combustível) e no teste 14 essa pré-câmara foi aumentada para 177,6 mm, utilizando um dos módulos de expansão do motor SARA. Nesta configuração observou-se uma redução nas oscilações de pressão na câmara de combustão. Os dados estão sumarizados na Tabela (17).

Pela análise da tabela é possível observar que o aumento da pré-câmara implica na redução da oscilação de pressão no motor. Entretanto, excluindo o teste de número #12, pois devido a falha na vedação entre os módulos do motor SARA, houve uma queda brusca na pressão da câmara de combustão levando a imprecisão na estimativa de $\Delta p/\bar{p}_c$, e comparando apenas os testes #14 e #15, não há como afirmar se o comportamento se deve a introdução da pré-câmara longa ou pelo aumento da razão $\Delta p/\bar{p}_c$, maior no teste #14.

Tabela 17: Impacto da pré-câmara, injetor axial

| Teste # | Configuração do injetor | Lp_c (mm) | $\Delta p/p_c$ | Δp % |
|---------|-------------------------|-------------|----------------|--------------|
| 12 | AX:10,25/1 | 76,6 | 1,47 | 20 |
| 14 | AX:10,25/1 | 177,6 | 0,41 | 8,3 |
| 15 | AX:10,25/1 | 76,6 | 0,29 | 12,5 |

Assim, um ensaio adicional foi realizado utilizando o injetor *showerhead* e a configuração padrão do motor SARA. A Tabela (18) traz uma comparação entre o teste número #2, que utiliza um módulo de extensão do motor SARA para aumentar a pré-câmara, com testes

equivalentes em termos de estabilidade ou razão $\Delta p/p_c$. Os testes com pré-câmara aumentada estão destacados com índice (1) no gráfico da Figura (49).

Tabela 18: Impacto da pré-câmara, injetor Showerhead

| Teste # | Configuração do injetor | Lp_c (mm) | $\Delta p/p_c$ | Δp % | f (Hz) FFT |
|---------|-------------------------|-------------|----------------|--------------|--------------|
| 1 | SH:1-2/6-10 | 56,6 | 0,98 | 0,7 | 9,6 |
| 2 | SH:1-2/6-10 | 157,6 | 0,39 | 0,3 | 10,8 |
| 3 | SH:1-2/6-10 | 56,6 | 0,39 | 3,6 | 83,5 |
| 7 | SH:1-2/6-10 | 56,6 | 0,38 | 3,6 | 106,1 |
| 9 | SH:1-2/6-10 | 56,6 | 0,37 | 4,1 | 101,9 |

No teste número #2 observou-se níveis muito baixos de oscilação de pressão na câmara, menor que 1% do valor nominal médio, o que é equivalente ao teste de número #1, entretanto com uma relação $\Delta p/\bar{p}_c$ aproximadamente 2,5 vezes menor. Este resultado é importante pois o aumento da razão $\Delta p/\bar{p}_c$, via de regra, significa em um aumento do nível de pressão no tanque de oxidante, por consequência incremento no peso global do sistema propulsivo.

Quando comparado com testes na mesma faixa de $\Delta p/\bar{p}_c$ (~0,4) a análise dos dados do teste #2 corrobora ao que foi apresentado para os testes da Tabela (18), que o incremento do comprimento da pré-câmara influí na estabilidade global do motor, que pode operar de forma estável mesmo a uma razão $\Delta p/\bar{p}_c$ mais baixa.

Sob um ponto de vista geral, em motor foguete a propelente híbrido utilizando oxidante líquido o projeto do injetor e da pré-câmara são fundamentais para a operação estável. Naturalmente, o incremento no comprimento da pré-câmara introduz um aumento no peso geral do sistema propulsivo, mas dependendo do valor $\Delta p/\bar{p}_c$, esse aumento pode ser compensado por um tanque de oxidante muito mais leve.

Desta forma, os projetos de motores de foguete a propelente híbrido devem levar em conta o fato de que a estabilidade de operação do motor está diretamente relacionada a $\Delta p/\bar{p}_c$, através da teoria L^* e que o parâmetro τ_1 é mais importante que o tempo de reposta da camada limite, quando é utilizado oxidantes líquidos.

7. CONCLUSÕES

Nos sistemas propulsivos químicos as instabilidades na combustão são fenômenos intrínsecos e podem ocorrer se o projeto do motor não for desenvolvido de forma a controlar o processo de queima. O aparecimento de forças vibracionais de excessiva pressão ou incremento na transferência de calor são dois dos efeitos desse fenômeno.

As forças vibracionais podem vir a quebrar partes do motor enquanto que a excessiva transferência de calor pode fundir partes da câmara de empuxo. Atualmente não existe um método universalmente aceito para eliminar o problema da combustão oscilatória nos foguetes híbridos.

Apesar dos avanços recentes no entendimento das causas e soluções das instabilidades de combustão nesse sistema propulsivo, o desenvolvimento de uma teoria compreensiva e preditável de estabilidade de combustão ainda é um dos maiores desafios no desenvolvimento da tecnologia.

Desta forma, as contribuições deste trabalho para um melhor entendimento das características dos motores de foguete a propelente híbrido são:

- Desenvolvimento de uma metodologia para a caracterização acústica que permite prever o primeiro modo longitudinal da cavidade interna do motor;
- Extensão do modelo acoplado do sistema de alimentação de oxidante com as oscilações de pressão na câmara de combustão (chamada de Teoria L^*) para motor foguete propelente híbrido;
- Aplicação da Teoria L^* desenvolvida como critério para o estudo de instabilidade em motor foguete a propelente híbrido.

Na primeira fase dessa pesquisa foi desenvolvida uma metodologia para realizar a caracterização acústica da cavidade interna do motor, análise modal. A abordagem utiliza o Método da Matriz de Transferência para prever a resposta acústica do motor. Os resultados mostraram que a predição da frequência acústica através deste método é maior do que a observada nos testes experimentais. Isso ocorre porque o Método da Matriz de

Transferência considera o motor uma cavidade unidimensional. No geral, o método teórico concorda entre 70 e 90% com o valor encontrado experimentalmente.

Esta estimativa pode ser considerada satisfatória, uma vez que durante o projeto conceitual do motor o interesse reside em estimar as frequências acústicas e caso existam indicações de que elas podem se aproximar de outras frequências (como o modo não-acústico ou a frequência natural da estrutura do veículo) o design pode ser alterado. Em motores híbridos com comprimento acima de um metro existe potencial risco de interação das frequências acústicas e não acústicas. A metodologia proposta e desenvolvida neste trabalho consegue prever as frequências acústicas utilizando apenas a geometria conceitual do motor e, caso haja necessidade, modificações podem ser realizadas durante o desenvolvimento do protótipo, o que reduz o custo geral do desenvolvimento do sistema propulsivo.

Nos casos aqui abordados, motor SARA e ULBHRE, devido às dimensões da cavidade dos motores serem relativamente pequenas, existe um distanciamento de aproximadamente 1kHz entre as frequências acústicas e as não acústicas. O que indica que não há nenhum acoplamento entre esses dois fenômenos.

Este trabalho buscou também contribuir com o entendimento das instabilidades de origem não-acústica. Desta forma, a pesquisa teve como foco os motores de foguete a propelente híbrido que utilizam oxidante líquido, uma vez que para aplicações comerciais essa é a configuração mais recomendada.

Através da análise e estudo dos dados de pressão na câmara de combustão foi possível verificar a influência dos tempos característicos τ_1 e τ_2 sobre as frequências. Os resultados mostram que o tempo de defasagem do oxidante, τ_1 , desempenha um papel mais importante do que o tempo de resposta da camada limite, τ_2 . A Eq. (6.6) relaciona τ_1 com a primeira frequência oscilatória do motor. A frequência estimada através da Eq. (6.6) concordou muito bem com os dados experimentais do motor SARA e ULBHRE.

Comparando os dados dos testes, observou-se que a simples substituição de um injetor axial de elemento único por um injetor tipo *showerhead* pode reduzir as instabilidades devido ao acoplamento com o sistema de alimentação em aproximadamente 8%.

Foi também observado que o parâmetro $\Delta p/\bar{p}_c$ tem grande influência sobre o comportamento do motor. Em todos os testes experimentais em que parâmetro $\Delta p/p_c > 0,7$ as oscilações de pressão na câmara de combustão ficaram abaixo de 5%, critério escolhido para classificação do sistema como estável.

Contudo, o aumento da razão $\Delta p/\bar{p}_c$ via de regra, significa em um aumento do nível de pressão no tanque de oxidante, por consequência, incremento no peso global do sistema propulsivo.

O impacto do comprimento da pré-câmara sobre a estabilidade de combustão foi analisado experimentalmente. Os dados sugerem que o aumento do comprimento da pré-câmara melhora a estabilidade do motor em termo das oscilações de pressão na câmara de combustão. Assim, o motor pode operar a uma razão $\Delta p/\bar{p}_c$ menor, com menor oscilação da pressão sobre a média.

Conclui-se que, nos motores foguete a propelente híbrido utilizando oxidante líquido o projeto do injetor e da pré-câmara são fundamentais para a operação estável. Naturalmente, o incremento no comprimento da pré-câmara introduz um aumento no peso geral do sistema propulsivo, mas dependendo do valor da razão $\Delta p/p_c$, esse aumento pode ser compensado por um tanque de oxidante muito mais leve. A interação entre esses dois fatores é determinante para o desenvolvimento do sistema propulsivo.

Por fim, uma extensão do modelo de instabilidade devido ao acoplamento com o sistema de alimentação de oxidante líquido foi proposta. A Eq. (5.40) é sugerida como forma universal de análise de critério de instabilidade para motor foguete propelente híbrido.

8. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- ADIRIM, H., PILZ, N., MARINI, M., HENDRICK, P., SCHMID, M., BEHR, R., BARTH, T., TARFELD, F., A.WIEGAND, CHARBONNIER, D., RAMOS, R. H., STEELAND, J., AND MACK, A., "Overview of suborbital human transportation concept ALPHA", Proceedings of the 7th European Symposium on Aerothermodynamics, Brugge, Belgium, 9–12 May, 2011.
- AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA (Brasil). **Programa Nacional de Atividades Espaciais: PNAE: 2012-2021**, 2012. Brasília, 36p.
- ANDRIANOV, A., SHYNKARENKO, O., BERTOLDI, A.E.M., BARCELOS JUNIOR, M.D.N., VERAS, C.A.G. "Concept and Design of the Hybrid Test-Motor for the Development of a Propulsive Decelerator of SARA Reentry Capsule", In: 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Orlando, E.U.A., 2015.
- BERTOLDI, A.E.M. **Avaliação Experimental da Queima de Parafina e Óxido Nitroso em Motores Híbridos**, 2007. Dissertação de Mestrado, Faculdade de Tecnologia, Universidade de Brasília, 115p.
- BOARDMAN, T.A., BRINTON, D.H., CARPENTER, R.L., ZOLADZ, T.F., "An Experimental Investigation of Pressure Oscillations and Their Suppression in Subscale Hybrid Rocket Motors", Proceedings of the 31st AIAA/ASME/SAE/ASEE, Joint Propulsion conference and Exhibit, San Diego, CA, United States, 10–12 July, 1995.
- BOUGHABA, K., HENDRICK, P., LEBRUN, N., LEFEBVRE, M., VAN DE VELDE, C., "Regression Rate Study in a Small Hybrid Rocket Engine using N₂O/Paraffin Propellant", 9th National Congress on Theoretical and Applied Mechanics, Brussels, 9-10-11, May, 2012.
- BOUZIANE, M., DE MORAIS BERTOLDI, A. E., LEE, D., MILOVA, P., HENDRICK, P., & LEFEBVRE, M. "Design and Experimental Evaluation of Liquid Oxidizer Injection System for Hybrid Rocket Motors." 7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS), 2017.
- BOUZIANE, M., DE MORAIS BERTOLDI, A. E., MILOVA, P., HENDRICK, P., & LEFEBVRE, M. "Development and Testing of a Lab-scale Test-bench for Hybrid Rocket Engines". In 2018 SpaceOps Conference (p. 2722), 2018.
- CANTWELL, B., KARABEYOGLU, A., ALTMAN, D. Recent Advances in Hybrid Propulsion. *International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion*, v.9, n.4, p.305–326, 2010.

- CAS, P.L.K., Vilanova, C.Q., Barcelos Jr, M.N.D e Veras, C.A.G. An Optimized Hybrid Rocket Motor for the SARA Platform Reentry System. *Journal of Aerospace Technology and Management*, v. 4, v.3, 2012.
- CHANG, S.Y., LEE, C., SHIN, K.S. “The Enhancement of Regression Rate of Hybrid Rocket Fuel by Various Methods.” In: *43rd AIAA – Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada, E.U.A., 2005.
- COMMITTEE ON AIR FORCE AND DEPARTMENT OF DEFENSE AEROSPACE PROPULSION NEEDS (Estados Unidos da América). **A Review of United States Air Force and Department of Defense Aerospace Propulsion Needs**, 2006. The National Academies Press. Washington, DC, 264p.
- COSTA, E. C. **Acústica Técnica**, Editora Edgard Blücher LTDA, São Paulo, Brasil, 2003.
- CULUCK, F.E.C., YANG, V. Overview of Combustion Instabilities in Liquid-Propellant Rocket Engines. In: YANG, V., ANDERSON, W. **Liquid Rocket Engine Combustion Instability**. Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1995, Volume 169, cap.1, p.3-37.
- DE MORAIS BERTOLDI, ARTUR ELIAS, VERAS, CARLOS ALBERTO GURGEL, ET HENDRICK, PATRICK. “Experimental Evaluation of Pressure-Swirl Injection System Over Solid Fuel Regression Rate in Hybrid Rockets”. 7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS), 2017.
- ENCICLOPÉDIA “Cosmonautics”, Sovietskaya, Encyclopedia, Sovietskaya Encyclopedia Publishing House, Moscou, 1985 apud DRANOVSKY, Mark L., YANG, Vigor, CULICK, Fred.E.C., TALLEY, Douglas (Editores). *Combustion Instabilities in Liquid Rocket Engines; Testing and Development Practices in Russia*. USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, v.221, 2007.
- Ewins, D. J. “Modal Testing: Theory, Practice and Application” In: *Mechanical Engineering Research Studies: Engineering Dynamics Series*, Research Studies Press LTD, Baldock, Hertfordshire, England, 2001.
- ESTEY, P.N., MCFARLANE, J. S., KNIFFEN, R.J., LICHATOWICH, J. DM-01 Test Results (AM-93-4279 Large Hybrid Rocket Testing Results. In: *AIAA Space Programs and Technologies Conference and Exhibit*, Huntsville, AL, 1993.
- FERREIRA, A. C., DE MORAIS, M. V. G., BERTOLDI, A. E. M., BARCELOS JUNIOR, M. N. D. AND VERAS, C. A. G. “Modal Identification of Hybrid Rockets Acoustic Cavities: Experimental and Numerical Evaluation.” In: *22nd International Congress of Mechanical Engineering (COBEM)*, Ribeirão Preto, Brazil, 2013.

- GELAIN, Riccardo. **CFD Simulations of Self-Pressurized Nitrous Oxide Hybrid Rocket Motors**. Padova: Università degli Studi di Padova, 2017. 89f. Dissertação de Mestrado (Mestrado em Engenharia Aeroespacial) – Curso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale, Departamento de Engenharia Industrial, Padova, Itália, 2017.
- GILBERT, R. J., (1988). **Vibrations des structures – Interactions avec les fluides – Sources d’excitation aléatoires**, Eyrolees Press.
- GONÇALVES, S.C.S., **Fabricação e Avaliação de Desempenho de Combustível a Base de Parafina e Cera Vegetal para Motor Foguete a Propelentes Híbridos**, 2013. Dissertação de Mestrado, Faculdade de Tecnologia, Universidade de Brasília, 72p.
- HOWARD, C. Q.; CAZZOLATO, B. S. *Acoustic analyses using Matlab and Ansys*. [S.l.]: CRC Press/Taylor & Francis Group, 2015. ISBN 978-1-4822-2325-5.
- HULS, R. A transfer function approach to structural vibrations induced by thermoacoustic sources. p. 8, 2004.
- HUMBLE, R.W., HENRY, G.N., LARSON, W.J. **Space Propulsion Analysis and Design**. 1.ed. McGraw-Hill, 1995, 467p.
- INSTITUTO DE AERONÁUTICA E ESPAÇO (Brasil). **Relatório de Atividades, 2011**. São José dos Campos, 2012. 109p.
- KARABEYOGLU, M.A., DE ZILWA, S., CANTWELL, B., E ZILLIAC, G. “Modeling of Hybrid Rocket Low Frequency Instabilities.” *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 21, N.6, 2005.
- Kinsler, E. L., Frey, A. R., Coppins, A. B., Sanders, J. V. (1999). “**Fundamentals of Acoustics**”, Fourth Edition, John Wiley & Sons.
- KISTLER, INC. **The Piezoelectric Effect, Theory, Design and Usage**, 2007. http://www.designinfo.com/kistler/ref/tech_theory_text.htm. Acesso em Janeiro, 2018.
- KRISHNA, S. Hybrid Rocket Technology: An Overview. In: 6th Asia Pacific International Symposium on Combustion and Energy Utilization, Kualalumpur, Malaysia, 2002.
- MARTINS, P.G.C., SHYNKARENKO, O. “Flow Analysis Inside the Combustion Chamber and the Nozzle of a Hybrid Rocket Motor”, In: 24TH ABCM International Congress Of Mechanical Engineering, Curitiba, Brazil, 2017.
- MARVIN, R. (1990) “Simulation of non-acoustic combustion instability in a hybrid rocket motor”, NASA Technical Report, Marshall Space Center.
- Melo Filho, N. G. R., Morais, M. V. G., Ferreira, A. C., Carvalho, M. O. M. “Experimental Modal Identification of Vibro-Acoustic Cavities with Calibrated Acoustic Source”, In:

- SAE BRASIL International Noisy and Vibration Colloquium, Florianópolis, Brazil, 2012.
- Melo, N. G. R. Filho. **Análise Modal Experimental com Fonte Calibrada de Cavidade Acústica (Experimental Modal Identification os Vibro-Acoustic Cavities with Calibrated Acoustic Source)**, 2013. Master Dissertation, University of Brasilia, Brasília, Brasil.
- MOECK, J.P., KONLE, H.J., PASCHEREIT, C.O. “An Assessment of Alternative Sensor Technology for Transfer Matrix Measurements in Combustors”, In: 14TH International Congress on Sound and Vibration, Cairns, Australia, 2007.
- MOORE, G.E., DRISCOLL, D. H., Berman, K. A Hybrid Rocket Propellant System: 90-Percent Hydrogen Peroxide/Solid Fuel; Part II, Technical Report R53A0509, General Electric, 1954, *apud* Humble, R.W., Henry, G.N., Larson, W.J. **Space Propulsion Analysis and Design**. 1.ed. McGraw-Hill, 1995, 467p.
- MORITA, T., KITAGAWA, K., SHIMADA, YUASA, S., T., YAMAGUCHI, S. “Low-Frequency Combustion Instability Induced by Combustion Time Lag of Liquid Oxidizer in Hybrid Rocket Motors.” In: JSASS Aerospace Tech, Vol. 10 N. ists28., 2012.
- MORITA, T., YUASA, S., KITAGAWA, K., SHIMADA, T., YAMAGUCHI, S. Low-Frequency Feed-System-Coupled Combustion Instability in Hybrid Rocket Motors. Journal of Thermal Science and Technology, V.8 n.2, 2013.
- NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION (Estados Unidos da América). **Presidential Commission on the Space Shuttle Challenger Accident**, 1986. NASA, Washington, DC, 256p.
- NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION-NASA, Langley Research Center (Estados Unidos da América). **Investigation of Combustion Instability in Hybrid Rockets**, 1969. Report. NASA CR-66812. SRI, California, 34p.
- NETZER, D.W., “Hybrid Rocket Internal Ballistics” Chemical Propulsion Information Agency (CIPA), Technical Report Section, Naval Postgraduate School, Johns Hopkins University, Monterey, California, 45p., 1972.
- PASTRONE, D., CASALINO, L., SENTINELLA, M.R. “Acoustic Analysis of Hybrid Rocket Combustion Chambers.” In: *43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Cincinnati, E.U.A, 2007.
- PEDERSEN, T., NYBOE F. **Heat-1X / Tycho Brahe Flight Report**, 2011. Report. Copenhagen Suborbitals, Copenhagen, Denmark, 17p.

- ROCKER, M., "Modeling of Non-acoustic Combustion Instability in Simulations of Hybrid Motor Tests," NASA/TP-2000-209905, 1995.
- ROSSETTO, G. D. **Contribution to the Theory and Practice of Experimental Acoustical Modal Analysis**. 2001. Master Dissertation, State University of Campinas, Campinas, Brasil.
- SHYMKARENKO, O., ANDRIANOV, A., BERTOLDI, A.E.M. "Low-Thrust Hybrid Motor Efficiency Research for Design Optimization Purposes", In: 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Orlando, E.U.A., 2015.
- SHYMKARENKO, O., BERTOLDI, A.E.M. "Preliminary Research of the Hybrid Motor Properties for the Reentry Platform." In: Journal of Problems of High-Temperature Engineering, Vol. 21, p.156-164, 2014.
- STOIA-DJESKA, M., MINGIREANU, F. "A MATHEMATICAL AND NUMERICAL MODEL FOR THE ANALYSIS OF HYBRID ROCKET MOTORS", INCAS BULLETIN, VOL. 3(4), PP. 113-125, ISSN 2066 – 8201, 2011.
- STORY, G., ZOLADZ, T., ARVES, J., KEARNEY, D., ABEL, T., PARK, "O. Hybrid Propulsion Demonstration Program 250K Hybrid Motor". In: 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion conference and Exhibit, Huntsville, AL, 2003.
- SUJITH, R.; WALDHERR, G.; ZINN, B. An exact solution for one-dimensional acoustic fields in ducts with an axial temperature gradient. Journal of Sound and Vibration v. 184, n. 3, p. 389-402. 1995.
- SUJITH, R. I. Transfer matrix of a uniform duct with an axial mean temperature gradient. v. 100, n. 4, p. 2540-2542, 1996. ISSN 0001-4966.
- SUTTON, G. P., BIBLARZ, O. **Rocket Propulsion Elements**. 8^o ed. John Wiley & Sons INC, 2010, 768p.
- TAHMASEBI, E.A., KARIMI M., H. Conceptual design and performance simulation of a space hybrid motor. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal*, v.87 Issue:1, p. 92-99, 2015.
- THICKSTEN, Z., MACKLIN, F., CAMPBELL, J. "Handling Considerations of Nitrous Oxide in Hybrid Rocket Motor Testing". In: 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Hartford, CT, July, 2008.
- THOMAZINI, D., ALBUQUERQUE, P.U.B. **Sensores Industriais – Fundamentos e Aplicações**. 8^o Ed. Editora Erica, São Paulo, Brasil, 2013, 224p.

- WIRSCHING, P. H., PAEZ, T.L., ORTIZ, K. Randon Vibrations Theory and Practice. Dover Publications INC, 1995, 448 p.
- WOOLDRIDGE, C.E., MARXMAN, G.A., KIER, R.J. "Investigation of Combustion Instability in Hybrid Rockets" Stanford Research Institute, Final Report, NASA CR-66812, 117p.1970.
- ZORUMSKI, W. E. **Acoustic Response of a Rectangular Waveguide with a Strong Transverse Temperature Gradient**. National Aeronautics and Space Administration, NASA Technical Memorandum, Langley Research Center. 35p, 1989.

ANEXOS

ANEXO 1

CARACTERIZAÇÃO DOS INJETORES – ULB

Design and Experimental Evaluation of Liquid Oxidizer Injection System for Hybrid Rocket Motors

7TH EUROPEAN CONFERENCE FOR AERONAUTICS AND SPACE SCIENCES (EUCASS)

Mohammed Bouziane, Artur Elias de Morais Bertoldi, Dahae Lee, Praskovia Milova, Patrick Hendrick and Michel Lefebvre

A1. INJECTION SYSTEM DESIGN

The new ULB hybrid rocket motor (ULBHRE) was developed to delivery 1 kN thrust, which is related with the total mass flow rate by the equation (1), where F is the thrust, I_{sp} is the specific impulse and g_o is the standard acceleration of gravity. The total mass flow rate (\dot{m}) and the oxidizer mass flow rate (\dot{m}_{ox}) are related through equation (2). Equation (3) shows the main variables that influence the oxidizer mass flow rate, as the discharge coefficient (C_d), the number of individual injectors (N_{inj}), the area of the injector (A_{inj}), the oxidizer density (ρ_{ox}) and the pressure drop in the injector (ΔP). The injectors were designed based on the theoretical parameters of the ULBHRE motor, table A1, with the goal to delivery 550 g/s based in an injector pressure drop of 25 bar.

$$F = \dot{m} \cdot I_{sp} \cdot g_o \quad (1)$$

$$\dot{m} = \dot{m}_f + \dot{m}_{ox} \quad (2)$$

$$\dot{m}_{ox} = C_d \cdot N_{inj} \cdot A_{inj} \cdot \sqrt{2 \cdot \rho_{ox} \cdot \Delta P} \quad (3)$$

Table A1: Theoretical parameters of the ULBHRE

| Parameter | | Parameter | |
|------------------------|------------------|-------------------------------------|-------|
| Oxidizer | N ₂ O | Initial oxidizer to fuel ratio | ~ 7.9 |
| Fuel | Paraffin | Oxidizer mass flow rate (g/sec) | 550 |
| Nominal thrust (kN) | 1.0 | Average Fuel mass flow rate (g/sec) | 70 |
| Chamber pressure (bar) | 25 | Total mass flow rate (g/sec) | 620 |
| Nozzle expansion rate | 4 | Burn time (sec) | 10 |

A2. SHOWER HEAD INJECTOR (SH)

The 3D-model of each injector was done using the commercial software SolidWorks® and manufactured at ULB. The showerhead injector, illustrated in Figure (A1), has 11 orifices spread equally in two different radii and one element in the center in order to deliver a homogenous distribution of the oxidizer flow into the chamber.

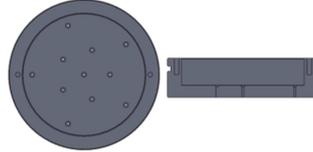


Figure A1: Shower head plate injector

A3. HOLLOW-CONE INJECTOR (HC)

Figure (A2) shows the hollow-cone (HC) injector, with 11 individual elements also. Each injector is inclined at an angle of 15 degrees, in order to drive the flow into the wall of the inner fuel grain surface. When the jet collides with the grain, in two different regions, before the contact point and between jet core and the wall of pre-chamber, is created the recirculation zone. After this impingement point, a redevelopment zone started, within a boundary layer established and a diffusion flame is formed.

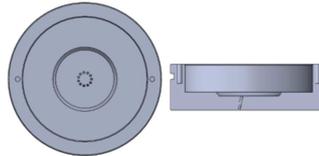


Figure A2: Hollow-cone plate injector

A4. PRESSURE SWIRL INJECTOR (PSW)

Figures (A3) and (A4) show the 2D drawing of PSW injector and the 3D design, respectively. The injector plate has 6 individual pressure-swirl elements with four tangential passages and its nozzle to set the oxidizer mass flow rate with the requirements of ULBHRE motor. In Figure (A3) is presented also the nomenclature of the PSW atomizer, as the nozzle discharge diameter (D_0) which must be chosen depending of the mass flow rate required, the nozzle length (L_0), the swirl chamber diameter (D_s), the swirl chamber length (L_s), the tangential entry passage diameter (D_p), the tangential entry passage length (L_p) and the air core diameter (D_a).

The flow number (FN) is calculated using the equation (4), where \dot{m}_L is the liquid mass flow rate, ρ_L is the liquid density and ΔP is the pressure drop. The ratio L_s/D_s should be reduced to minimize wall friction losses. However, a limiting value is needed to achieve the liquid flow stabilization and the generation of a uniform vortex sheet. This ratio must be higher than 0.5, and a typical value recommended for appropriate design is 1.0. The parameter L_0/D_0 should also be reduced to minimize friction losses at the atomizer exit. As well as, the ratio L_p/D_p should be bigger than 1.3, because a short tangential inlet

passage channel may develop a diffuse discharge create an unstable spray. Finally, one has to heed of the obvious limitations of the manufacturing process itself.

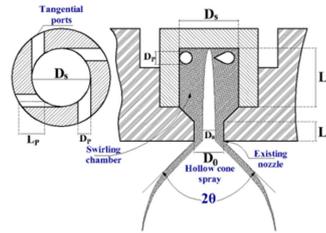


Figure A3: schematic of PSW injector

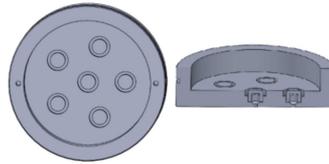


Figure A4: Pressure swirl plate injector assembled with the upper part of the nozzle

There are some empiric relations to predict the discharge coefficient C_d , they are given in equations (5) and (6), where, U_0 (cm/s) is the velocity of the liquid at the atomizer tip and μ_L (cp) is the liquid dynamic viscosity. This coefficient is influenced mostly by set of parameters, that is $0.19 < \frac{A_p}{D_s \cdot D_0} < 1.21$ and $1.41 < \frac{D_s}{D_0} < 8.13$, where A_p is the tangential entry passage cross-sectional area.

$$FN = \frac{\dot{m}_L}{\sqrt{\rho_L \cdot \Delta P}} \quad (4)$$

$$C_d = 0.35 \cdot \left(\frac{D_s}{D_0}\right)^{0.5} \cdot \left(\frac{A_p}{D_s \cdot D_0}\right)^{0.25} \quad (5)$$

$$C_d = 0.45 \cdot \left(\frac{D_0 \cdot \rho_L \cdot U_0}{\mu_L}\right)^{-0.02} \cdot \left(\frac{L_0}{D_0}\right)^{-0.03} \cdot \left(\frac{L_s}{D_s}\right)^{0.05} \cdot \left(\frac{A_p}{D_s \cdot D_0}\right)^{0.52} \cdot \left(\frac{D_s}{D_0}\right)^{0.23} \quad (6)$$

The dimensions, in our design, were adjusted to simplify the atomizer construction, but respecting the dimensionless groups conditions described above. Table A2 shows the main dimensions of PSW.

Table A2: Main parameters of the PSW injector

| Dimension | Value | Dimension | Value |
|-----------|-------|-----------|---------|
| D_0 | 3 mm | L_s | 6 mm |
| L_0 | 2 mm | D_p | 1.3 mm |
| D_s | 6 mm | L_p | 2.58 mm |

A5. VORTEX INJECTOR (VOR)

Several configurations of vortex injector can be found in the technical literature, depending on the velocity components given to the flow at the inlet. In our case, the injector holes were ordered in combination between both axial and radial component, 45° each one, to distribute equally the flow towards the inner fuel grain surface. Figure (A5) shows the VOR injector plate.

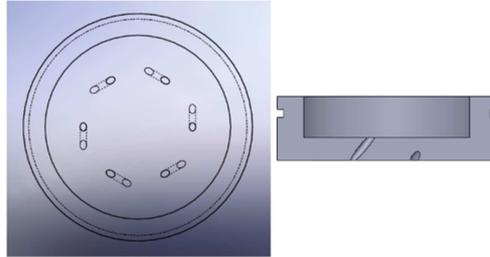


Figure A5: Vortex plate injector

A6. EXPERIMENTAL SETUP

In order to characterize the injectors, a new test bench was developed in the Aero-Thermo-Mechanics Department at the ULB. The system was designed to maximize the number of the tests that can be performed and in interchangeable parts that allow us to use water and liquid Nitrous Oxide as duty fluid.

Figure (A6) shows the schematic of the test bench. The regulator (R) control the Nitrogen pressure from 5 to 40 bar, a series of manual valves were used to control the pressure in different points of the system and to purge, when necessary. The flow is controlled by the use of the solenoid valve (MV) placed near the injector head-front to minimize the open-close delay time. The pressure upstream is obtained by the use of a pressure transducer, the temperature with a thermocouple type K and the downstream pressure is taken as 1 atm. The data acquisition system was the NI USB-6218 connects with the LabView interface. When Nitrous oxide is used, the water-bottle is changed and no pressurization system is required.

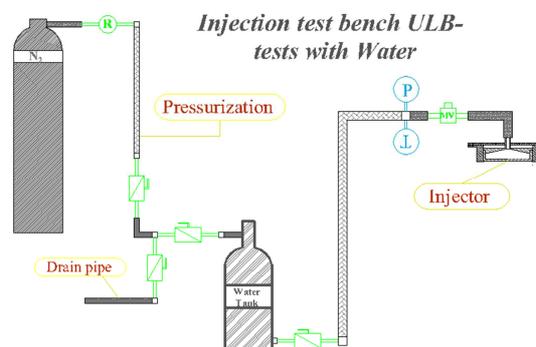


Figure A6: Cold flow tests bench

The discharge coefficient of the injectors was obtained using the set showed in the Figure (A6). Here, to obtain the mass flow rate, the water tank was pressurized from 5 to 40 bar and the water weight difference was took by a scale with precision of 25 grams. To

increase the precision of the measurement, each test was repeated 5 times for the same pressure level and injector configuration. Once that the geometrical characteristics of the injector were known it was possible to evaluate the discharge coefficient, Eq. (3).

To measure the spray semi-angle (θ) and visualize the liquid spray film it was used a Photon FASTCM SA4 high-speed camera with sample rate of 5000 frames per second. In this configuration, figure (A7), two Samsung LED light source was used to obtain the best possible instantaneous picture and the scale in the black background is to help the post-test data analysis.

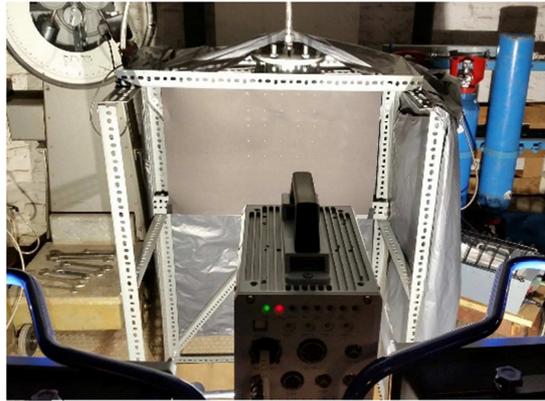


Figure A7: Installation of high-speed camera, light sources and injectors

The droplet size distribution of the spray and Sauter mean diameter (SMD) were acquired using a laser scattering (SMPATEC HELOS-VARIO/KR). Each measurement corresponds to three scans operations. The system is able to detect particles between 0.1 to 1750 μm . When the droplets go through the helium-neon laser beam (632.8 nm) the circular photodiode detector plate collects the laser scattered beam in angular sectors. Figure (A8) shows one of the atomizer and the laser system. The central line of the laser beam was positioned on 70 mm under the exit of the injector's nozzle to fit with the length of the ULBHRE pre-chamber.



Figure A8: Atomizer coupled with the laser system

A7. EXPERIMENTAL RESULTS

The aim of this work is to design, develop and test four different types of injector plates and to be apply in the injection system of the ULB lab-scale hybrid rocket motor

(ULBHRE), using liquid nitrous oxide and paraffin as propellant. However, to reduce costs, it was used water in the first test campaign and after, when the both test benches were fully operational, we employed nitrous oxide (N_2O).

A8. Showerhead injector (SH)

The showerhead injector (SH) is the most popular kind of injector plate and it has been applied in hybrid and liquid rocket engines over the years. Here, each element of the SH injector has 7 mm length and orifice diameter of 1.4 mm and it will be used as reference to evaluate the performance of the other types of injectors.

Figure (A9) shows the flow pattern of the water in function of the pressure drop, in a range from 5 to 40 bar, where it is possible to notice the change in the flow before and after 25 bar. The Nitrous oxide behaviour at 45 bar is illustrated in the Figure (A10) and, because of the fast expansion of the N_2O at ambient temperature and pressure a clear separation between the liquid layer and the gas plume is not visible.

When we compare the water and Nitrous oxide flow pattern (Figure A9-h and Figure A10, respectively) it is possible to notice that an angle in the liquid N_2O is formed in the exit of each injector orifice, in contrast to the water. The schematic in Figure (A11) illustrates this phenomenon.

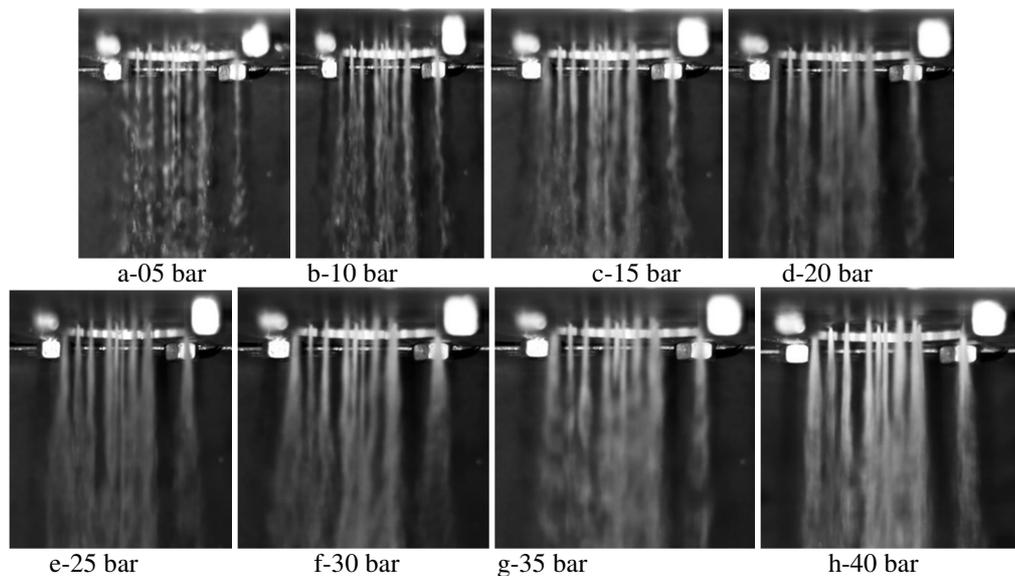


Figure A9: Showerhead injector water flow pattern – pressure from 5 to 40 bar

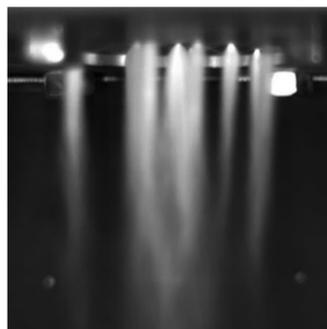


Figure A10: Showerhead injector using N_2O

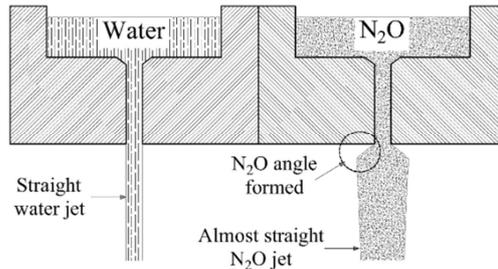


Figure A11: Schematic of water and N₂O jet in SH injector

Figure (A12) shows the experimental results for the mass flow rate in function of the pressure drop and Figure (A13) brings the comparison between the design and the experimental results for the discharge coefficient (C_d). The theoretical value for the C_d was taken as 0.6. Both, the mass flow rate and the discharge coefficient consist of 5 individual measurements that we averaged.

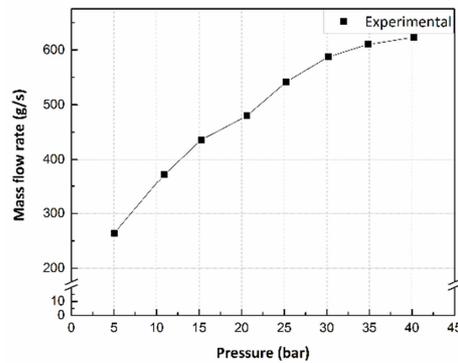


Figure A12: Mass flow rate using water as function of the pressure drop

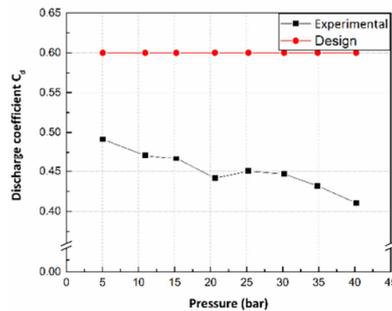


Figure A13: Discharge coefficient as function of the pressure drop

A9. Hollow cone injector (HC)

Figure (A14) shows the evolution of the water stream into Hollow Cone (HC) injector and the Figure (A15) presents the same configuration using liquid Nitrous Oxide. Despite to the fact that the external cone semi-angle (θ) was defined as 15° during the design phase (Figure A2), the flow pattern of both duty fluids is completely different. Using water, we observed a well-defined hollow cone and with the Nitrous oxide it is possible to notice the separation between the main liquid and the gas-liquid phase layer near the injector exit, and that at some point the liquid N₂O flow becomes axial. In the second case, the spray

semi-angle is not well delimited, but by the use of an image post-processing software and arbitrarily taking to account just the spray near the injector exit, we estimated the semi-angle as 45° .

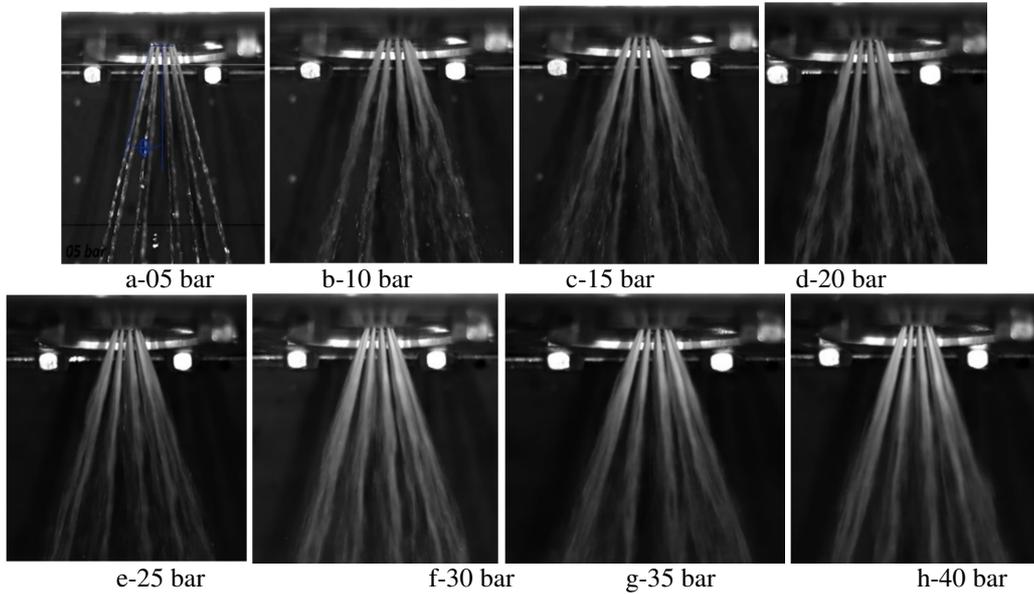


Figure A14: Hollow-cone injector water flow pattern – pressure from 5 to 40 bar

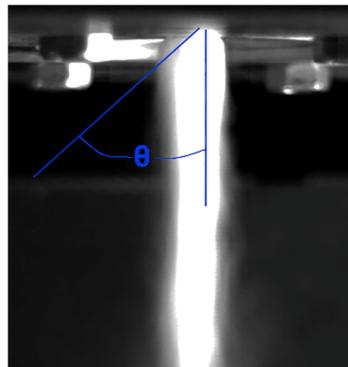


Figure A15: Liquid N_2O discharged through hollow cone injector

Figures (A16) and (A17) show the experimental water mass flow rate and discharge coefficient of HC injector in terms of the injector pressure drop, respectively. The mass flow rate increase with increasing injector pressure differential and the slope of the curve decrease. Figure (A17) brings the discharge coefficient experimental results and also its theoretical design phase value, 0.6. Generally, there are large similarities in the design of the HC and SH injectors as, equal same numbers of orifices with identical diameter and the same design discharge coefficient.

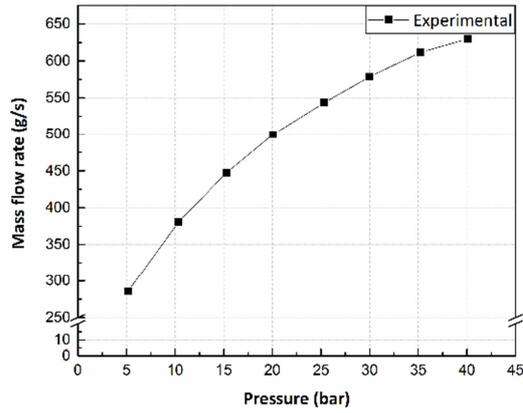


Figure A16: Water mass flow rate as function of injector pressure drop in the HC injector

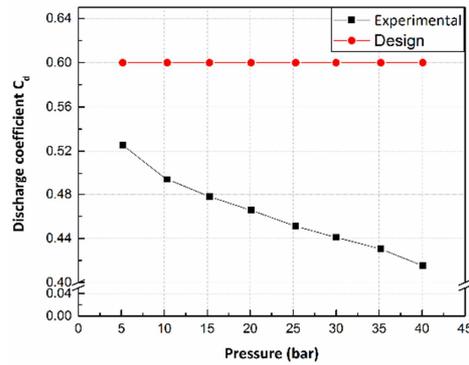


Figure A17: Discharge coefficient as function of injector pressure drop in the HC injector

A10. Pressure swirl injector (PSW)

The pressure-swirl injector plate (PSW) designed to be use in the ULBHRE, it is composed of 6 individual PSW elements to deliver the same oxidizer mass flow rate. But, in order to perform the injector characterization at cold conditions it was used an individual PSW element set down in the centre of the PSW injector plate.

In order to see the influence of pressure on spray semi-angle, the pressure drop exercised is from 5 to 40 bar in steps of 5 bar. Each individual photograph was analysed using the commercial software AutoCad® and the reference points printed in the black background. The results are displayed in the table A3.

Table A3: cone semi angle for water discharged by PSW atomizer

| Difference of pressure (bar) | Experimental Semi-angle (θ) | Difference of pressure (bar) | Experimental Semi-angle (θ) |
|------------------------------|--------------------------------------|------------------------------|--------------------------------------|
| 05 | 41 | 25 | 42.5 |
| 10 | 42 | 30 | 43 |
| 15 | 42.5 | 35 | 43 |
| 20 | 42.5 | 40 | 43 |

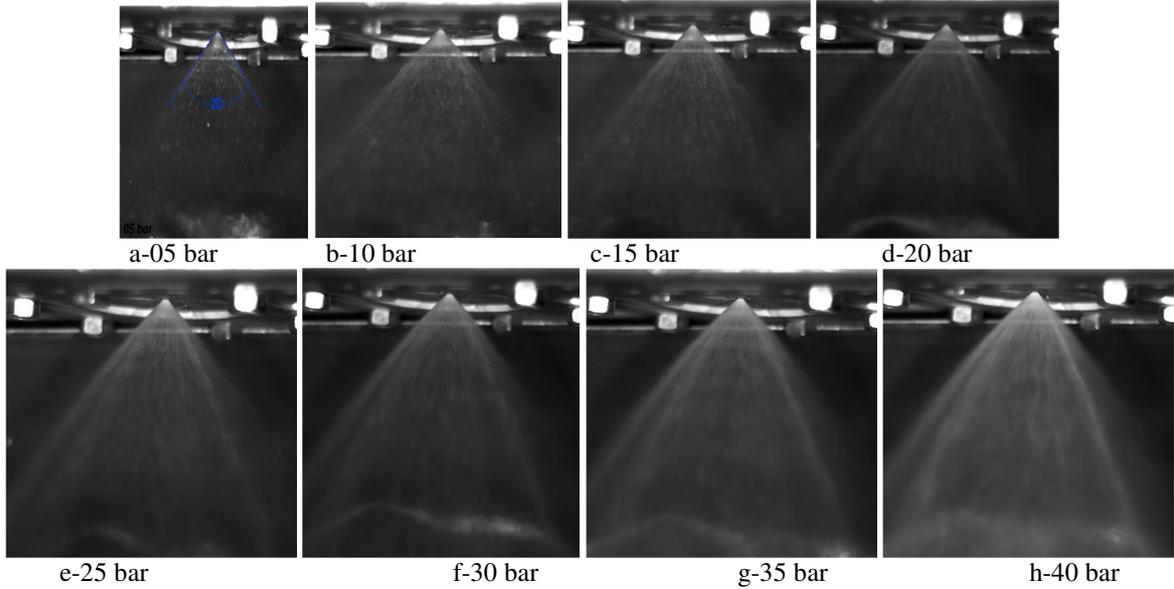


Figure A18: Water discharged through pressure swirl injector from 5 to 40 bar

The semi-angle (θ) can be estimated by the expression (A7) developed by Giffen and Muraszew for a pressure-swirl atomizer (under ideal conditions).

$$\sin(\theta) = \frac{(\pi/2) \cdot C_d}{K \cdot (1 + \sqrt{X})} \quad (7)$$

Where K equal the atomizer constant $\frac{A_p}{D_s \cdot D_0}$, and X is the ratio between the air core area (A_a) and the nozzle orifice exit area (A_0). The diameter of the core area is the discharge diameter (D_0) removing the sheet thickness (t), which it was estimated by the equation (8) given by Rizk and Lefebvre.

$$t = 3.66 \left[\frac{D_0 \cdot FN \cdot \mu}{(\rho \cdot \Delta P)^{0.5}} \right]^{0.25} \quad (8)$$

The spray semi angles (θ) were calculated using C_d design and C_d estimated in equation (6) developed by Jones. Figure (A19) shows the difference between both theoretical θ and brings the experimental θ also, they evaluated as function of the pressure drop. When the ΔP increases, the experimental spray semi-angles barely change, just 2° difference between the angle obtained at 40 bar and the angle achieved with 5 bar. However, both theoretical angles decrease a little bit. In Figure (A19) we notice also that the experimental θ is really close, in high pressure up than 30 bar, to the theoretical one calculated using C_d of Jones.

Figure (A20) shows the liquid nitrous oxide passed through PSW atomizer. The spray semi-angle obtained in this case (55.5°), also arbitrarily taking in to account just the spray near the injector exit, is greater when compared with the water results, around 43° (table A3). But, the cone is not perfectly formed once that after the injector exit we have a liquid-

gas N_2O flow. In addition, the viscosity of nitrous oxide is lower than the water, and the viscosity affects in the spray semi-angle, which decreases with increasing liquid viscosity.

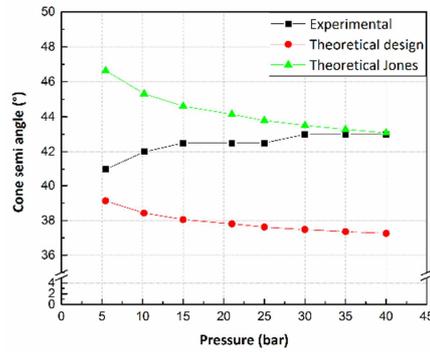


Figure A19: Spray semi-angle of PSW atomizer as function of the injector pressure drop

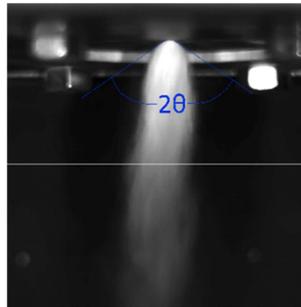


Figure A20: Liquid N_2O discharged through pressure swirl injector

Figure (A21) illustrates the variation of water mass flow rate. The experimental values of discharge coefficient are presented in Figure (A22) accompanied by C_d design, C_d calculated by equations (5) and (6).

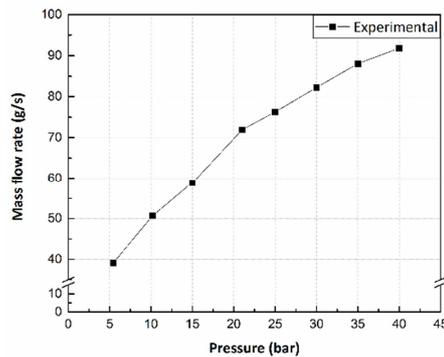


Figure A21: Water mass flow rate as function of injector pressure drop in the PSW injector

The measured SMD is presented in Figure (A23) and the density distribution in the Figure (A24). The Sauter Mean Diameter reduces when the pressure drop increases, and it has reached $40.71 \mu m$ for a pressure drop equal to 40 bar. These results show a good agreement with the literature.

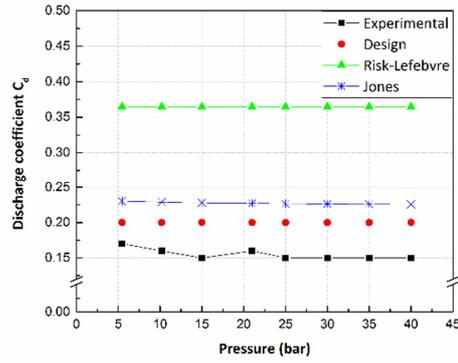


Figure A22: Discharge coefficient as function of injector pressure drop in the PSW injector

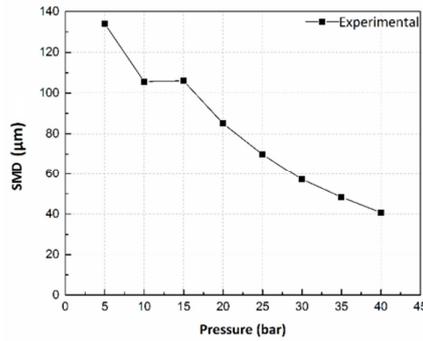


Figure A23: Experimental SMD vs injector pressure differential in PSW atomizer

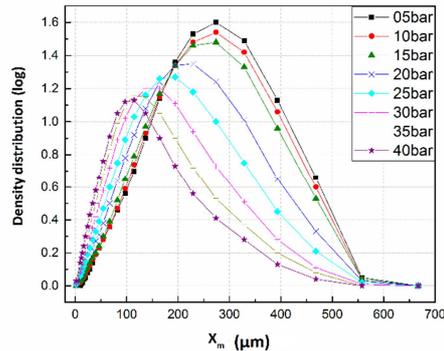


Figure A24: Density distribution

A11. Vortex injector (VOR)

Radial axial injection, VOR, is composed by 6 orifices with 45° degrees of inclination from the injector plane. Figure (A25) shows the evolution of water flow with injector pressure difference from 5 to 30 bar, and it is possible to notice that after 30 bar there is no visible difference between the photographs. The results with Nitrous oxide are presented on Figure (A26).

Figures (A27) and (A28) show the evolution of water mass flow rate and discharge coefficient in function of the pressure drop in vortex injector, respectively, where it is possible to see that the mass flow rate increases almost linear with increasing pressure drop. The experimental values of the discharge coefficient started to decrease with increasing the pressure drop until 30 bar, after, it stabilized at a value equal to 0.21.

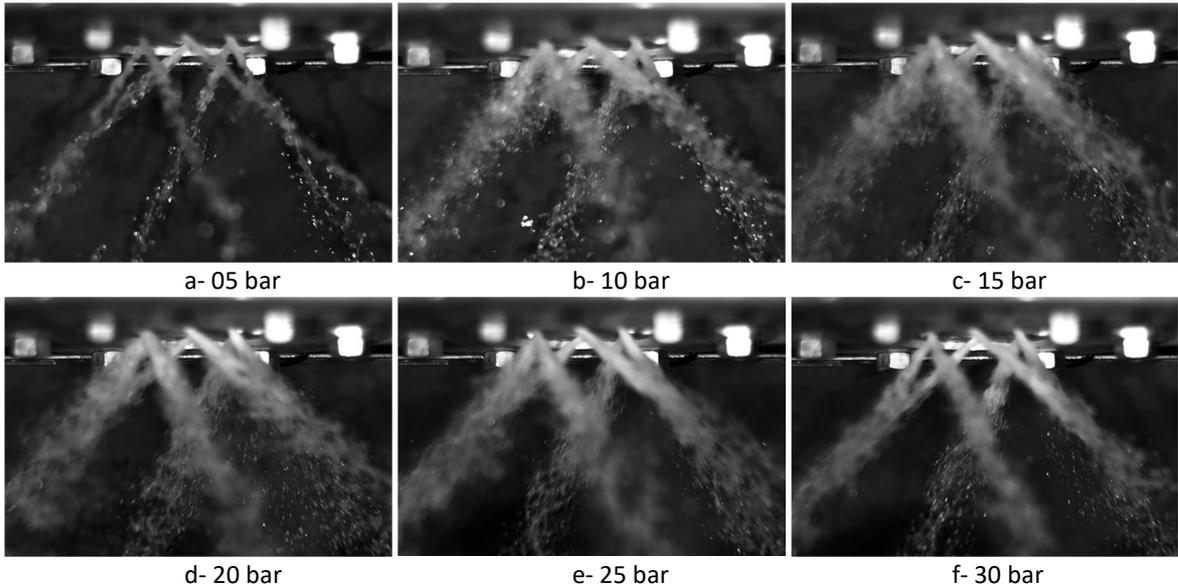


Figure A25: Water discharged through vortex injector from 5 to 35 bar using HSC



Figure A26: Liquid N₂O discharged through vortex injector

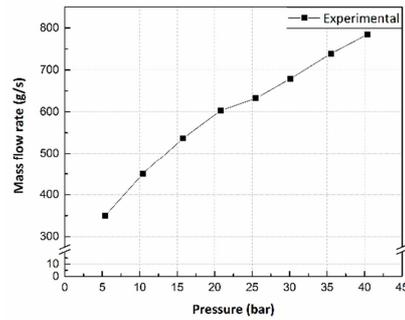


Figure A27: Water mass flow rate as function of injector pressure drop in VOR injector

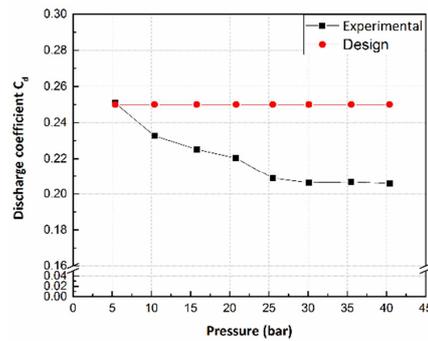


Figure A28: Discharge coefficient as function of injector pressure drop in VOR injector

A12. CONCLUSIONS

This work presents the design and the characterization at cold flow conditions of four different types of injectors, namely showerhead (SH), hollow-cone (HC), pressure-swirl (PSW) and vortex atomizer (VOR), to be applied in the ULB lab-scale hybrid rocket motor (ULBHRE). The ULBHRE motor was designed to use nitrous oxide and paraffin as propellant.

For this purpose, a new test bench was assembled in the Aero-Thermo-Mechanics Department with the support of the Royal Military Academy of Belgium (RMA) and the collaboration of the University of Brasília.

The first analysis performed was the study of the flow pattern by the use of a high-speed camera with sample rate of 5000 fps. In this case, we notice a considerable discrepancy between the results using water and nitrous oxide as duty fluid, mainly with the PSW and the HC injectors. But, using SH and VOR the stream profile with water are closer than with N_2O .

However, the use of the water to obtain the discharge coefficient provides very accurate results. The injectors which the pressure has higher influence over the discharge coefficient were the HC and SH and the lower was the PSW and VOR.

A more detailed analysis was carried out with the pressure-swirl atomizer in order to estimate the spray-semi angle and the Sauter Mean Diameter. The results with water give us the values of 43° and $40.71 \mu m$ at 40 bar, respectively. Using the laser scattering we also obtained the droplet size distribution of the spray, Figure (A24). In spite of the fact that the values of the spray semi-angle, SMD and the droplet size distribution also showed good agreement with the literature, these results for the Nitrous oxide were inconclusive due to the optical concentration in the laser detector.

Based on these results the future works are: (i) development of a methodology to reduce the optical concentration to obtain the SMD and the drop size distribution using also nitrous oxide and (ii) carry out the fire test with the ULBHRE to evaluate the performance of each individual injector over the fuel regression rate and combustion stability.

ANEXO 2

NUMERICAL SIMULATION RESEARCH FOR THE ACOUSTIC ANALYSIS

Olexiy Shynkarenko

07, October, 2016

The computational model of the flow processes inside the hybrid rocket motor is based on the Navier-Stokes equation system in 2D axis-symmetric form with the standard k- ϵ turbulence model and the combustion model.

In the present study, the interaction between turbulence and combustion has been handled by employing the steady laminar flamelet model. The reaction mechanism used for the generation of flamelets is the GRI-Mech 3.0. This mechanism comprises of 53 species with 325 elementary chemical reactions (hydro-carbon + nitrogen chemistry), with some fundamental modifications with respect to the previous version 2.1 including changes in CH kinetics, which are important for the prompt NO formation.

The computational domain is bounded by the following types of the boundary conditions: solid wall, oxidizer injector, fuel grain, exit of the nozzle. The boundaries form the closed surface for the flow simulation (Figure B1). The flow in the injector assumed as choked, with the constant mass flow rate because of the big pressure drop between the feed line and the combustion chamber. The nozzle exit velocity is supersonic, except the part of the boundary sublayer and set as free outflow to the STP (Sea-level Temperature and Pressure) conditions.

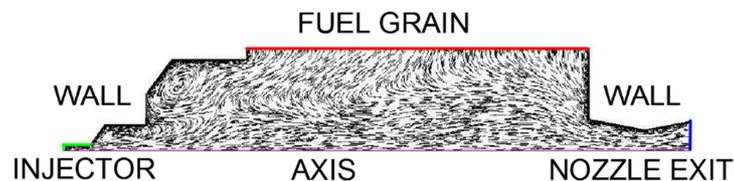


Figure B1: Bounds of the simulation volume

During the simulation process were analyzed 4 flow geometries, corresponding different time moments of the motor operation (Figure B2).

To solve the fluid dynamic problem a segregated pressure based solver has been used. A second order spatial discretization has been used for pressure, mean mixture fraction (upwind) and mean mixture variance (upwind). Using the segregated solver, the conservation of mass and momentum are solved sequentially and a pressure-correction equation is used to ensure the conservation of momentum and the conservation of mass (continuity equation). The pressure velocity coupling is obtained by the semi implicit method for pressure-linked equations SIMPLE algorithm. The SIMPLE algorithm updates the pressure and velocity fields from the solution of a pressure correction equation, solved by algebraic multi-grid (AMG) method.

Fully unstructured grids of about 40,000 elements have been used for each configuration. Efforts have been made to keep the wall parameter y^+ in the desired range 30–60. A number of meshes have been tested to ensure the mesh independence of the numerical solutions.

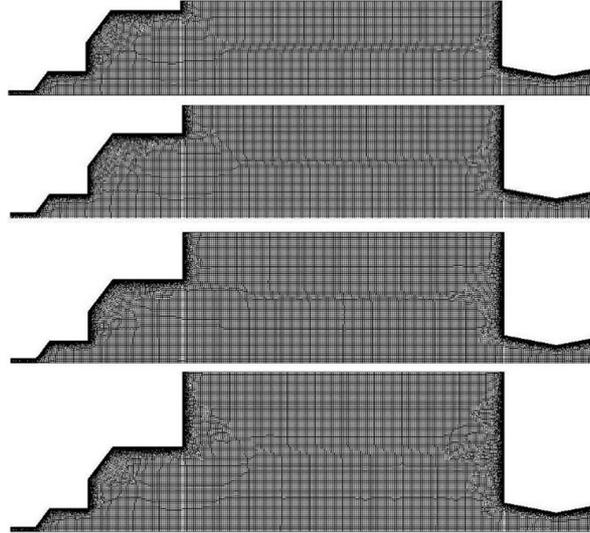


Figure B2: Computational geometries of the internal volume of the Hybrid rocket motor

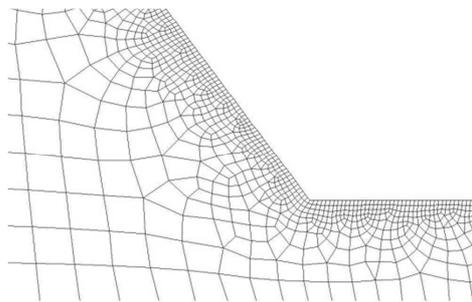


Figure B3: Computational mesh: a – global view, b – near the wall

The propagation of the flow corresponds to the theoretical expectations, the flow structure shown on Figure (B3): is complex and cannot be described by the simple analytical model without significant losses of the calculation accuracy. Also, the combustion process plays an important role in formation of the outlet properties, the temperature in the system rises up to 2900K, depend on the simulated geometry.

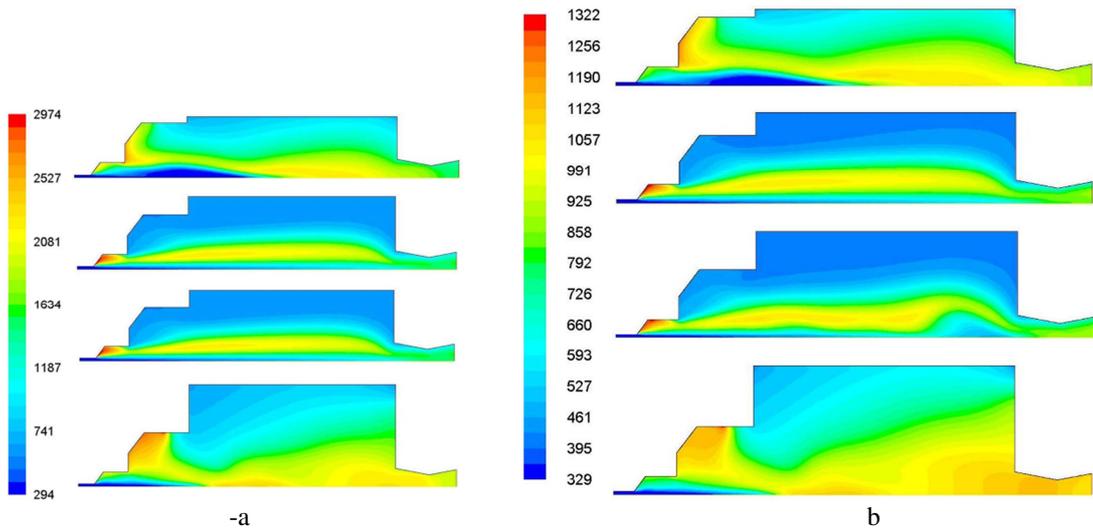


Figure B4: Simulation results: a – temperature (K), b – speed of sound (m/s)

Distribution of the temperature in the computational volume (Figure B4) shows that the main heat release occurs in the mixing zone of the fuel and oxidizer. The flow exit temperature lies between 1400 and 1850K, mostly because of the low O/F ratio in the combustion process. The flow lines shown in the Figure (B5) are demonstrating the existence of the vortices (temperature concentrators) which change their position during the motor operation and fuel burning. Increase of the free surface and vortex structures may cause the overheating of the wall on the last seconds of the motor operation.

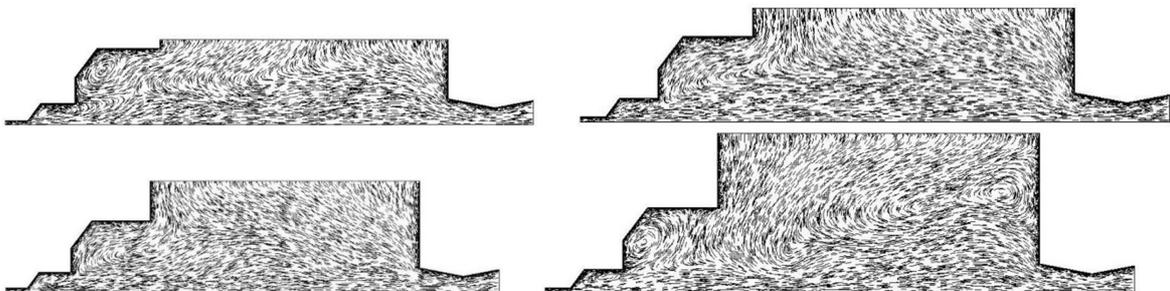


Figure B5: Simulation results: streamlines at different time moments

ANEXO 3

ANALISE ACÚSTICA

TESTE DE RUÍDO E FUNÇÕES RESPOSTA PARA A FREQUÊNCIA

A Figura (C1) mostra a relação entre os valores experimentais para o teste com diâmetro interno do grão combustível sólido e o teste de ruído para frequências entre 0 e 2kHz. O teste foi realizado com o objetivo de mostrar o nível de ruído do laboratório/banco de testes. Foi possível notar que entre os valores de 50 Hz a 1.300 Hz e depois de 1.400 Hz até 2.000Hz, o ruído não influencia o sinal obtido. Um resultado similar foi obtido para a matriz combustível de 140 mm de diâmetro interno.

Os resultados da função de resposta da frequência, magnitude em dB e fase em graus, para o teste com porta de combustão de 73 mm são mostrados na Figura (C2). Nota-se que a primeira frequência natural ficou em torno de 103 Hz, correspondente ao modo de Helmholtz. A segunda frequência é um pouco maior que 555 Hz, enquanto a terceira se encontra em torno de 1.127 Hz. A Figura (C3) mostra o resultado para a coerência.

A mesma análise foi realizada para os testes com diâmetro da porta de 140 mm. A Figura (C4) mostram os resultados da função de resposta da frequência e a Figura (C5) a coerência. Através da análise dos resultados para esses testes podemos inferir o valor de 66.0 Hz para a primeira frequência natural. Esta estimativa é realizada considerando uma coerência em torno de 0,8. A segunda e terceiras frequências são, respectivamente, 664 Hz (com coerência maior que 0,99) e 1.175 Hz (com coerência em torno de 0,82).

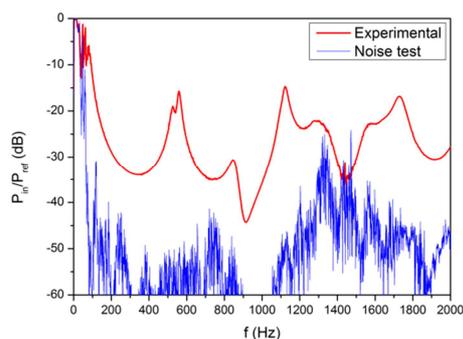


Figura C1: Resultado experimental do teste de ruído da cavidade de 73 mm de diâmetro interno

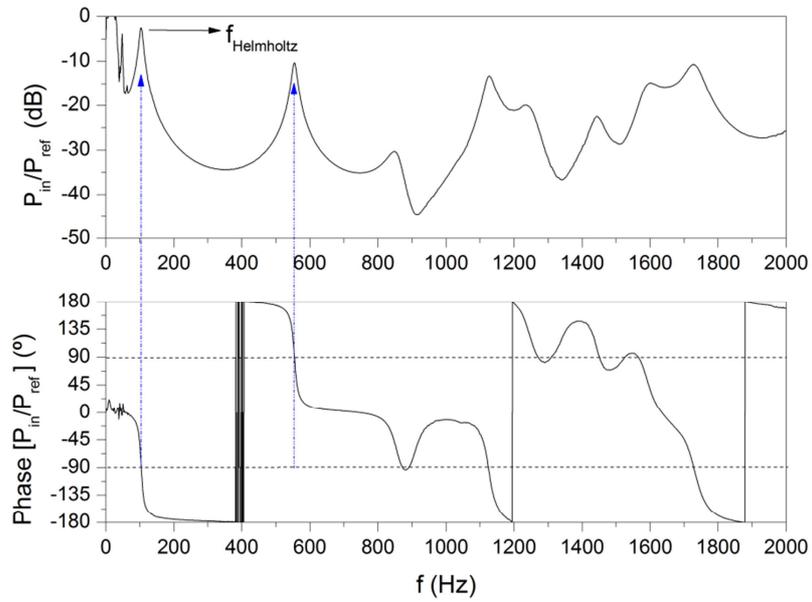


Figura C2: Função de resposta da frequência para o teste de diâmetro interno de 73 mm

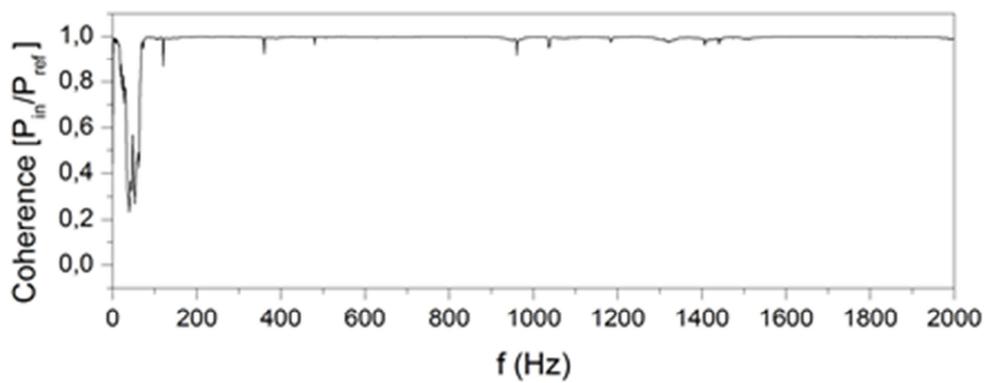


Figura C3 – Resultados da coerência para o teste de diâmetro interno de 73 mm

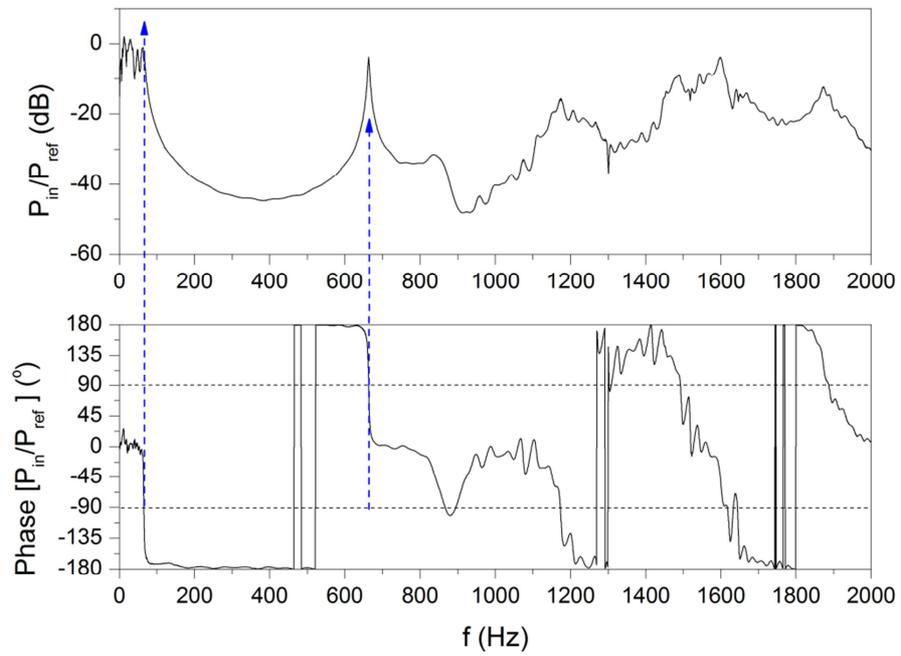


Figura C4: Resultados da coerência para o teste de diâmetro interno de 73 mm

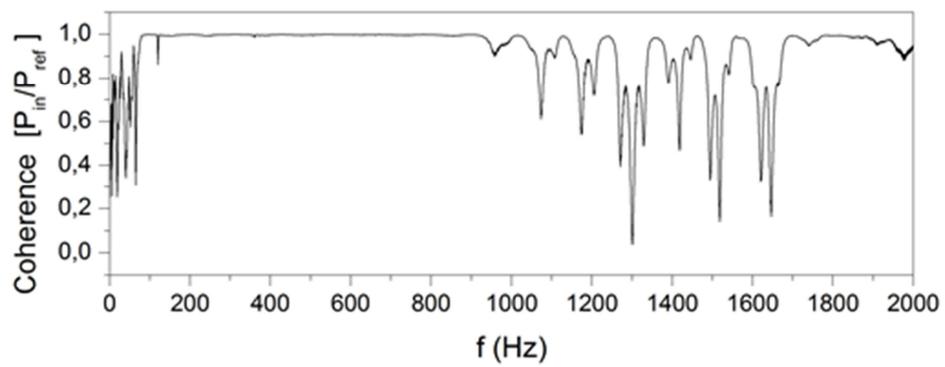


Figura C5: Resultados da coerência para o teste de diâmetro interno de 140 mm