



Maria Clara de Jesus Vieira

**Desenvolvimento de um modelo transiente
de motor foguete a propelente sólido**

Projeto de Graduação

Projeto de Graduação apresentado ao Departamento de Engenharia Mecânica da PUC-Rio.

Orientador : Luís Fernando Figueira da Silva
Co-Orientador: Fernando de Souza Costa

Rio de Janeiro
Dezembro de 2018

Agradecimentos

À PUC-Rio, pela oportunidade de realizar este trabalho e pela colaboração e incentivo a pesquisa.

Ao meu orientador, professor Luís Fernando Figueira da Silva, pela amizade, conhecimento, experiência, aprendizado e paciência.

Ao meu co-orientador, professor Fernando de Souza Costa, por ter, gentilmente, cedido informações para o desenvolvimento do modelo.

Ao meu namorado, Matheus, por toda paciência, compreensão, carinho e amor, e por me ajudar muitas vezes a achar soluções quando elas pareciam não aparecer.

Aos meus pais, Fernanda e Glaucon, que são meu ponto de apoio, que sempre sonharam e participaram de todas as conquistas da minha vida.

Aos meus irmãos, Clarissa e Glaucon, que me ajudaram várias vezes em momentos difíceis.

À minha avó, Maria Lúcia, por ter me acompanhado de perto durante toda a trajetória da graduação.

Por fim, agradeço a todos que de alguma forma colaboraram na realização desse trabalho.

Resumo

Desenvolvimento de um modelo transiente de motor foguete a propelente sólido

Um foguete é uma máquina que se desloca através da ejeção de um escoamento supersônico de um fluxo de gás a altas temperaturas. O foguete pode ter dois tipos de propelente, podendo ser tanto líquido quanto sólido, e de diversas composições químicas. Os motores de propelente líquido precisam de dois componentes: o combustível e o oxidante. No motor foguete de propelente sólido, o propelente se encontra armazenado no interior da câmara de combustão, em forma de grão. Depois de sua ignição o propelente é consumido até o fim, devido a isso, não é possível controlar a queima do propelente, podendo ocorrer variações consideráveis na pressão, resultando em instabilidades na combustão quando determinadas frequências são alcançadas. Portanto, o objetivo geral deste trabalho é estudar a estabilidade do propelente KNSU. Foi utilizada a metodologia encontrada na literatura. Dessa forma, caracterizou-se faixa de frequência e a função de resposta em frequência do propelente. Como resultado, obteve-se as curvas da função de resposta em frequência para o KNSU, identificando a faixa de frequência na qual ocorre a instabilidade.

Palavras-chave

Motor foguete propelente sólido instabilidade *KN-Sucrose*

Abstract

Development of a transient model of solid propellant rocket motor

A rocket is a machine that moves through the ejection of a supersonic gas flow at high temperatures. The rocket can have two types of propellant, can be both liquid and solid, and various chemical compositions. Liquid propellant engines need two components: the fuel and the oxidizer. In the solid propellant rocket motor, the propellant is stored inside the combustion chamber in the form of a propellant grain. After ignition the propellant is consumed to the end, due to this, it is not possible to control the burning of the propellant, and considerable variations in the pressure can occur, resulting in combustion instabilities, when certain frequencies are reached. Therefore, the general objective of this work is to study the stability of the KNSU propellant. The methodology found in the literature was used. Thus, we characterized the propellant frequency range and frequency response function. As a result, the frequency response function curves for the KNSU were obtained and identified the frequency range at which instability occurs.

Keywords

Rocket motor solid propellant instability *KN-Sucrose*

Sumário

1	Introdução	9
1.1	Motivação	9
1.2	Classificação de motores foguete	11
1.3	Objetivos	15
1.4	Organização do Manuscrito	15
2	Revisão Bibliográfica	16
3	Metodologia	23
3.1	Fase sólida	25
3.2	Região de interface entre a fase sólida e os gases da combustão	26
3.3	Fase gasosa	27
3.4	Elaboração da função de resposta em frequência	30
4	Resultados e discussão	33
4.1	Características do propelente KNSU	33
4.2	Análise da estabilidade do propelente KNSU	33
5	Conclusões e perspectivas	40

Lista de figuras

1.1	O VLS-1 V1 em sua plataforma móvel de lançamento no Centro de Lançamento de Alcântara. Fonte: IAE/FAB.	10
1.2	Alunos e professores da Pontifícia Universidade Católica do Rio de Janeiro em visita ao INPE em maio de 2018. Fonte: Maria Clara Vieira (2018).	11
1.3	O foguete United Launch Alliance Delta II salta para o céu a partir do Launch Pad 17-B na Estação da Força Aérea de Cabo Canaveral. Fonte: NASA/Sandra Joseph- Kevin O'Connell (2009).	12
1.4	Modelo simplificado de motor foguete a propelente líquido. Fonte: Sutton e Biblarz (2001, p.8).	13
1.5	Modelo simplificado de motor foguete a propelente sólido. Fonte: Sutton e Biblarz (2001, p.9).	14
1.6	O ônibus espacial <i>Challenger</i> pouco depois de decolar do Centro Espacial <i>Kennedy</i> em Cabo Canaveral, Flórida, em 28 de janeiro de 1986. Fonte: Bruce Weaver/AP (1986).	14
2.1	Malha de célula computacional para o cálculo do campo de escoamento interno do SRM Titan de 5-1 / 2 segmentos. Fonte: Johnston (1995, p 2).	16
2.2	Variação temporal da pressão média no foguete <i>Titan 7-segment SRM</i> , comparação entre solução numérica e medições. Fonte: Johnston (1995, p 6).	17
2.3	Variação axial da pressão na parede e na linha de centro durante a ignição transiente no foguete <i>Titan 7-segment SRM</i> . Fonte: Johnston (1995, p 6).	17
2.4	Parte real e imaginária da função de resposta em frequência descrita pelo modelo onde: $n_s = 0$, $A = 6.0$ e $B = 0.6$. Fonte: Culick (1986, p 2-29).	18
2.5	Função de resposta em frequência descrita pelo modelo onde: $n = 0.8$, $A = 7.0$ e $B = 0.6$. Fonte: Culick e Isella (2000, p 10).	20
2.6	Oscilação de pressão onde: $n = 1$, $\beta = 0$ e $a/L = 10s^{-1}$. Fonte: Kiyoshi (2016, p 4).	20
2.7	Oscilação de pressão onde: $n = 2$, $\beta = 0$ e $a/L = 10s^{-1}$. Fonte: Kiyoshi (2016, p 4).	21
2.8	Tração e pressão em função do tempo no teste estático número 1. Fonte: Resemini e Costa (2018, p 4).	21
3.1	Sistema de referência para o modelo da função de resposta em frequência. Fonte: Culick (2006, p 110).	24
3.2	Condições de interface para o modelo da função de resposta em frequência. Fonte: Culick (2006, p 110).	24
3.3	Modelo de queima de um propelente com combustão uniforme na fase gasosa. Fonte: Culick (2006, p 113).	27

3.4	Parte real da função de resposta em função da frequência adimensional para o propelente A-35. Fonte: AG-AVT (2006, p 120). . . .	32
4.1	Função de resposta em frequência (R_p) em função da frequência adimensional (Ω) para o propelente A-35. Sendo: $A = 6$, $B = 0.6$, $n = 0.8$ e $n_s = 0$	35
4.2	Parte real da função de resposta em frequência (R_p) em função da frequência adimensional (Ω) para o propelente KNSU. Sendo: $A = 3.28$, $n_s = 0$ e diversos valores de n e B	36
4.3	Parte imaginária da função de resposta em frequência (R_p) em função da frequência adimensional (Ω) para o propelente KNSU. Sendo: $A = 3.28$, $n_s = 0$ e diversos valores de n e B	36
4.4	Função de resposta em frequência (R_p) em função da frequência adimensional (Ω) para o propelente KNSU, variando os valores de A	38

Lista de tabelas

2.1	Comparação dos valores de pressão previstos com os obtidos por dados experimentais. Fonte: Baum et al (1988, p 3).	19
4.1	Propriedades do propelente KNSU.	34

1

Introdução

1.1

Motivação

Um foguete é uma máquina que se desloca através da ejeção de um escoamento supersônico de um fluxo de gás a altas temperaturas. Devido ao princípio da conservação de quantidade de movimento, seu movimento é de sentido contrário à velocidade de saída dos gases. Este mecanismo é chamado de propulsão [1].

O motor foguete pode ser usado em diversas aplicações tanto militares (mísseis de guerra) quanto civis (exploração espacial, hobby, comercial).

É utilizado em armamento de guerra, como os mísseis. Países do oriente médio são os grandes importadores mundiais, com gastos da ordem de bilhões de dólares. Os grandes conflitos mundiais também estimulam muito este mercado. Em 2017, após o bombardeio dos Estados Unidos da América a Síria, foi anunciada a reposição de 59 mísseis por aproximadamente 1 milhão de dólares cada, cerca de 3,7 milhões de reais na cotação atual [2].

Os motores foguetes também são utilizados para o lançamento de satélites que, quando orbitam a Terra, possibilitam a existência e funcionamento do sistema de telecomunicações e sensoriamento remoto, levando a grande interesse de empresas do setor. Esses veículos, também chamados de foguetes lançadores, são responsáveis por levar ao espaço os instrumentos e satélites desenvolvidos para variadas funções [3]. No Brasil, foi desenvolvido o VLS-1 V1, o primeiro protótipo de lançador brasileiro, como mostrado na figura 1.1.



Figura 1.1: O VLS-1 V1 em sua plataforma móvel de lançamento no Centro de Lançamento de Alcântara. Fonte: IAE/FAB.

O motor foguete é também amplamente utilizado na exploração espacial, que teve sua origem durante a guerra fria, envolvendo então duas potências mundiais, Estados Unidos da América e União Soviética. Possibilita assim o desenvolvimento de pesquisas espaciais e astronômicas, através de sondas, satélites e da Estação Espacial Internacional (ISS). Várias conquistas importantes para a história da humanidade foram obtidas durante estes anos. A chegada do homem a Lua em 1969, descobertas de novos planetas e estrelas, a confirmação da teoria das ondas gravitacionais previstas por Albert Einstein, entre outros [4].

Mesmo sendo uma área extremamente tecnológica, também é utilizado como hobby, onde algumas empresas como a Bandeirantes Foguetes Espaciais Educativos e a Rockit produzem kits simplificados para construção de pequenos foguetes com níveis diferentes de apogeu, variando de 50m a até impressionantes 3.000m de altitude. Também é utilizado na indústria de fogos de artifícios, onde o motor foguete é responsável por lançar o rojão a alturas previamente determinadas para que então ocorra a explosão.

No Brasil, existem equipes de competições criadas por diversas universidades, como a Minerva Rockets criada por alunos da Universidade Federal do Rio de Janeiro e o Grupo de Foguetes do Rio de Janeiro criado por alunos da Universidade Estadual do Rio de Janeiro. Nelas os alunos fazem todo o projeto de um foguete de pequeno porte, geralmente de propelente sólido devido

a maior facilidade de encontrar os materiais da composição dos propelentes, e também sua construção.

Existem várias modalidades nas competições [5], as quais podem ser de apogeu exato, tempo de voo e propulsão. Cada uma destas foca em uma área diferente de engenharia, possibilitando uma análise abrangente e detalhada dos projetos. Estes projetos são análogos aos que ocorrem para obtenção de contratos de grandes missões na indústria espacial pelo mundo a fora.

Também existem órgãos envolvidos em ciência e engenharia espacial no Brasil, como o Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE). Nele são desenvolvidos sistemas espaciais com várias aplicações, inclusive para lançamento satélites, sistemas de propulsão e soluções meteorológicas. Em maio de 2018, foi feita uma visita ao campus do INPE de Cachoeira Paulista, como mostrado na figura 1.2. Durante esta visita foram apresentados vários laboratórios, principalmente o Laboratório de Combustão e Propulsão, onde foram mostrados alguns experimentos. Dentre estes, destaca-se aquele relacionado a propulsão sólida, que apresentou instabilidades de natureza explosiva, incentivando a motivação deste estudo.



Figura 1.2: Alunos e professores da Pontifícia Universidade Católica do Rio de Janeiro em visita ao INPE em maio de 2018. Fonte: Maria Clara Vieira (2018).

1.2

Classificação de motores foguete

A propulsão de um foguete é caracterizada por produzir tração, ejetando os produtos da combustão química de uma matéria que se encontra previamente estocada no interior do foguete, chamada de propelente. Ele pode ser tanto líquido quanto sólido, e de diversas composições químicas.

Os motores de propelente líquido precisam de dois componentes: o combustível e o oxidante. Atualmente é muito utilizada a combinação entre

querosene e oxigênio líquido. Hidrazina também é bastante utilizada como um monopropelente para a propulsão de satélites.

Em motores foguete de propelente sólido, o grão já contém toda a composição necessária para a combustão. Muitos propelentes são a base de zinco e enxofre. Também são utilizados, principalmente nos foguetes amadores, propelentes a base de nitrato de potássio e algum tipo de açúcar como: glicose e sacarose, pela facilidade de encontrar e elaborar os materiais [6].

Na figura 1.3 podemos observar um sistema de propulsão de motor foguete sendo utilizado para o lançamento do foguete United Launch Alliance Delta II.



Figura 1.3: O foguete United Launch Alliance Delta II salta para o céu a partir do Launch Pad 17-B na Estação da Força Aérea de Cabo Canaveral. Fonte: NASA/Sandra Joseph- Kevin O'Connell (2009).

No motor foguete de propelente líquido, o propelente e o oxidante são mantidos pressurizados em compartimentos separados, para depois serem inseridos na câmara de combustão através de bicos injetores. Esses bicos atomizam a mistura entre propelente e oxidante em gotas para que a queima seja homogênea. A queima resulta em gases quentes que são ejetados a uma alta velocidade através de uma tubeira supersônica [1].

Um modelo esquemático de um motor foguete a propelente líquido pode ser observado na figura 1.4. Nela estão expostos os componentes básicos para a partida do motor, controle da pressão dos tanques de combustível e de oxidante e alguns sensores.

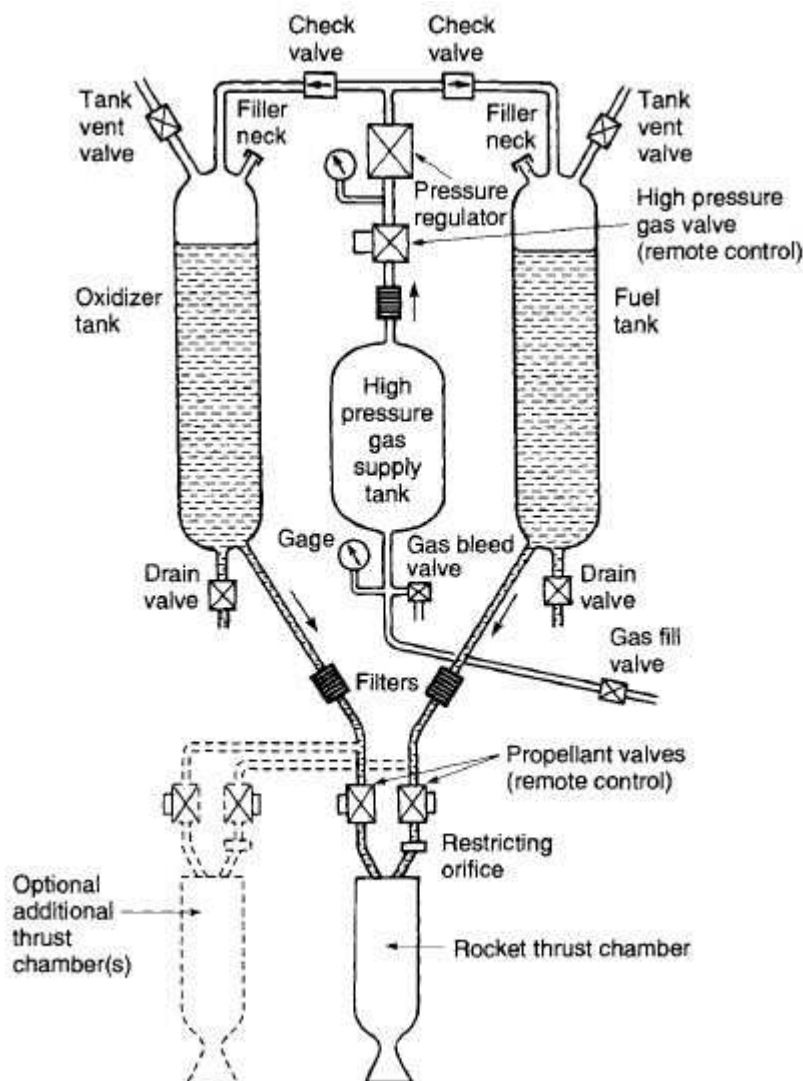


Figura 1.4: Modelo simplificado de motor foguete a propelente líquido. Fonte: Sutton e Biblarz (2001, p.8).

No motor foguete de propelente sólido, o propelente se encontra armazenado no interior da câmara de combustão, em forma de grão. O grão pode ter várias configurações diferentes, fazendo com que o desempenho do foguete varie. Sua forma define se a queima será progressiva, neutra ou regressiva, variando a pressão e a tração no tempo [1].

Um outro modelo esquemático pode ser observado na figura 1.5. Nela estão expostos os componentes básicos de um motor foguete a propelente sólido. No motor foguete também estão contidos todos os elementos necessários para a queima, o propelente e o oxidante. Depois de sua ignição o propelente é consumido até o fim, fazendo com que o volume interno da câmara de combustão aumente à medida que o grão é consumido e que os gases quentes vão sendo liberados pela tubeira [1]. Devido a isso, não é possível controlar

a queima do propelente, podendo ocorrer variações consideráveis na pressão, resultando em instabilidades na combustão quando determinadas frequências são alcançadas.

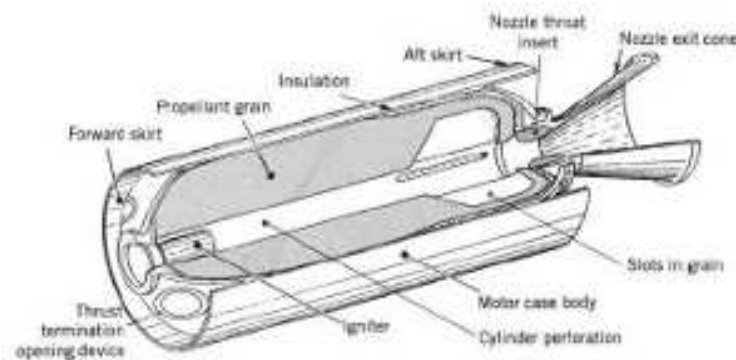


Figura 1.5: Modelo simplificado de motor foguete a propelente sólido. Fonte: Sutton e Biblarz (2001, p.9).

A instabilidade em motores foguete a propelente sólido é a atenuação ou a amplificação de oscilações acústicas durante a combustão do propelente. De modo geral, existem dois tipos de instabilidades. O primeiro tipo é conhecido como ressonâncias acústicas ou variações na pressão, enquanto que o segundo tipo é relacionado a aparições de vórtex durante a queima. Essas instabilidades geralmente não são lineares [6]. Essas oscilações na pressão podem atingir grandes amplitudes, fazendo com que a pressão varie de forma a causar problemas de desempenho do motor e, eventualmente, causar sua falha.



Figura 1.6: O ônibus espacial *Challenger* pouco depois de decolar do Centro Espacial *Kennedy* em Cabo Canaveral, Flórida, em 28 de janeiro de 1986. Fonte: Bruce Weaver/AP (1986).

A Figura 1.6 mostra a explosão ocorrida momentos após o lançamento

do ônibus espacial *Challenger* em 1986. Ela foi causada pela falha do *Solid Rocket Booster* (SRB) direito durante a decolagem.

O desenvolvimento de motores foguete é extremamente importante para diversos setores da economia mundial. Como as falhas no seu funcionamento podem levar a perdas de vidas e econômicas, é necessário o estudo das instabilidades de combustão dos motores foguetes, a fim de que se possa minimizar os riscos de sua utilização.

1.3

Objetivos

1.3.1

Objetivo Geral

O principal objetivo deste projeto é estudar a instabilidade de queima em motores foguete a propelente sólido.

1.3.2

Objetivos Específicos

- Determinar o estado da arte da modelagem desenvolvida na metodologia;
- Determinar a modelagem mínima capaz de prever a faixa de frequência na qual ocorre a instabilidade;
- Aplicar a modelagem a motores foguete a propelente sólido desenvolvidos pelo INPE.

1.4

Organização do Manuscrito

Este trabalho também apresenta resultados dos estudos realizados com o modelo de motor foguete a propelente sólido desenvolvido pelo INPE [15]. Ele está dividido em quatro capítulos. O primeiro exhibe a revisão bibliográfica contendo as literaturas analisadas para escolher a metodologia do presente trabalho. Em seguida, a metodologia é desenvolvida, esta sendo dividida em quatro seções: (a) fase sólida, (b) Região de interface entre a fase sólida e os gases da combustão, (c) fase gasosa e (d) elaboração da função de resposta em frequência. Posteriormente são apresentados os resultados obtidos, novamente dividido em duas seções: (a) Características do KNSU e (b) resultados obtidos. Por fim, as conclusões e perspectivas para futuros trabalhos foram apresentadas.

2

Revisão Bibliográfica

As instabilidades de combustão foram descobertas na década de 1930, como algumas anomalias durante o acendimento de motores foguete [7]. Durante a segunda guerra mundial foram encontrados alguns problemas relacionados à variação de pressão e frequência em motores foguetes a propelente sólido. Desde então, vários pesquisadores dedicaram a caracterizar e entender os tipos de instabilidades desde o início da década de 1950 [8] [9].

Em 1995, foi proposto [10] um estudo da instabilidade por métodos de CFD (*Computational Fluid Dynamics*) através do desenvolvimento de uma malha para para o campo bidimensional de escoamento interno do motor foguete. Foi usado como exemplo o foguete *Titan 7-Segment SRM* como mostrado na figura 2.1. Esta figura mostra a malha computacional utilizada para o estudo e desenvolvimento da metodologia empregada.

A malha da célula percorre o comprimento do motor desde a extremidade da cabeça até uma curta distância da garganta do bocal. Na direção radial, a malha se estende da parede do dispositivo de ignição na extremidade da cabeça, até a superfície do propelente ou as paredes do lote / bocal. A malha então foi dividida em segmentos e lotes, para colocar uma barreira sólida ao longo de uma linha de grade radial no bocal para simular a vedação e fazer com que a barreira desaparecesse em um diferencial de pressão para simular a explosão.

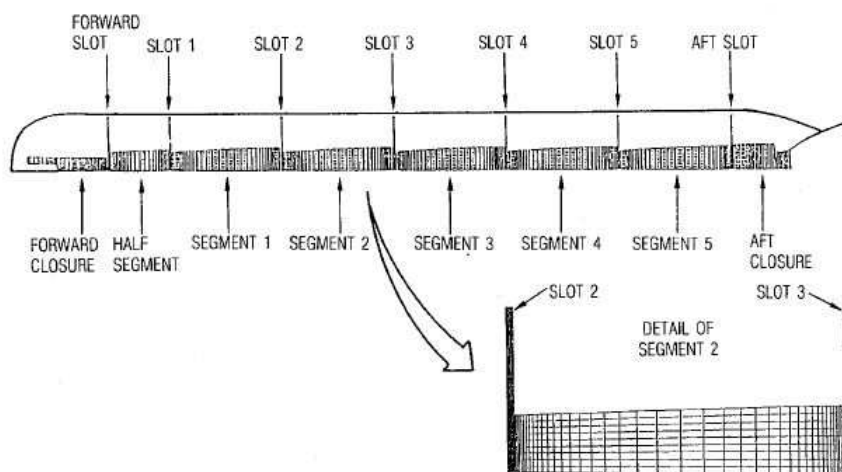


Figura 2.1: Malha de célula computacional para o cálculo do campo de escoamento interno do SRM Titan de 5-1 / 2 segmentos. Fonte: Johnston (1995, p 2).

Dessa forma, foi possível estudar a variação da pressão ao longo do tempo, comparando assim o resultado experimental com o resultado numérico, como mostrado na figura 2.2. Também foram caracterizadas as variações de pressão em função da posição axial, tal como exemplificado na figura 2.3. Isso demonstra a adequação de se estudar escoamentos simétricos axialmente com métodos de volume finitos.

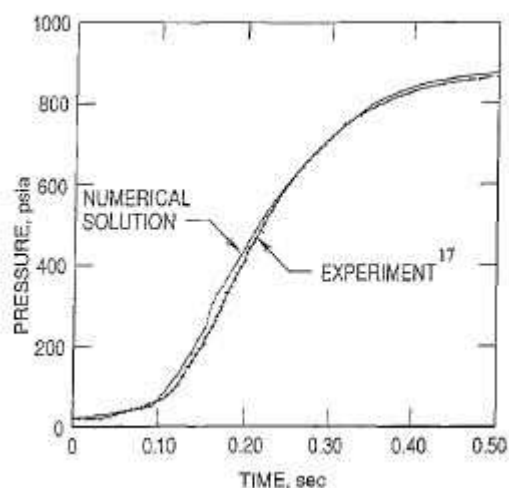


Figura 2.2: Variação temporal da pressão média no foguete *Titan 7-segment SRM*, comparação entre solução numérica e medições. Fonte: Johnston (1995, p 6).

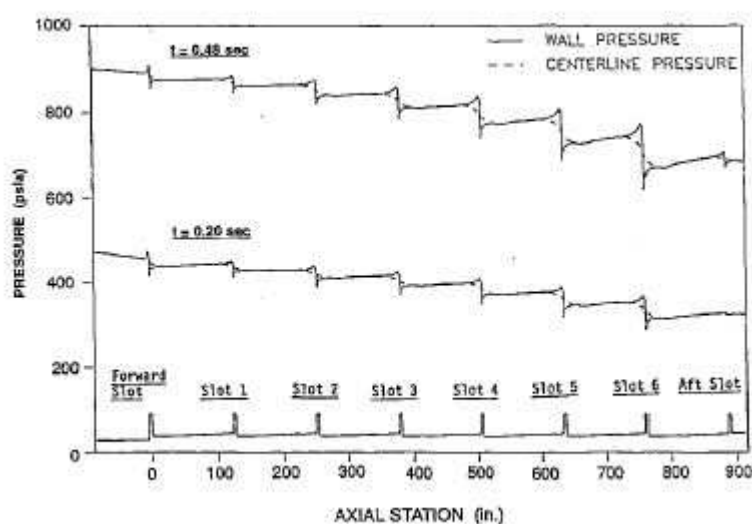


Figura 2.3: Variação axial da pressão na parede e na linha de centro durante a ignição transiente no foguete *Titan 7-segment SRM*. Fonte: Johnston (1995, p 6).

A partir de 1969 [11] é iniciado o estudo da instabilidade, através da caracterização de uma função de resposta em frequência. A finalidade desta é caracterizar o intervalo de frequências onde ocorre a maior variação de pressão durante a combustão, levando a instabilidade do sistema. Para este fim, foi considerada a hipótese de que o escoamento é unidimensional. Uma discussão deste trabalho de modelagem foi feita em outro capítulo, levando em consideração as propriedades do propelente utilizado pelo INPE.

A figura 2.4 mostra um resultado típico da função de resposta em frequência descrito [7] para propriedades selecionadas, $n_s = 0$, $A = 6.0$ e $B = 0.6$. Na qual n_s é uma propriedade do propelente relacionada com a lei de Arrhenius, A e B são um condensado de propriedades a fim de simplificar a modelagem. Nessa figura é possível observar a faixa de frequência na qual existe a instabilidade, que corresponde a $R_p > 1$.

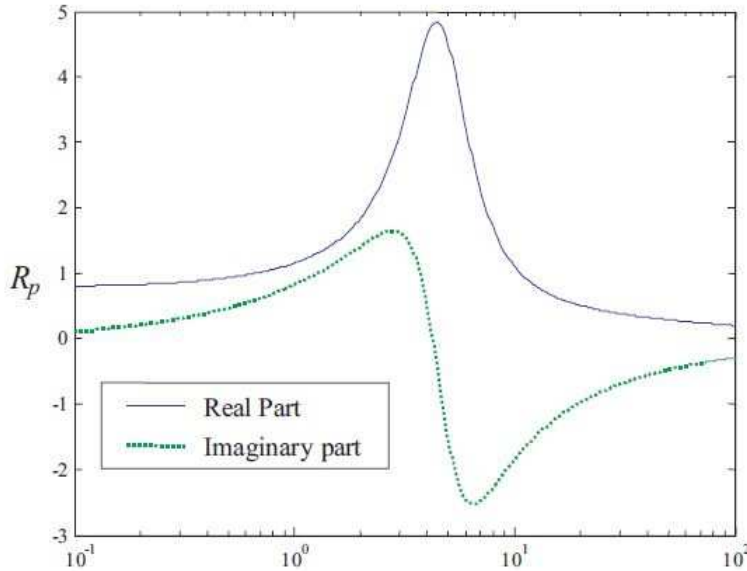


Figura 2.4: Parte real e imaginária da função de resposta em frequência descrita pelo modelo onde: $n_s = 0$, $A = 6.0$ e $B = 0.6$. Fonte: Culick (1986, p 2-29).

Mais recentemente [12], foi realizado um estudo para caracterizar diversos tipos de propelentes e a sua função de resposta em frequência [7]. Foram avaliando os diversos tipos de respostas encontrados para variados tipos de grãos propelentes. A função resposta do modelo desenvolvido foi comparada com os dados experimentais obtidos de diversos tipos de propelentes e grãos. Na tabela 2.1 estão exemplificados alguns dos resultados encontrados [12], comparando os valores esperados com os valores obtidos no experimento. Nela foram determinados os valores da flutuação da pressão, $\frac{dP}{P}$, para diferentes

temperaturas de acordo com os testes feitos.

Tabela 2.1: Comparação dos valores de pressão previstos com os obtidos por dados experimentais. Fonte: Baum et al (1988, p 3).

Teste	Pressão (psi)	$\frac{dP}{P}$ Medido	$\frac{dP}{P}$ Previsto
1	1080	0,075	0,082
2	1331	0,054	0,057
3	1725	0,057	0,056
10	1230	0,057	0,064
11	1715	0,067	0,076
20	1350	0,057	0,059
24	1090	0,070	0,080
25	990	0,076	0,083

Em 2000 [13], foi construído um modelo simples do problema de instabilidade em motores foguetes a propelente sólido. Para que seja possível descrever a dinâmica da região delgada adjacente à interface. Incorporando e investigando de forma heurística, com e sem aproximações na fase gasosa.

Observações, envolvendo filmes de alta velocidade e fotos tiradas com microscópios eletrônicos de varredura mostram que a superfície de um propelente sólido em chama não é suave e, em geral, contém partículas líquidas e sólidas [13].

No caso propelentes metalizados, a aglomeração de gotas de alumínio é um processo importante afetado, por exemplo, por pequenas quantidades de impurezas ou aditivos. A dinâmica desta região pode controlar a resposta de um propulsor em combustão [13].

As funções de resposta relacionadas ao estudo da região da interface [13] são mostradas na figura 2.5. Onde, novamente, $n = 0$, $A = 7.0$ e $B = 0.6$. Na qual n é uma propriedade do propelente relacionada com a lei de Arrhenius, A e B são um condensado de propriedades a fim de simplificar a modelagem. Os resultados também são incorporados na análise dinâmica de um pequeno motor de foguete para ilustrar as consequências dinâmica de combustão para a estabilidade e comportamento não linear de movimentos instáveis em um motor [13].

Portanto, também foi utilizada a elaboração da função de resposta em frequência utilizada em [7], para poder determinar as faixas de frequência encontradas a figura 2.5

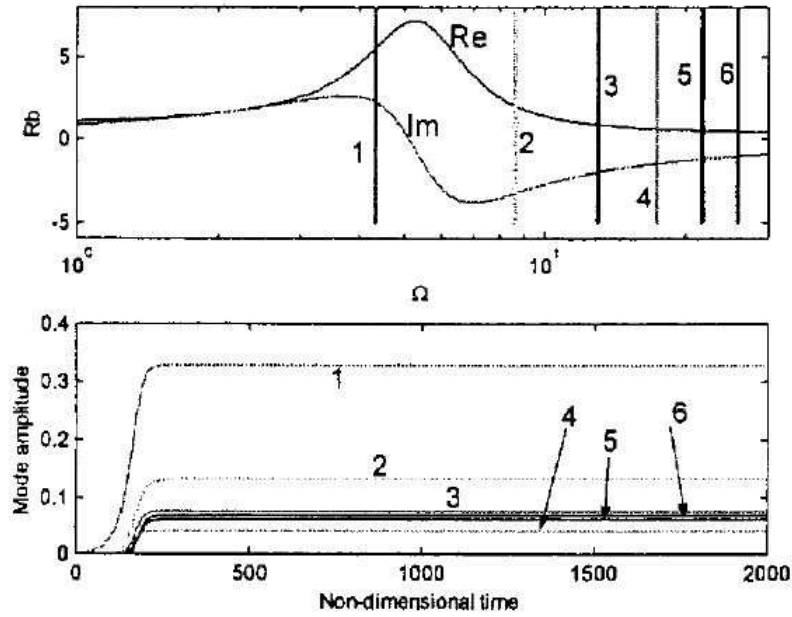


Figura 2.5: Função de resposta em frequência descrita pelo modelo onde: $n = 0.8$, $A = 7.0$ e $B = 0.6$. Fonte: Culick e Isella (2000, p 10).

Mais recentemente [14], foi desenvolvido um modelo para determinar a função de resposta em frequência através de equações de ondas. A interação da pressão oscilatória com a velocidade oscilatória das partículas de gás na superfície do propelente sólido pode resultar em ganho de energia da onda acústica na câmara de combustão. O gás de produto de combustão deixando a superfície do propelente leva a energia acústica para a câmara de combustão e provoca ganho de energia acústica [14].

Nas figuras 2.6 e 2.7 estão exemplos de oscilação de pressão [14] onde o significado do comprimento de onda λ e o período T para uma onda plana viajando na direção do vetor de posição estão ilustrados.

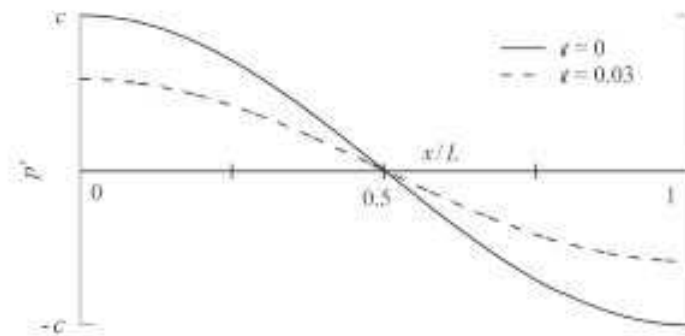


Figura 2.6: Oscilação de pressão onde: $n = 1$, $\beta = 0$ e $a/L = 10s^{-1}$. Fonte: Kiyoshi (2016, p 4).

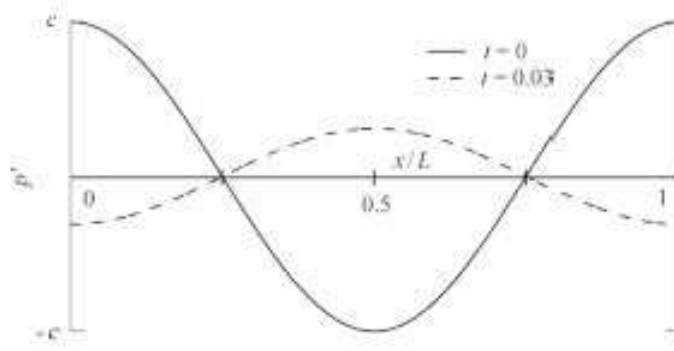


Figura 2.7: Oscilação de pressão onde: $n = 2$, $\beta = 0$ e $a/L = 10s^{-1}$. Fonte: Kiyoshi (2016, p 4).

O desafio proposto para o presente trabalho foi compreender as instabilidades apresentadas no motor foguete desenvolvido no INPE [15], o qual utilizou o propelente *KN-Sucrose*, KNSU. Na figura 2.8 está exemplificado o desempenho do modelo de motor foguete a propelente sólido desenvolvido. Observa-se que entre 15 e 20s de tempo de ensaio, ocorre um extremo de pressão da câmara de combustão (e de tração) de aproximadamente 7 vezes do valor no restante do ensaio.

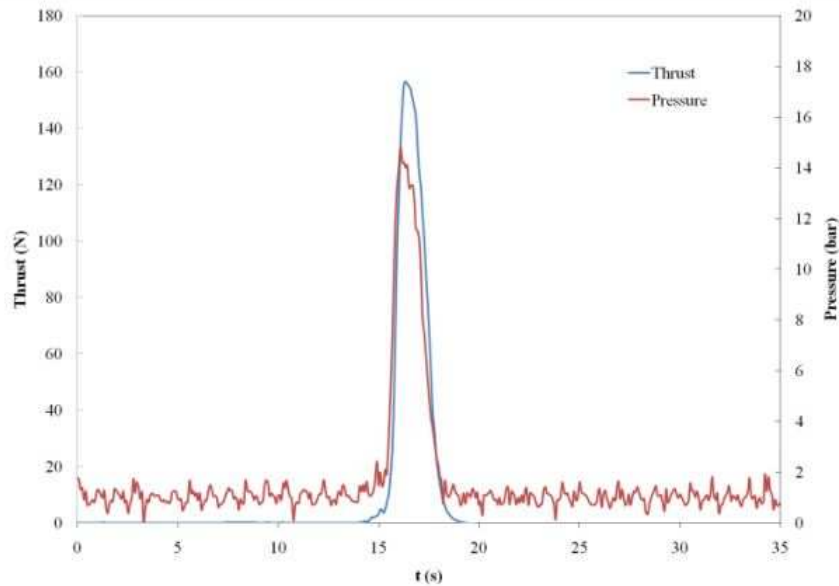


Figura 2.8: Tração e pressão em função do tempo no teste estático número 1. Fonte: Resemini e Costa (2018, p 4).

No presente trabalho, para selecionar uma abordagem metodológica foram considerados alguns critérios. Foi analisada a facilidade de adaptação a diferentes casos e motores, a rapidez de implementação, realismo físico e qual

ferramental matemático seria necessário para o desenvolvimento da metodologia. Dessa forma, a metodologia desenvolvida por Culick [7] foi a escolhida para o estudo deste trabalho, principalmente pela facilidade de implementação, podendo utilizar o *software* MATLAB como principal ferramenta para desenvolvimento.

Portanto, este trabalho é dedicado a estudar a instabilidade resultante da combustão de um grão de propelente em um motor foguete a propelente sólido desenvolvido pelo Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE) [15], podendo então caracterizar sua faixa de oscilação de pressão de acordo com a frequência, baseado na metodologia desenvolvida por Culick [7].

3

Metodologia

O modelo de análise de instabilidades desenvolvido [7] que é utilizado no presente trabalho será brevemente descrito neste capítulo. Este modelo, considera as seguintes hipóteses:

- Comportamento quase estável em todos os processos, exceto a transferência de calor condutiva na fase condensada;
- Propriedades materiais homogêneas e constantes, fase condensada não reagente;
- Variações unidimensionais no espaço;
- Conversão de material condensado para a fase gasosa em uma interface infinitamente fina.

Para também determinar a função de resposta em frequência [11], mesmo com o modelo quase estável e de combustão uniforme, foi necessário fazer mais algumas aproximações:

- A combustão na fase gasosa se inicia imediatamente na região de interface;
- A região de chama é relativamente grossa;
- As flutuações de energia liberada na fase gasosa são uniformes e estão sempre em fase com a pressão.

Na figura 3.1 estão mostrados o sistema de referência e as condições contorno determinadas para a caracterização da função de resposta em frequência [7]. Podemos observar a saída dos gases quentes da combustão, as temperaturas de contorno e o fluxo de massa de propelente sólido para a queima. A queima do propelente foi dividida em três fases principais [7]: fase sólida, região de interface e fase gasosa. Nesta figura, m é o fluxo de massa do propelente, T_o é a temperatura do grão antes da ignição, T_s é a temperatura na superfície de queima e T_f é a temperatura de saída dos gases provenientes da combustão.

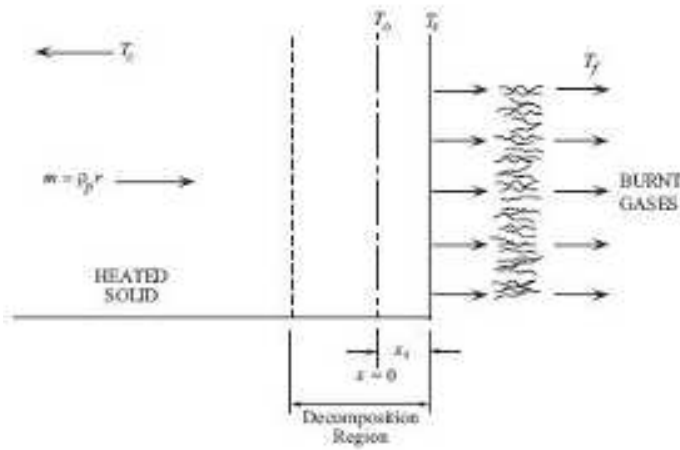


Figura 3.1: Sistema de referência para o modelo da função de resposta em frequência. Fonte: Culick (2006, p 110).

Na figura 3.2 também estão indicadas as velocidades, o fluxo de massa e o balanço de energia que ocorrem imediatamente antes e depois da superfície de queima. Estas duas figuras servem de base para o desenvolvimento da formulação matemática de análise da instabilidade de queima proposta [7]. As principais etapas desta formulação serão brevemente apresentadas abaixo.

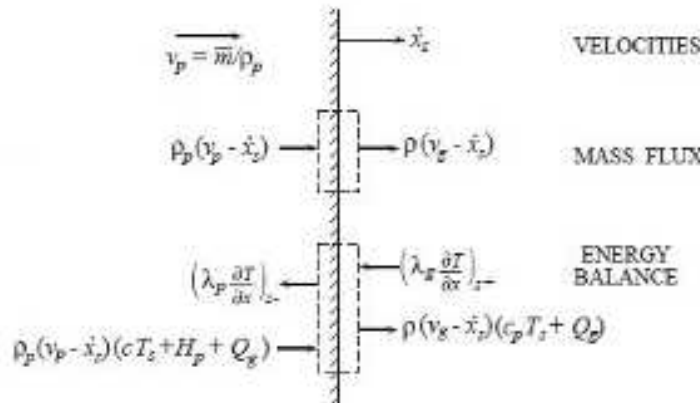


Figura 3.2: Condições de interface para o modelo da função de resposta em frequência. Fonte: Culick (2006, p 110).

Cabe ressaltar que a simbologia adotada é aquela de Culick [7], a qual possui algumas incoerências, por exemplo: λ denota tanto a condutividade térmica quanto a frequência.

3.1

Fase sólida

Para descrever transferência de energia na fase sólida [7], é empregada a equação de energia com propriedades constantes, tomando como base as condições de interface figura 3.2:

$$\lambda_p \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} - \bar{m}c \frac{\partial T}{\partial x} - \rho_p c \frac{\partial T}{\partial x} = -\dot{Q}_d, \quad (3-1)$$

onde $(-)$ indica uma média no tempo, $(_p)$ indica as propriedades do propelente, c é o calor específico do propelente na fase sólida, $\bar{m} = \rho \bar{r}$ é o fluxo de massa definido na figura 3.1 e \dot{Q}_d é a taxa na qual a energia é liberada pela unidade de volume; λ_p é a condutividade térmica do propelente sólido e ρ_p é a densidade do propelente.

Foram feitas algumas proposições [7] para simplificar a equação, como a inclusão das variáveis adimensionais $\xi = \frac{\bar{r}}{k_p}$ e $\tau = \frac{T}{T}$ e a suposição de que $\dot{Q}_d = 0$, onde k_p é a difusividade térmica do propelente e τ a flutuação da temperatura, para então podermos encontrar:

$$\frac{\partial^2 \tau}{\partial \xi^2} - \frac{\partial \tau}{\partial \xi_p} - \frac{\lambda_p \rho_p}{\bar{m}_2 c} \frac{\partial \tau}{\partial t} = 0. \quad (3-2)$$

Para determinar soluções harmônicas, substitui-se $\tau = \bar{\tau} + \tau'$ na equação 3.2 e encontra-se:

$$\tau' = \tau_o e^{\lambda \xi_p} e^{-i\omega t}, \quad (3-3)$$

onde λ satisfaz a relação:

$$\lambda(\lambda - 1) = -i\Omega. \quad (3-4)$$

Sendo a frequência adimensional descrita como:

$$\Omega = \frac{\lambda_p \rho_p}{\bar{m}_2 c} w = \frac{k_p}{\bar{r}^2} w. \quad (3-5)$$

A função de resposta terá partes reais e imaginárias, e, também, $\lambda = \lambda_r \pm i\lambda_i$, sendo [11]:

$$\lambda_r = \frac{1}{2} \left(1 + \frac{1}{\sqrt{2}} \left((1 + 16\Omega^2)^{\frac{1}{2}} + 1 \right)^{\frac{1}{2}} \right), \quad (3-6)$$

e

$$\lambda_i = \frac{1}{2\sqrt{2}} \left((1 + 16\Omega^2)^{\frac{1}{2}} - 1 \right)^{\frac{1}{2}}. \quad (3-7)$$

As equações 3.6 e 3.7 representam as partes real e imaginária da frequência utilizada para a elaboração da função de resposta em frequência.

3.2

Região de interface entre a fase sólida e os gases da combustão

As regiões expressas na figura 3.2, regem o comportamento na região de interface onde (s-) indica o ponto imediatamente antes da interface e (s+) o ponto imediatamente depois da interface [7]. Conservação de massa, conservação de energia e a lei para conversão de sólido para gás. São estabelecidas considerando um volume de controle observado na figura 3.2.

$$\frac{\rho_p \dot{x}_s}{\bar{m}} = - \left[1 - \frac{\bar{\rho}_{gs}}{\rho_{gs}} \right] \frac{m'_s}{\bar{m}} \approx - \frac{m'_s}{\bar{m}}, \quad (3-8)$$

$$\left[\lambda_g \frac{\partial T}{\partial x} \right]_{s+} = \left[\lambda_g \frac{\partial T}{\partial x} \right]_{s-} + \bar{m} \left[1 - \frac{\rho_p \dot{x}_s}{\bar{m}} \right] (L_s). \quad (3-9)$$

onde $\bar{\rho}$ a densidade média do gás, λ_g condutividade térmica dos gases da combustão. As equações 3.4 e 3.5 relacionam o volume de controle associado a superfície de queima.

Os fluxos de calor representados na equação 3.9 são, respectivamente, o fluxo de calor da interface para a fase sólida e da interface para a fase gasosa.

Utilizando a lei de Arrhenius para a conversão do sólido para gás, o balanço de energia da equação 3.9 com a equação 3.3 [7] encontra-se:

$$\left[\lambda_g \frac{\partial T}{\partial x} \right]_{s+}' = \bar{m}c \left[\lambda T_s' + \left(\frac{1}{\lambda} (\bar{T}_s - T_c) + \frac{L_s}{c} \right) \frac{m_s'}{\bar{m}} \right], \quad (3-10)$$

Esta equação define as condições de contorno para a região imediatamente após a interface, onde λ é a função complexa da frequência adimensional definida nas equações 3.4, 3.6 e 3.7[7].

3.3

Fase gasosa

Para completar a análise, foi escolhido [7] um modelo simples para a fase gasosa. Assumindo que a condutividade térmica é uniforme e que o processo de combustão também é uniforme em uma região, como mostrado na figura 3.3, onde x_i é a posição inicial da combustão uniforme dos gases e x_f a posição final.

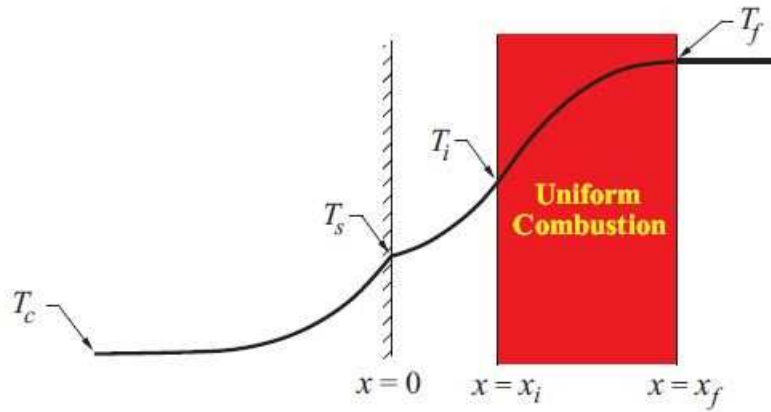


Figura 3.3: Modelo de queima de um propelente com combustão uniforme na fase gasosa. Fonte: Culick (2006, p 113).

Este modelo contém apenas dois limites simples [11], assumindo que a condutividade térmica dos gases é uniforme e que a combustão é uniforme na região ilustrada na figura 3.3.

A principal equação para essa região é:

$$m c_p \frac{\partial \bar{T}}{\partial x} - \frac{d}{dx} \left(\lambda_g \frac{\partial \bar{T}}{\partial x} \right) = \rho_g Q_f \dot{\epsilon}, \quad (3-11)$$

onde Q_f é a energia liberada por unidade de massa que se assume constante, ρ_g é a densidade local do gás e $\dot{\epsilon}$ é a taxa local de reação.

Portanto, podemos assumir algumas condições nos limites da fase gasosa:

- $\bar{T} = \bar{T}_f$; $\frac{\partial \bar{T}}{\partial x} = 0$ para o final da zona de combustão;
- $\bar{T} = \bar{T}_s$ para a interface.

Integrando a equação 3.11 e aplicando as condições de contorno da fase gasosa, obtém-se [11]:

$$\left(\lambda g \frac{\partial \bar{T}}{\partial x} \right)_{s+} = \int_0^\infty \rho_g Q_f \dot{\epsilon} dx - m c_p (\bar{T}_f - \bar{T}_s). \quad (3-12)$$

Como Q_f é considerado constante, a equação 3.12 é desenvolvida [11] para obter a taxa média de reação:

$$\int_0^\infty \rho_g \dot{\epsilon} dx = m. \quad (3-13)$$

Assumindo que λ_g é constante, é então introduzida a variável adimensional ζ .

$$\zeta = \frac{m c_p}{\lambda_g} x. \quad (3-14)$$

Logo, utilizando a equação 3.14, a equação de energia 3.11 se torna:

$$-\zeta^2 \frac{\partial^2 \bar{T}}{\partial \zeta^2} = \Lambda^2, \quad (3-15)$$

onde Λ^2 é o autovalor:

$$\Lambda^2 = \frac{\lambda_g Q_f \bar{\omega}}{m^2 c_p^2 \bar{T}_s}, \quad (3-16)$$

e ω a frequência de combustão:

$$\omega = \rho_g \dot{\epsilon}. \quad (3-17)$$

Para a combustão uniforme, considerando o fluxo de energia na fase gasosa e desenvolvendo a equação 3.12, obtemos:

$$\left(\lambda g \frac{\partial \bar{T}}{\partial x} \right)_{s+} = \bar{m}(Q_f - c_p(\bar{T}_f - \bar{T}_s)). \quad (3-18)$$

Linearizando a equação 3.18, encontra-se:

$$\left(\lambda g \frac{\partial \bar{T}}{\partial x} \right)'_{s+} = m'(Q_f - c_p(\bar{T}_f - \bar{T}_s)) - \bar{m}c_p(T'_f - T' - s). \quad (3-19)$$

É então dada a forma para a flutuação da temperatura da chama:

$$T'_f = T'_s + \frac{m'}{\bar{m}} \left[\frac{Q_f}{c_p} - (\bar{T}_f - \bar{T}_s) \right] - \frac{1}{\bar{m}c_p} \left(\lambda g \frac{dT}{dx} \right)'_{s+}. \quad (3-20)$$

Assumindo que o processo de combustão dos gases seja mais rápido que os demais, é determinado [11] que o fluxo de massa fornecido pela superfície pode ser obtido pela lei de Arrhenius:

$$m_s = Bp^{n_s} e^{\frac{-E_s}{R_o T_s}}. \quad (3-21)$$

Portanto, a flutuação da massa durante a fase gasosa é dada por:

$$\frac{m'}{\bar{m}} = E \frac{T'_s}{\bar{T}_s} + n_s \frac{p'}{\bar{p}}, \quad (3-22)$$

onde E é a energia de ativação para a região da superfície e n_s o coeficiente da lei de Arrhenius.

Novamente, assumindo que o processo de combustão dos gases na fase gasosa seja constante, a propriedade $\bar{\omega}$ foi substituída por ω instantâneo [7].

$$\omega = \frac{c_p}{\lambda_g Q_f} m^2 [c(T_s - T_c) + L_s], \quad (3-23)$$

onde L_s é a diferença de entalpias, positiva para uma reação endotérmica, $h_{s+} - h_{s-}$.

Para encontrar a equação de flutuação de ω foi considerado o desenvolvimento feito por Culick (1969) [11].

$$\frac{\omega'}{\bar{\omega}} = \frac{\left(1 - \frac{T_c}{T_s}\right) c}{\Lambda^2} \frac{c_p}{c_p} \frac{p'}{\bar{p}}. \quad (3-24)$$

Com isso foram definidas [11] as importantes variáveis H e W como um condensado de propriedades:

$$H = -\frac{L_s}{c(\bar{T}_s - T_c)}, \quad (3-25)$$

$$W = n \left[2(1 - H) + \frac{c_p}{c} \frac{\frac{1-n_s}{n}}{s} \right]. \quad (3-26)$$

3.4

Elaboração da função de resposta em frequência

Para construir a função de resposta em frequência, é considerado [7] como a razão entre a flutuação da massa e a flutuação da pressão. Assumindo também, a lei de queima clássica para um propelente sólido:

$$m = ap^n, \quad (3-27)$$

tem-se:

$$R_p = \frac{m'/\bar{m}}{p'/\bar{p}} = n. \quad (3-28)$$

Substituindo a equação 3.22 na equação 3.10, combinando as condições da interface para energia e transferência de massa obtemos:

$$\frac{m}{\bar{m}c\bar{T}_s} \left(\lambda_g \frac{\partial T}{\partial x} \right)'_{s+} = \left(\lambda + \frac{A}{\lambda} \right) \frac{T'_s}{\bar{T}_s} + \left(\frac{c_p}{c} - 1 + \frac{LA}{1 - \frac{T_c}{\bar{T}_s}} \right) \frac{T'_s}{\bar{T}_s} + n_s \left(L + \frac{1 - \frac{T'_s}{\bar{T}_s}}{\lambda} \right) \frac{p'}{\bar{p}}, \quad (3-29)$$

onde:

$$L = \frac{L_s}{c\bar{T}_s}. \quad (3-30)$$

Substituindo a equação 3.24 na equação 3.10 obtemos a expressão da perda de calor da fase gasosa para a interface:

$$\frac{1}{\bar{m}c\bar{T}_s} \left(\lambda_g \frac{\partial T}{\partial x} \right)'_{s+} = \left(1 - \frac{T_c}{\bar{T}_s} \right) \omega \frac{p'}{\bar{p}} - \frac{c_p}{c} \Lambda^2 \frac{m'}{\bar{m}} \quad (3-31)$$

Combinando as equações 3.29 e 3.31, podemos determinar a função de resposta em frequência:

$$R_p = \frac{m'/\bar{m}}{p'/\bar{p}} = \frac{(AW + \frac{c_p}{c}n_s) + n_s(\lambda - 1)}{\lambda + \frac{A}{\lambda} + [\frac{c_p}{c}E\Lambda^2 - HA + \frac{c_p}{c} - 1]}, \quad (3-32)$$

onde:

$$A = E \left(1 - \frac{T_c}{\bar{T}_s} \right), \quad (3-33)$$

$$B = 2(1 - H) + \frac{c_p}{c} \frac{1}{A}. \quad (3-34)$$

Para simplificar, foram feitas as seguintes alterações:

$$R_p = \frac{m'/\bar{m}}{p'/\bar{p}} = \frac{c_1 + n_s(\lambda - 1)}{\lambda + \frac{A}{\lambda} + c_2}, \quad (3-35)$$

$$c_1 = \left(AW + \frac{c_p}{c} n_s \right) = nAB, \quad (3-36)$$

$$\frac{c_1}{1 + A + c_2} = n, \quad (3-37)$$

$$c_2 = \frac{c_p}{c} E \Lambda^2 - H A + \frac{c_p}{c} - 1 = AB - (1 + A). \quad (3-38)$$

Considerando todas as transformações delineadas nos parágrafos precedentes, foi encontrada [7] a função que exprime a função de resposta em frequência:

$$R_p = \frac{nAB + n_s(\lambda - 1)}{\lambda + \frac{A}{\lambda} - (1 + A) + BA}. \quad (3-39)$$

Este resultado pode ser observado na figura 3.4, onde foram utilizados os parâmetros $n_s = 0$ e $n_s = 1$, $A = 14$, $B = 0.8$, $n = 0$ e $n = 0.49$, traçando três curvas para diferentes pressões. Nesta figura, é possível observar a faixa de frequência na qual ocorre a instabilidade, que representa o máximo de R .

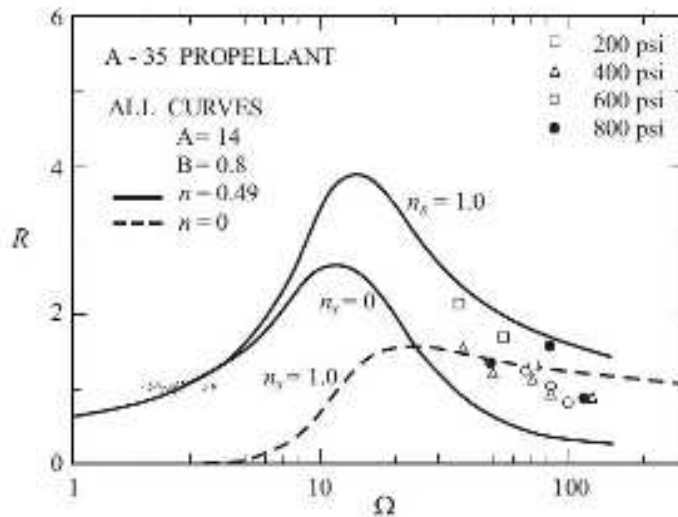


Figura 3.4: Parte real da função de resposta em função da frequência adimensional para o propelente A-35. Fonte: AG-AVT (2006, p 120).

4

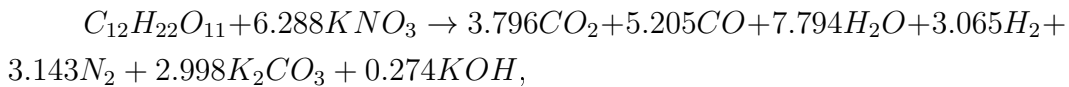
Resultados e discussão

Este capítulo apresenta os resultados obtidos com a utilização da metodologia apresentada no capítulo anterior. Ele foi dividido em duas seções: Características do propelente utilizado e resultados obtidos. A seção seguinte apresenta as propriedades físicas e químicas do propelente escolhido e suas características de desempenho.

4.1

Características do propelente KNSU

O propelente escolhido foi o *KN-Sucrose*, KNSU, principalmente pelos seus componentes serem de fácil acesso. Ele é tradicionalmente utilizado nas competições de minifoguetes [5]. O propelente foi escolhido pelo INPE [15] para o projeto desenvolvido, motivando então este estudo. A composição química do propelente é [16]:



onde o açúcar $C_{12}H_{22}O_{11}$ é o combustível e o nitrato de potássio $6.288KNO_3$ o oxidante.

Dessa forma, estão mostrados na tabela 4.1 os valores das variáveis necessárias para o desenvolvimento da metodologia, referentes ao KNSU [13]. Esta tabela resultou de uma busca na literatura por propriedades referentes ao propelente KNSU para fechar as equações do capítulo anterior. As propriedades foram encontradas em diversas referências, também listadas na tabela 4.1. Nesta tabela as propriedades rotuladas "Este trabalho", são propriedades determinadas a partir das equações do capítulo 3.

4.2

Análise da estabilidade do propelente KNSU

Os resultados foram obtidos a partir da programação das equações 3.6, 3.7 e 3.38 no *software* Matlab. Assim, foram obtidos os gráficos para que seja possível fazer a análise das instabilidades com o modelo escolhido para motor foguete a propelente sólido.

A fim de verificar que as equações tinham sido programadas corretamente, foi feita uma reprodução da figura 2.4, na qual é utilizado o propelente A-35[13]. Na figura 4.1 encontra-se a curva para o propelente A-35 obtida

Tabela 4.1: Propriedades do propelente KNSU.

Símbolo	Descrição	Un	KNSU	Referência
n	Coefficiente na lei $m = ap^n$	-	0,41	[13]
c_p	Calor específico do gás	$\frac{J}{kgK}$	1752	[16]
c	Calor específico do sólido	$\frac{J}{kgK}$	1574,12	[16]
n_s	Coefficiente na lei de Ahrrenius $m_s = Bp^{n_s} e^{\frac{-E_s}{R_o T_s}}$	-	0	[7]
T_s	Temperatura na região de interface	K	1720	[16]
R_o	Constante do gás	$\frac{J}{kgK}$	273,51	[7]
E_s	Energia de Ativação para a reação na superfície	$\frac{kcal}{molK}$	5825	[7]
T_c	Temperatura do propelente antes da ignição	K	25	[16]
L_s	Diferença de entalpias	$\frac{J}{kgK}$	0,0025	[13]
ρ_g	Densidade do gás	$\frac{Kg}{m^3}$	1820	[16]
e	Taxa de reação	$\frac{m^3}{skg}$	0,0549	Este trabalho
m	Fluxo de massa	kg/s	0,000148	Este trabalho
λ_g	Condutividade térmica do gás	$\frac{J}{kgms}$	0,0838	[7]
Q_f	Calor liberado por unidade de massa na fase gasosa	J	12,5	[7]
ω	Frequência angular real	$\frac{rad}{s}$	100	Este trabalho
c_1	Constante desenvolvida na metodologia	-	2,078	Este trabalho
c_2	Constante desenvolvida na metodologia	-	0,787	Este trabalho
A	Condensado de propriedades	-	3,28	Este trabalho
W	Condensado de propriedades	-	0,633	Este trabalho
E	Energia de ativação	-	3,32	Este trabalho
H	Condensado de propriedades	-	-9,20x10 ⁻¹⁰	Este trabalho
B	Condensado de propriedades	-	1,54	Este trabalho
Λ^2	Autovalor	-	0,885	Este trabalho

neste trabalho. Podemos observar a faixa de frequências na qual acontece a instabilidade, onde a função $R_p > 1$, $\Omega \in (0.67, 10.3)$.

A comparação das figuras 2.4 e 4.1 permite concluir que o modelo de instabilidade foi corretamente programado no Matlab.

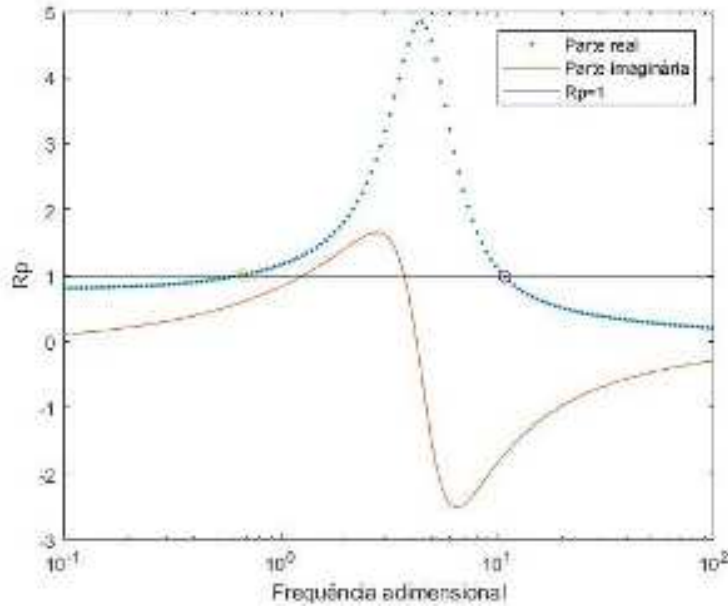


Figura 4.1: Função de resposta em frequência (R_p) em função da frequência adimensional (Ω) para o propelente A-35. Sendo: $A = 6$, $B = 0.6$, $n = 0.8$ e $n_s = 0$.

Para o propelente KNSU, inicialmente foi considerada a variação do coeficiente n da queima do propelente, satisfazendo a lei $m = ap^n$, ou seja, n é coeficiente na lei da queima dos gases para propelentes sólidos. [16].

Nas figuras 4.2 e 4.3 podemos observar o comportamento do propelente KNSU para as propriedades encontradas na tabela 4.1, para $n = 0.41$, 0.48 e 0.8 . Esta faixa de variação corresponde àquela empregada por Culick e Isella (2000) [13]. Na figura 4.2 encontra-se a parte real da função de resposta em frequência e na figura 4.3 encontra-se a parte imaginária da função de resposta em frequência. Verificamos que o comportamento observado é similar ao esperado [7], conforme a figura 4.1.

Como B é uma função que depende de n , seu valor foi diretamente influenciado pela variação de n . Podemos observar que quanto maior o n , este podendo variar de 0 a 1, maior o valor de B e também maior a amplitude da função de resposta em frequência. Com os máximos de R_p em 1.19, 0.64 e 0.53, respectivamente. Quanto maior R_p maior propensão a instabilidade e também que $R_p > 1$ quando $n > x$.

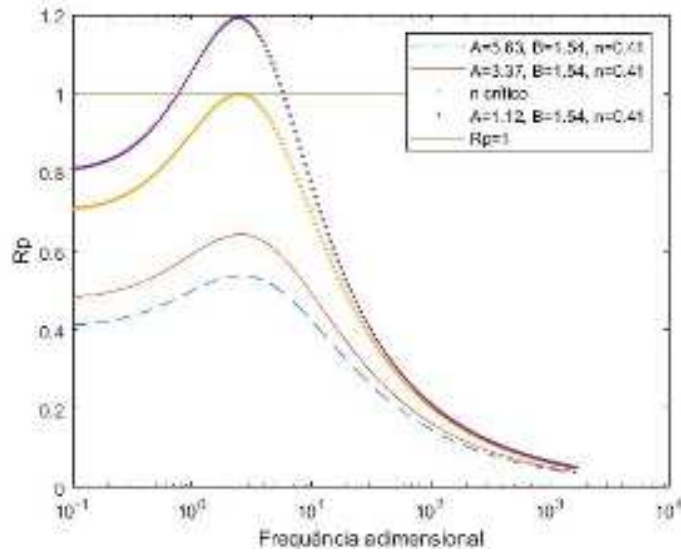


Figura 4.2: Parte real da função de resposta em frequência (R_p) em função da frequência adimensional (Ω) para o propelente KNSU. Sendo: $A = 3.28$, $n_s = 0$ e diversos valores de n e B .

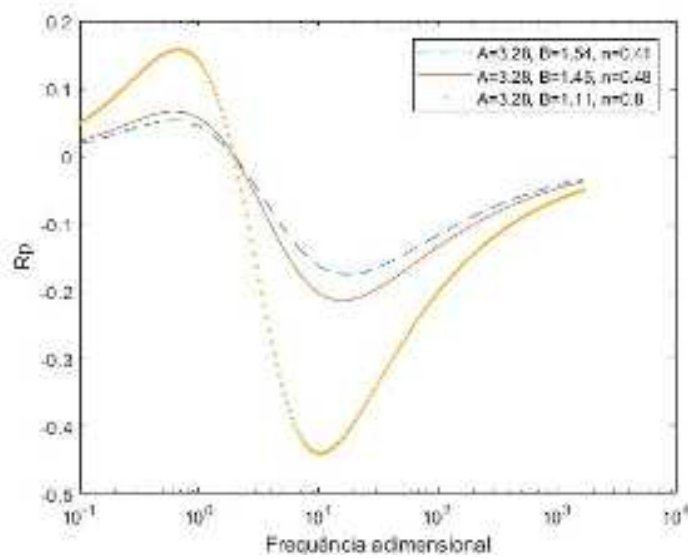


Figura 4.3: Parte imaginária da função de resposta em frequência (R_p) em função da frequência adimensional (Ω) para o propelente KNSU. Sendo: $A = 3.28$, $n_s = 0$ e diversos valores de n e B .

Nas figuras 4.2 e 4.3 podemos verificar a faixa de frequência na qual ocorre a instabilidade, sendo $\Omega = 2.5$ (3.35 Hz) a frequência na qual R_p é máximo. Observa-se maior sensibilidade da queima a pressão para a curva com $n = 0.8$.

Na figura 4.4, foi estudada a variação do parâmetro de energia de ativação para a reação na superfície, E_s . De modo que: $E_s = 10.000, 6.000$ e $2.000 \left[\frac{\text{kcal}}{\text{molK}} \right]$.

Esta variação tem por finalidade ilustrar a sensibilidade de R_p a modificações da energia de ativação. Segundo a equação 3.32, E_s influencia diretamente o valor de A , fazendo com que este também varie de 5.63, 3.37 e 1.12, respectivamente. Quanto maior E_s , maior o valor de A e maior a amplitude da curva, sendo R_p igual a 0.6, 0.54 e 0.43, respectivamente.

Desta vez, a faixa na qual ocorre o aumento de R_p não é constante, pois o gráfico tem um deslocamento no máximo da função de resposta em frequência em relação a frequência adimensional, fazendo com que Ω varie. Em todos os casos, a variação de E_s , e logo a de A , resulta em valores de R_p inferiores a 1.

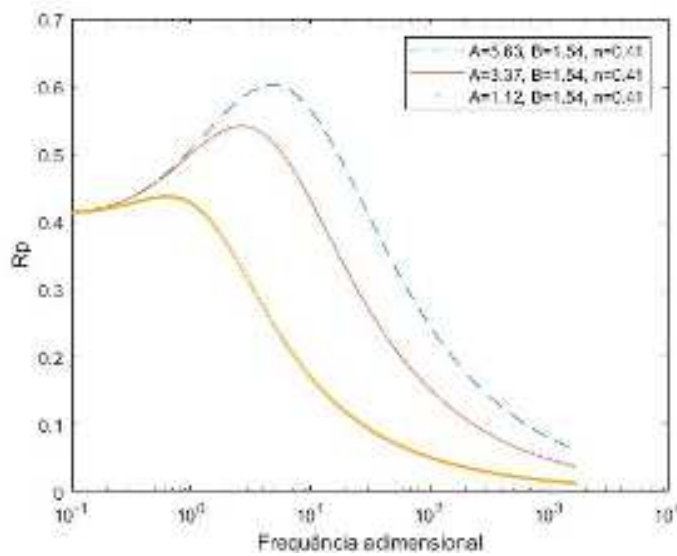


Figura 4.4: Função de resposta em frequência (R_p) em função da frequência adimensional (Ω) para o propelente KNSU, variando os valores de A .

Da análise dos resultados, pode ser depreendido que a queima do propelente KNSU tende a ser estável para os valores de propriedades encontrados na literatura. Entretanto, como este propelente é fabricado de forma artesanal, é possível que variações na formulação ou no modo de preparo levem a alterações nos valores destas propriedades. As informações disponíveis não permitem avaliar a pertinência desta hipótese. Em particular os experimentos não incluíram uma análise da resposta em frequência da queima do KNSU no motor foguete, ensaiado no INPE. Entretanto, os resultados obtidos indicam que um comportamento instável pode vir a ocorrer caso o coeficiente n da lei de queima seja superior ao valor crítico de ...

5

Conclusões e perspectivas

A ciência e a tecnologia espacial têm um grande impacto na sociedade. O motor foguete pode ser usado em diversas aplicações tanto militares (mísseis de guerra) quanto civis (exploração espacial, hobby, comercial). Durante a visita ao INPE, no início de 2018, foi proposto o estudo da instabilidade para o modelo de motor foguete a propelente sólido desenvolvido, o qual utiliza o propelente KNSU.

Foi determinada na revisão bibliográfica a metodologia mais adequada para o estudo da instabilidade, levando em consideração os aspectos aprendidos na graduação e a facilidade de adaptação do modelo da metodologia ao modelo apresentado pelo INPE.

Foi procurado na literatura, as propriedades do propelente KNSU e foi estudado o equacionamento da metodologia para determinar as outras propriedades do propelente e gases de queima necessárias, assim, caracterizar a queima do propelente KNSU.

Foi aplicada a metodologia de instabilidade de combustão no contexto apresentado.

Foi determinado que a formulação do propelente KNSU encontrada na literatura resulta em queima estável. A instabilidade poderia ocorrer caso n aumente de 0.41 para 0.7.

Sugestão: Realizar ensaios em grande número, para gerar dados estatísticos, variando a composição do propelente KNSU, possibilitando uma análise paramétrica mais ampla.

Medição transiente da pressão para obter a resposta em função da frequência.

Referências Bibliográficas

- [1] SUTTON, G. P.; BIBLARZ, O. Rocket propulsion elements. John Wiley and Sons, 2001.
- [2] BRAGA, M. Quanto os EUA gastarão para repor os 59 mísseis lançados na Síria - e a alta da fabricante na bolsa. Disponível em: <<https://www.infomoney.com.br/mercados/politica/noticia/6336075/quanto-eua-gastarao-para-repor-misseis-lancados-siria-alta-fabricante>>. Acesso em 13 out. 2018.
- [3] AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA. Veículos Lançadores. Disponível em: <<http://www.aeb.gov.br/veiculos-lancadores/>>. Acesso em 13 out. 2018.
- [4] ABDO, H. 9 descobertas astronômicas que marcaram 2016. Disponível em: <<https://revistagalileu.globo.com/Ciencia/noticia/2016/12/9-descobertas-astronomicas-que-marcaram-2016.html>>. Acesso em 13 out. 2018.
- [5] GRUPO DE FOGUETES CARL SAGAN. V Festival Brasileiro de Minifoguetes (2018). Disponível em: <<http://www.foguete.ufpr.br/festival/2018/festival-2018.htm>>. Acesso em 13 out. 2018.
- [6] BLOMSHIELD, F. Lessons learned in solid rocket combustion instability. In: 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. 2007. p. 5803.
- [7] CULICK, F. E. C. Unsteady Motions in Combustion Chambers for Propulsion Systems, RTO AGARDograph AG-AVT-039, 2006.
- [8] WIMPRESS, R. N. International ballistics of solid-fuel rockets. McGraw-Hill Book Company, 1950.
- [9] BERMAN, K. Combustion studies with a rocket motor having a full-length observation window. Journal of the American Rocket Society, v. 22, n. 2, p. 78-85, 1952.
- [10] JOHNSTON, W. A. Solid rocket motor internal flow during ignition. Journal of Propulsion and Power, v. 11, n. 3, p. 489-496, 1995.
- [11] CULICK, F. E. C. Some problems in the unsteady burning of solid propellants. NAVAL WEAPONS CENTER CHINA LAKE CA, 1969.

- [12] BAUM, J. D.; LEVINE, J. N.; LOVINE, R. L. Pulsed instability in rocket motors-A comparison between predictions and experiments. *Journal of Propulsion and Power*, v. 4, n. 4, p. 308-316, 1988.
- [13] CULICK, F.; ISELLA, G. Modeling the combustion response function with surface and gas phase dynamics. In: 38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. 2000. p. 310.
- [14] MATSUI, K. The Response Function of Acoustic Combustion-Instabilities of the Solid Propellant. *Journal of the Combustion Society of Japan*, v. 59, n. 188, p. 116-131, 2017.
- [15] RESEMINI, D; COSTA, F. S. Low Cost Thrust Vectoring Control System for a Solid Propellant Rocket. 17th Brazilian Congress of Thermal Sciences and Engineering, 2018.
- [16] NAKKA, R. KN-Sucrose (KNSU) Propellant Chemistry and Performance Characteristics. Disponível em: <<http://www.nakka-rocketry.net/succhem.html>>. Acesso em 18 nov. 2018.
- [17] BALDISSERA, R, et al. Propelentes sólidos para foguetes Avaliação teórica do desempenho da mistura nitrato de potássio/açúcar. *Revista Interdisciplinar de Ciência Aplicada*, v. 1, n. 2, p. 7-9, 2017.