

UNIVERSIDADE DE CAXIAS DO SUL
CAMPUS UNIVERSITÁRIO DA REGIÃO DOS VINHEDOS
ÁREA DO CONHECIMENTO DE CIÊNCIAS EXATAS E ENGENHARIAS
CURSO DE BACHARELADO EM ENGENHARIA MECÂNICA

GABRIEL RUI

PROPOSTA DE ALTERAÇÃO DA CÂMARA DE COMBUSTÃO APLICADA ÀO
MOTOR DO MINIFOGUETE DA EQUIPE *PHOENIX ROCKET TEAM*

BENTO GONÇALVES

2020

GABRIEL RUI

**PROPOSTA DE ALTERAÇÃO DA CÂMARA DE COMBUSTÃO APLICADA ÀO
MOTOR DO MINIFOGUETE DA EQUIPE *PHOENIX ROCKET TEAM***

Trabalho de conclusão de curso de bacharelado,
para obtenção do título de Bacharel em Engenharia
Mecânica na Universidade de Caxias do Sul, na
Área do Conhecimento de Ciências Exatas e
Engenharias.

Orientador: Prof.: Mestre em Engenharia
Mecânica Jean Greselle Balotin

BENTO GONÇALVES

2020

AGRADECIMENTOS

Agradeço à minha família que contribuiu muito nesta etapa importante no curso de Bacharel em Engenharia Mecânica.

Agradeço a empresa Tech For Brasil, na pessoa de Juliano Carteri pelo apoio na fabricação dos componentes necessários para o desenvolvimento do projeto como um todo.

Agradeço ao Mestre em Engenharia Mecânica Jean Greselle Balotin pelo apoio como orientador durante todo o desenvolvimento do trabalho de conclusão de curso proposto.

Agradeço a equipe *Phoenix Rocket Team* por todo o apoio no desenvolvimento do projeto e pelo fornecimento dos equipamentos para os testes.

Agradeço ao Engenheiro Mecânico Canadense Richard Nakka, o qual possui um *website* de desenvolvimento de foguetes modelos conhecido mundialmente pelo apoio no desenvolvimento do projeto.

RESUMO

A equipe *Phoenix Rocket Team* tem como objetivo aplicar e desenvolver tecnologias para o setor de foguete modelismo. Esta desenvolve e faz testes experimentais de motores e foguetes completos. Em alguns testes, a câmara de combustão apresentava um comportamento anormal, que provocava o seu colapso, evidenciando-se nos testes estáticos monitorados. Com o objetivo de identificar as causas deste comportamento e solucioná-lo, o presente trabalho de conclusão de curso, têm como objetivo propor a alteração da câmara de combustão. Como aspectos de projeto, definiu-se a validação do motor para um foguete com apogeu de 500 m, visto que a câmara deste motor é a que apresenta uma maior incidência de colapsos. Foi utilizado KNS_u (nitrato de potássio e açúcar), como propelente, AISI 310 como material para a câmara de combustão e extremidades rosqueadas. Deste modo a proposta baseia-se em realizar uma análise conceitual dos aspectos necessários para definir geometricamente a câmara de combustão, realizando a análise numérica e testes estáticos. Neste sentido, foi realizado o projeto analítico da câmara de combustão, observando todos as variáveis pertinentes para o desenvolvimento da mesma, além de utilizar a metodologia da ASME (*American Society of Mechanical Engineers*) para vasos de pressão, uma vez que a câmara é definida como tal. Com isto, partiu-se para a análise numérica da câmara de combustão, avaliando-se as tensões sobre ela exercidas, por meio do MEF (método dos elementos finitos). Como o trabalho tem por objetivo validar a câmara por meio de testes estáticos, para verificar o seu comportamento, os mesmos foram realizados, sendo bem sucedidos, não apresentando falhas nos 6 testes estáticos realizados e tendo desempenho do empuxo médio de 86,4% do requerido em projeto. Desta maneira, propõe-se que este projeto seja utilizado pela equipe para o desenvolvimento de câmaras de combustão.

Palavras-chave: motor-foguete; câmara de combustão; foguete modelo; MEF; ASME.

ABSTRACT

The Phoenix Rocket Team aims to apply and develop technologies for the model rocket industry. It develops and makes experimental tests of complete engines and rockets. In some tests, the combustion chamber exhibited an abnormal behavior, which caused its collapse, evidencing in the monitored static tests. With the objective of identifying the causes of this behavior and solving it, the present undergraduate thesis, aims to propose the alteration of the combustion chamber. As design aspects, the engine validation was defined for a rocket with a peak of 500 m, since the chamber of this engine is the one with the highest incidence of collapses. KNS_u (potassium nitrate and sugar) was used as propellant, AISI 310 as material for the combustion chamber and threaded ends. That way, the proposal is based on performing a conceptual analysis of the aspects necessary to geometrically define the combustion chamber, performing numerical analysis and static tests. In this sense, the analytical design of the combustion chamber was carried out, observing all the relevant variables for its development, in addition to using the ASME (American Society of Mechanical Engineers) methodology for pressure vessels, once the chamber is defined as such. With this, the numerical analysis of the combustion chamber was started, evaluating the stresses exerted on it, through the MEF (finite element method). As the work aims to validate the chamber by means of static tests, to verify its behavior, they were carried out, being successful, with no failures in the 6 static tests performed and having an average thrust performance of 86.4% of required in the project. In this way, it is proposed that this project be used by the team for the development of combustion chambers.

Palavras-chave: rocket engine; combustion chamber; model rocket; FEM; ASME.

LISTA DE SÍMBOLOS

d	Espessura do inibidor (mm)
r_e	Taxa de erosão (mm/s)
t_e	Tempo de exposição (s)
f	Fator de segurança (-)
τ_{max}	Tensão máxima de cisalhamento (MPa)
S_{sy}	Resistência ao cisalhamento (MPa)
S_y	Resistência ao escoamento (MPa)
σ_1	Tensão principal 1 (MPa)
σ_3	Tensão principal 3 (MPa)
σ_2	Tensão principal 2 (MPa)
τ_{xy}	Tensão máxima de cisalhamento no estado duplo de tensões (MPa)
N_{tresca}	Fator de segurança de Tresca-Guest (-)
t	Espessura do casco (mm)
σ_{adm}	Tensão admissível de projeto (MPa)
E_s	Coefficiente de solda (-)
C	Margem para corrosão ou erosão de usinagem (-)
R	Raio interno do cilindro (mm)
p	Pressão interna máxima de operação (MPa)
σ_e	Tensão de escoamento (MPa)
S_d	Fator de segurança de projeto (-)
σ_c	Tensão circunferencial (MPa)
σ_l	Tensão longitudinal (MPa)
P_d	Pressão de projeto (MPa)
D_o	Diâmetro externo da câmara de combustão (mm)
P_u	Pressão de ruptura (MPa)
B	Fator de ruptura (-)
t_{tampo}	Espessura do tampo (mm)
d	Diâmetro interno da câmara de combustão (mm)
C_{tp}	Fator adimensional dependente do tipo de tampo e do sistema de fixação ao casco (-)
d_r	Diâmetro de raiz (mm)
d	Diâmetro nominal do parafuso (mm)

p	Passo da rosca (mm)
τ_s	Tensão de cisalhamento (MPa)
F	Força (N)
A_s	Área de rasgamento do filete de rosca externa ou interna (mm ²)
$A_{s,ext}$	Área de rasgamento do filete de rosca externa (mm ²)
$A_{s,int}$	Área de rasgamento do filete de rosca interna (mm ²)
w	Fator de área de cisalhamento por rasgamento de roscas (-)
N_{rosca}	Fator de segurança de rosca para o arrancamento de filetes (-)
I_t	Impulso total (Ns)
E	Empuxo médio desejado (N)
w_b	Duração de queima desejada (s)
W	Peso (N)
v_b	Volume do propelente (cm ³)
p_b	Densidade do propelente (g/cm ³)
b	Espessura da parede do propelente (cm)
r	Taxa de queima (cm/s)
D_o	Diâmetro externo do propelente (cm)
D_i	Diâmetro interno do propelente (cm)
D	Diâmetro externo da câmara de combustão (cm)
d	Espessura da parede (cm)
t	Espessura da parede do inibidor (cm)
t	Espessura de parede (mm)
L	Comprimento da câmara de combustão (mm)
VL	Fração de carregamento volumétrico (-)
I_{sp}	Impulso específico (s)
p	Densidade do propelente (g/cm ³)
g	Aceleração da gravidade
A_p	Área do canal de escoamento do grão (mm ²)
A_t	Área da seção transversal da garganta (mm ²)
D	Diâmetro interno do propelente (mm)
ΔL	Crescimento longitudinal (mm)
ΔD	Crescimento circunferencial (mm)
E	Módulo de elasticidade (GPa)

ν	Razão de Poisson (-)
σ_{θ}	Tensão circunferencial (MPa)
σ_l	Tensão longitudinal (MPa).

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO.....	10
1.1	TEMA	11
1.2	JUSTIFICATIVA	11
1.3	OBJETIVOS	12
1.3.1	Objetivo geral	12
1.3.2	Objetivos específicos.....	12
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	13
2.1	MINIFOGUETES.....	13
2.2	MOTORES FOGUETES.....	13
2.2.1	Motores de combustão sólida	15
2.3	PROJETO DE MOTORES DE COMBUSTÃO SÓLIDA	16
2.3.1	Câmara de Combustão.....	16
2.3.1.1	Materiais utilizados para fabricar câmaras de combustão	16
2.3.1.2	Integridade da câmara de combustão.....	18
2.3.2	Bocal de um motor de combustão sólida	19
2.3.3	Inibidor	20
2.3.4	Combustível Sólido – Propelente.....	21
2.3.4.1	Empuxo e geometria do grão propelente	22
2.4	PROJETO DE UMA CÂMARA DE COMBUSTÃO	24
2.4.1	Tensões incidentes sobre a câmara de combustão	27
2.4.2	Extremidades e geometria da câmara de combustão	28
2.4.3	Comprimento da câmara de combustão e geometria do grão propelente.....	30
2.5	MÉTODO DOS ELEMENTOS FINITOS	33
2.6	DESCRIÇÃO DE TRABALHOS CORRELATOS	35
2.7	ESTUDO DE CASO DA EQUIPE <i>PHOENIX ROCKET TEAM</i>	35

3	MATERIAIS E MÉTODOS.....	39
3.1	PROJETO ANALÍTICO DA CÂMARA DE COMBUSTÃO	39
3.1.1	Dados de entrada	39
3.1.2	Material utilizado.....	40
3.1.3	Etapas do projeto analítico	41
3.2	ANÁLISE NUMÉRICA.....	44
3.3	ENSAIOS EXPERIMENTAIS	48
4	RESULTADOS E DISCUSSÕES	51
4.1	RESULTADOS DO PROJETO ANALÍTICO	51
4.2	RESULTADOS DA ANÁLISE NUMÉRICA.....	53
4.3	RESULTADOS DOS ENSAIOS EXPERIMENTAIS	57
5	CONCLUSÃO	61
6	SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS	62
	REFERÊNCIAS	63
	ANEXO A – TIPOS DE JUNÇÕES DE TAMPOS PLANOS E SEUS FATORES DEFINIDOS PELA ASME.....	68
	ANEXO B – UTILIZAÇÃO DA PLANILHA SRM (<i>SOLID ROCKET MOTOR</i>)	69
	APÊNDICE A – MEMORIAL DE CÁLCULO – PROJETO ANALÍTICO.....	70
	APÊNDICE B – ESPECIFICAÇÕES CÉLULA DE CARGA E PRESSOSTATO	78
	APÊNDICE C – MOTOR	79
	APÊNDICE D – CÂMARA DE COMBUSTÃO	80
	APÊNDICE E – TAMPO SUPERIOR.....	81
	APÊNDICE F – TAMPO SUPERIOR ADAPTADO PARA O PRESSOSTATO..	82
	APÊNDICE G – BOCAL UTILIZADO	83

1 INTRODUÇÃO

O desenvolvimento de foguetes e lançadores de veículos e satélites é de suma importância para uma diversa gama de objetivos na área aeroespacial. Esta área está em constante evolução, sendo que são necessários cada vez mais satélites para a comunicação, missões de estudo e desenvolvimento de novas tecnologias aliado á descobertas científicas em diversas áreas da engenharia aeroespacial. Para a concepção dos mesmos é necessário verificar uma série de sistemas que os compõem, tais como: sistema de propulsão, sistema de estabilização e sistema de recuperação. Neste sentido o sistema de estabilização consiste em todos os aspectos que fazem a aerodinâmica de voo destes lançadores e foguetes, constituídos por aletas, ogivas e o corpo do foguete como um todo. Isto é muito importante em ser desenvolvido devido ao foguete ser muito influenciável por fatores externos a ele, onde os componentes acima identificados realizam um papel fundamental na aerodinâmica do mesmo.

O sistema de recuperação dos veículos acima citados tem um papel fundamental na viabilidade da reutilização dos foguetes com o benefício de uma maior economia no lançamento dos mesmos. Estes sistemas tem como principal objetivo devolver o objeto com segurança ao solo. O sistema de propulsão de um foguete consiste em um motor com combustível sólido, líquido ou híbrido inserido nele. As partes que o compõem são o bocal que acelera os gases da queima do propelente, a câmara de combustão que age como elemento estrutural, sendo um vaso de pressão, os tampos e o propelente em si. A importância de determinar todos estes aspectos de forma segura é muito relevante, pois o motor é a parte essencial que faz a movimentação do foguete como um todo. Desta maneira, põe-se que os mesmos devem ter um comportamento seguro em virtude de levarem ao espaço cargas importantes.

Na concepção de minifoguetes experimentais têm-se o mesmo objetivo, analisar todos os aspectos necessários para que o mesmo tenha um comportamento seguro e previsível sem anormalidades. Dentre os componentes dos motores de foguetes cita-se a câmara de combustão que é o elemento estrutural preponderante para o motor como um todo. É necessária toda uma abordagem sobre a mesma, observando as condições a que ela está imposta e o dimensionamento da mesma como sendo um vaso de pressão. Neste sentido ter uma câmara de combustão confiável é algo extremamente importante em virtude de a mesma carregar o propelente e ser nela efetuada a queima, desta forma a câmara acaba experimentando aumentos consideráveis de pressão em seu interior.

Desta maneira, observa-se que o funcionamento correto e sem comportamentos anômalos de um motor, principalmente no que denota a câmara de combustão é de extrema notabilidade devido à sua importância no foguete ou veículo lançador como um todo.

Com isto a equipe *Phoenix Rocket Team*¹ enfrenta comportamentos anômalos na câmara de combustão que provocam a sua ruptura. Desta maneira compreender o que está causando este comportamento é fundamental para que o motor e o foguete como um todo tenham um comportamento seguro e principalmente previsível.

1.1 TEMA

Proposta de alteração da câmara de combustão aplicada à um motor de minifoguete.

1.2 JUSTIFICATIVA

No projeto de motores de foguete, diversas variáveis influenciam no desempenho dos mesmos, dentre elas pode-se citar: materiais empregados; pressão interna da câmara de combustão; espessura da parede da mesma, entre outras. Desta forma, qualquer variável que não é bem interpretada ou estudada acaba afetando o projeto como um todo, inviabilizando a performance desejada. Portanto, seguindo a linha de projeto empregada, é necessário verificar toda e qualquer anormalidade que esteja acontecendo com o mesmo, através de testes práticos. Neste sentido, verifica-se que a principal anormalidade que atualmente é enfrentada pela equipe, é a falha nos motores dos foguetes. Esta falha, como visto no Quadro 4, acontece em 35,85 % dos testes estáticos monitorados, 25 % dos lançamentos e 24% dos testes estáticos não monitorados, evidenciando-se principalmente nos testes estáticos monitorados. Este defeito é crucial para o desempenho do mesmo, uma vez que o motor define o movimento em si do projétil.

Esta falha acarreta em diversos prejuízos econômicos para a equipe, além de todo o tempo que se esvai para fabricar o foguete. Posto isto, entende-se que analisar o que está acontecendo com os mesmos é de suma importância, tanto para a equipe, que pode ter um motor mais constante e confiável, quanto no âmbito acadêmico, com a pesquisa que será feita, onde

¹ Uma abordagem mais aprofundada sobre a equipe e o problema enfrentado está descrito na seção 2.7 Estudo de caso Equipe *Phoenix Rocket Team*.

esta poderá fornecer uma compreensão abrangente sobre o tema de câmaras de combustão no foguete modelismo, uma vez que há poucos trabalhos relatados que a abordam especificamente.

Desta forma, entender o que acontece com o ponto central que é a câmara de combustão, possibilita determinar o que está causando estas falhas, e desta forma solucionar o problema, visando uma solução analítica, verificando toda a parte conceitual necessária para abordar o tema como um todo, observando adequações na geometria da câmara de combustão. Contudo, espera-se que este trabalho forneça soluções que façam o foguete ter um comportamento previsível e seguro.

1.3 OBJETIVOS

1.3.1 Objetivo geral

Identificar o comportamento da câmara de combustão atual que provoca o colapso do motor do foguete e propor uma solução ao problema apresentado.

1.3.2 Objetivos específicos

Os objetivos específicos pertinentes ao desenvolvimento deste trabalho são:

- a) Desenvolver o projeto analítico da câmara de combustão;
- b) Realizar a análise numérica com o método dos elementos finitos (MEF), na câmara de combustão;
- c) Avaliar o desempenho do protótipo de motor-foguete desenvolvido por meio de teste estático monitorado e não monitorado.

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Neste capítulo, serão abordados os conceitos necessários para a compreensão do que está ocorrendo com a câmara de combustão, sendo referido desde as características básicas dos foguetes, até os cálculos necessários para a análise do problema em questão como um todo.

2.1 MINIFOGUETES

De acordo com a NASA (2014), os foguetes tais como os minifoguetes, podem ser definidos como uma câmara que enclausura um gás sob pressão. Em uma das extremidades da câmara uma pequena abertura, permite que o gás escape e desta forma, fornece um impulso que propule o foguete na direção oposta.

Eles são compostos por três sistemas fundamentais: sistema de propulsão, sistema de estabilização e sistema de recuperação. Desta maneira os mesmos contêm:

- a) Sistema de propulsão: a NASA (2014), define que um sistema de propulsão inclui todas as partes que compõem o motor do foguete, como tanques, propulsores, bombas. A função do sistema é produzir empuxo, e ele entra em ação no lançamento e tem duração até o fim do combustível.
- b) Sistema de estabilização/estrutural: de acordo com Stine et al. (2004) o sistema de estabilização atua durante o voo do foguete, sendo composto de aletas, que são posicionadas na parte inferior do foguete, além de possuir a ogiva na parte frontal do mesmo.
- c) Sistema de recuperação: Milligan (2017), define que um sistema de recuperação é qualquer dispositivo incorporado no modelo, com o objetivo de devolvê-lo com segurança para o solo. Todos os sistemas de recuperação funcionam desenvolvendo elevação ou arrasto adicional para diminuir a velocidade final do foguete.

2.2 MOTORES FOGUETES

Carande (2011), define os motores foguetes como motores de reação autônomos, isto é, não precisam de ar do meio ambiente para o seu funcionamento. A propulsão é gerada pela ejeção de uma massa existente no veículo, chamada propelente, a qual deixa o veículo com uma

determinada quantidade de movimento associada. De acordo com o princípio de conservação da quantidade de movimento, com esta ação, incrementa-se a quantidade de movimento do veículo em sentido contrário.

Existem diversos tipos de motores foguetes, neste sentido Carande (2011) demonstra os mesmos como, motores foguetes elétricos, que são subdivididos em termoelétricos, eletroestáticos e eletromagnéticos; motores foguetes nucleares; motores foguetes fotônicos e motores foguetes químicos, onde nesta denominação estão agrupados os foguetes que utilizam a energia química do propelente e que a transformam em energia térmica por reação química. São subdivididos em: motores foguetes de propelente sólido; motores foguetes de propelente líquido e motores foguetes híbridos.

A NAR (*National Association of Rocketry* - EUA), define a classificação dos motores, pelo impulso total, onde a mesma define que ele é a medida da energia total contida em um motor e é mensurada em (Ns), já o empuxo médio é definido como a medida de quão lentamente ou rapidamente o motor fornece sua energia total, sendo mensurado em (N). Esta classificação é adotada pelas competições de foguete modelismo, onde os mesmos são classificados por classe e por seu consequente intervalo de impulso. Até a classe G, é considerado minifoguete, a partir disto, considera-se minifoguetes de alta potência ou *High Power Rocketry*. Desta forma, no Quadro 1, estas informações estão demonstradas.

Quadro 1 – Classificação dos motores pelo impulso total

Classe	Impulso Total [N.s]	Categoria	
1/8 A	0,00 - 0,312	Micro Impulso	Minifoguete
1/4 A	0,313 - 0,62	Baixo Impulso	
1/2 A	0,63 - 1,25		
A	1,26 - 2,50		
B	2,51 - 5,00		
C	5,01 - 10,00		
D	10,01 - 20,00		
E	20,01 - 40,00	Impulso Médio	
F	40,01 - 80,00		
G	80,01 - 160,00		
H	160,01 - 320,00	Nível 1	HPR
I	320,01 - 640,00		
J	640,01 - 1.280,00	Nível 2	
K	1.280,01 - 2.560,00		
L	2.560,01 - 5.120,00		
M	5.120,01 - 10.240,00	Nível 3	
N	10.240,01 - 20.480,00		
O	20.480,01 - 40.960,00		

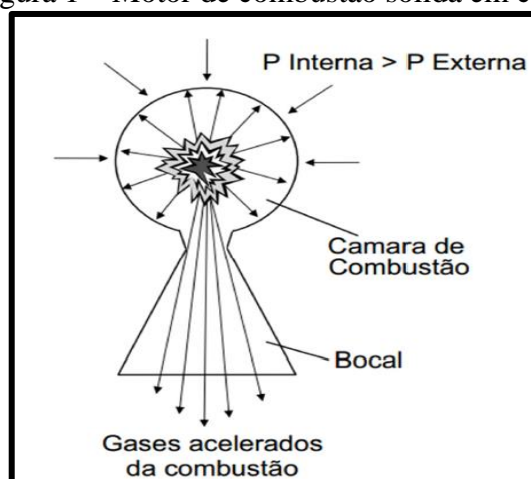
Fonte: MENDES e CRISTELLO (2017).

2.2.1 Motores de combustão sólida

Kuentzmann (2004), define que um motor de combustão sólida, é composto pela câmara de combustão (que age como elemento estrutural), o propulsor que é alocado no interior da câmara, sendo que este é transformado em produtos de combustão à quente, após a ignição, onde a mesma é feita por um dispositivo que pode ser pirotécnico, gerando um sinal elétrico. O motor também é composto de um bocal, que canaliza a descarga dos produtos de combustão, acelerando os gases à velocidade supersônica.

De acordo com a Purdue University (1998) o conceito de motor foguete a combustão sólida pode ser definido da seguinte forma: motores a combustão sólida são dispositivos simples com poucas partes móveis. Um sinal elétrico é enviado ao dispositivo de ignição que cria gases quentes que inflamam o grão principal do propulsor. O propulsor contém combustível e oxidante. O empuxo é desenvolvido à medida que a alta energia térmica dos gases de combustão é convertida em energia cinética no bocal. Como existem poucos componentes estruturais, ele é eficiente, pois a maioria de seu peso é de propulsor utilizável. Uma vez acionado, o motor queima até a extinção, a menos que sejam incluídas disposições especiais para interromper o impulso durante um disparo. Na Figura 1, o princípio de funcionamento do motor é exposto. Esta Figura, demonstra que a pressão interna gera uma resultante superior que impulsiona o foguete.

Figura 1 – Motor de combustão sólida em corte



Fonte: MENDES e CRISTELLO (2017).

2.3 PROJETO DE MOTORES DE COMBUSTÃO SÓLIDA

Para a definição da câmara de combustão, é necessário estabelecer as condições a que ela será imposta. Desta maneira, nesta seção serão explanados os conceitos pertinentes aos elementos que são utilizados em um motor de combustão sólida.

2.3.1 Câmara de Combustão

A câmara de combustão é de suma importância em um motor de foguete à propelente sólido, desta maneira, Sutton e Biblarz (2010), definem, que esta não contém apenas o grão do propelente, mas também serve como um vaso de pressão altamente carregado. Ela constitui o corpo estrutural do motor do foguete, sendo a estrutura primária. As câmaras de combustão, sofrem diversos carregamentos, que são fundamentais para o início do processo de desenvolvimento, desta forma, no Quadro 2, são apresentados.

Quadro 2 – Origem e tipo de carregamentos impostos sobre as câmaras de combustão

Origem do Carregamento	Tipo de carregamento/ tensão
Pressão interna	Tensão biaxial, vibração
Empuxo axial	Axial, vibração
Bocal do motor	Axial, flexão, cisalhamento
Atuadores de controle de vetor de empuxo	Axial, flexão, cisalhamento
Equipamento de terminação de empuxo	Biaxial, flexão
Superfícies de controle aerodinâmico ou aletas montadas na camisa	Tensão, compressão, flexão, cisalhamento, torsão
Testes	Flexão, cisalhamento
Manobras de voo	Axial, flexão, cisalhamento, torsão
Massa do veículo e forças sobre as aletas na base de lançamento	Axial, flexão, cisalhamento
Cargas dinâmicas das oscilações do veículo	Axial, flexão, cisalhamento
Início do aumento da pressão	Tensão biaxial
Assistência em solo, incluindo elevação	Tensão, compressão, flexão, cisalhamento, torsão
Transporte de solo	Tensão, compressão, cisalhamento, vibração
Terremotos (motores grandes)	Axial, flexão, cisalhamento

Fonte: Adaptado de Sutton e Biblarz (2010).

2.3.1.1 Materiais utilizados para fabricar câmaras de combustão

Sutton e Biblarz (2010), definem que existem três classes de materiais mais empregados na fabricação de câmaras de combustão, sendo eles: metais de alta resistência (como aço, ligas

de alumínio ou titânio), plásticos reforçados com filamentos e uma combinação destes, camisa de metal com filamentos externamente enrolados para força extra. As câmaras de combustão são usualmente feitas, com metal, neste sentido, na Tabela 1, os metais geralmente utilizados, são apresentados.

Tabela 1 – Propriedades físicas de materiais para a câmara de combustão

Propriedades Físicas de materiais selecionados para camisas de motores de propelente sólido à 20°C				
Material	Resistência à tração, N/mm ²	Módulo de Elasticidade N/mm ²	Densidade g/cm ³ (lbm/in. ³)	Relação força / densidade (1000)
Metais				
Liga de titânio	1240	110,000	4,60 (0,166)	270
Liga de aço (tratado termicamente)	1400 - 2000	207,000	7,84 (0,289)	205
Liga de alumínio 2024 (tratada termicamente)	455	72,000	2,79 (0,101)	165

Fonte: Adaptado de Sutton e Biblarz (2010).

As câmaras de combustão que utilizam como material base, materiais metálicos, são amplamente difundidos. Neste sentido Sutton e Biblarz (2010), demonstram que elas têm várias vantagens em comparação à outras configurações, tais como, maior resistência, manuseio facilitado, são dúcteis, e podem ser aquecidas a uma temperatura relativamente alta (700 a 1000 °C e superior com alguns materiais especiais) e, portanto, requerem menos isolamento. São facilmente adaptadas para receber cargas concentradas, principalmente se forem mais grossas em um flange ou saliência. Como a camisa de metal possui densidade muito maior e menos isolamento, ocupa menos volume do que uma camisa de plástico reforçado com fibra; portanto, para a mesma camisa, pode conter mais propulsor. Telles (2007), define que os aços inoxidáveis são bastante utilizados em vasos de pressão, sendo que a câmara de combustão é definida como tal, desta forma, os mesmos apresentam estrutura austenítica e estão definidos no Quadro 3.

Quadro 3 – Aços inoxidáveis empregáveis em vasos de pressão

Materiais	Limite de temperatura	Resistência mecânica mínima
AISI 304	815°C	600 MPa
AISI 310	815°C	600 MPa
AISI 316H	815°C	650 MPa

Fonte: o autor (2020).

2.3.1.2 Integridade da câmara de combustão

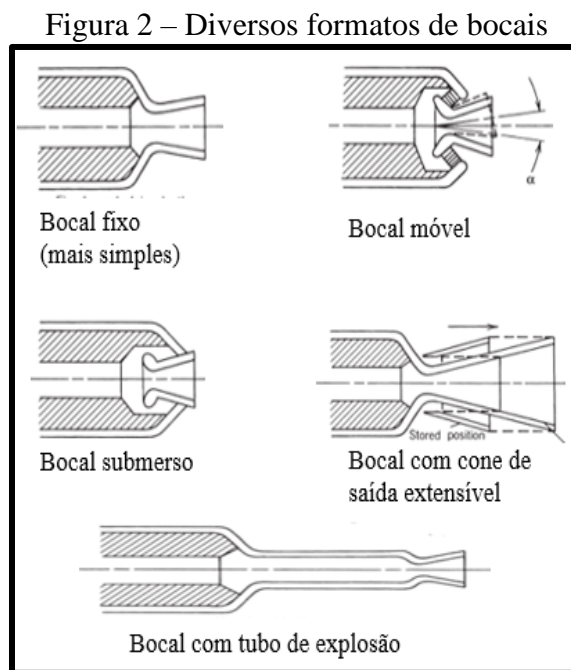
Sutton e Biblarz (2010), Turner (2009), demonstram que do ponto de vista estrutural a fissuração por corrosão sob tensão de certos metais apresenta um problema único que pode resultar em falha espontânea sem nenhuma evidência visual de catástrofe iminente, principalmente em camisas leves e finas de metal, que agravam a corrosão por fadiga e propagação de trincas, geralmente começando de uma falha no metal, com falhas ocorrendo a um nível de tensão abaixo da tensão de escoamento do metal.

Sutton e Biblarz (2010) ainda demonstram, que uma câmara de combustão poderá sofrer colapso se a pressão interna da câmara exceder a tensão de ruptura do material da mesma. Neste sentido, elencam seis fatores que podem causar esta falha: no primeiro caso o grão está excedente, poroso ou severamente rachado e / ou apresenta grandes áreas não ligadas devido a danos acumulados graves; no segundo caso houve uma mudança química significativa no propulsor devido à migração ou reações químicas lentas e de baixa ordem. Isso acaba enfraquecendo o grão, de modo que rache ou cause aumentos desfavoráveis na taxa de queima. Em alguns casos, reações químicas podem criar produtos gasosos que criam pequenos vazios e aumentam a pressão em motores armazenados selados; a terceira causa se deve ao motor não ter sido fabricado corretamente; a quarta causa pode ter origem em motor danificado, por exemplo, um entalhe ou amassado na camisa causado por manuseio inadequado reduzirá a resistência da mesma. Isso pode ser impedido por manuseio cuidadoso e inspeções repetidas; a quinta causa demonstrada é uma obstrução do bocal (por exemplo, um pedaço grande e solto de isolamento) e causa um rápido aumento na pressão da câmara; a última causa apresentada pelos autores, é a absorção de umidade que pode degradar as capacidades de resistência e deformação, por isso motores geralmente são selados para impedir o acesso ao ar úmido.

Do ponto de vista térmico, Turner (2009), define que as paredes do vaso não podem ser resfriadas pelo propelente como no motor com combustível líquido. Neste sentido, a melhor solução é unir o propelente às paredes e cobrir as demais superfícies internas com uma camada isolante refratária, sendo esta técnica conhecida como ligação de revestimento. O grão queima somente na superfície interna, então o propelente atua como um isolante. Para camisas potencialmente reutilizáveis, uma camada de material isolante é também colocada entre o grão e a camisa antes de ser unido.

2.3.2 Bocal de um motor de combustão sólida

Sutton e Biblarz (2010) definem o bocal (comumente chamado de tubeira), como o elemento supersônico que prevê a expansão dos gases quentes e precisa suportar o ambiente severo de alta transferência de calor e erosão. Desta forma, demonstram que o bocal é subdividido em cinco categorias, sendo o bocal fixo o mais simples e usado frequentemente na propulsão de armas táticas, o bocal móvel que é tipicamente submerso e usa uma junta ou rolamento selado flexível com dois atuadores, os bocais submersos, onde uma parte significativa da estrutura do bocal é submersa dentro da câmara de combustão, o bocal extensível, sendo comumente referido como cone de saída extensível e o bocal montado em tubo de explosão, usado em lançamentos aéreos e mísseis terrestres táticos. Desta maneira, na Figura 2, os formatos de bocais, são apresentados.



Fonte: Adaptado de Sutton e Biblarz (2010).

Nakka (2001), define que um espaçamento mínimo entre o propelente e o bocal deve ser realizado (em torno de 2,5 mm), para assegurar o crescimento longitudinal da câmara de combustão e que o propelente queime imediatamente após a ignição do motor. Próximo ao tampo superior deve existir um espaçamento similar.

2.3.3 Inibidor

Sutton e Biblarz (2010) denotam que o inibidor é uma camada ou revestimento de material de queima lenta ou inexistente aplicada (colada, pintada, imersa ou pulverizada) a uma parte da superfície propulsora do grão para evitar queimar nessa superfície. Ao impedir a queima em superfícies inibidas, a queima inicial da área pode ser controlada e reduzida.

Sutton e Biblarz (2010), Turner (2009), Wei et al (2019), demonstram que o inibidor e o propelente devem ser quimicamente compatíveis para evitar a migração ou alterações na composição do material, tendo o inibidor boa resistência adesiva, para que fique ligado ao propelente. A temperatura na qual eles sofrem danos ou experimentam uma grande superfície de regressão deve ser alta. Todos devem ter baixa densidade, reduzindo assim massa inerte. Os materiais típicos são neoprene, borracha butílica, uma borracha sintética denominada etilenopropileno dieno ou EPDM ou ligante usado no propulsor, como polibutadieno. O inibidor deve ser um material fino e elástico, do tipo borracha (geralmente de 0,5 a 1 mm de espessura e 200 a 450% de alongamento) para permitir um movimento relativo ao longo da ligação da linha entre o grão e a camisa. Essa expansão diferencial ocorre porque o coeficiente térmico de expansão do grão é de uma ordem de magnitude superior ao da camisa.

Nakka (2001), define que o PVC, papelão, pasta de papelão, algodão impregnado de neoprene ou resina de poliéster, são materiais adequados para um inibidor empregado em propelentes como o KNS_u .

Sutton e Biblarz (2010), definem que os inibidores devem ser resistentes à erosão, principalmente na extremidade traseira da camisa. Outra propriedade que os inibidores devem ter é permitir uma grande deformação ou tensão para acomodar deflexões de grãos mediante pressurização ou ciclagem de temperatura, e transferir cargas entre o grão e a camisa. Por último, a regressão da superfície deve ser mínima, de modo a reter grande parte de seu contorno geométrico da superfície e permitir um inibidor fino.

Davenas (1993), define que o propelente e o inibidor devem estar colados um no outro afim de impedir que os gases do propelente, consigam passar por um pequeno espaço entre eles e causar sobre pressurização no sistema. Davenas (1993), define também que o inibidor deve ser resistente às várias etapas de fabricação para que o mesmo seja instalado na câmara de combustão. Desta forma, o mesmo não pode apresentar rachaduras, ou falhas por forças extensivas aplicadas sobre ele. Davenas (1993), demonstra que motores de pequeno porte pode-se inserir o propelente diretamente no inibidor e após instalar o mesmo na câmara de combustão,

com uma pequena folga para alocar o mesmo na câmara, e não causar forças excessivas sobre o mesmo e o grão. Nakka (2001), define que este espaço é em torno de 0,1 mm.

De acordo com Sutton e Biblarz (2010), a relação para a espessura do inibidor é dada pela Equação 1, sendo que o mesmo define que a taxa de erosão é obtida de testes de erosão na velocidade e temperaturas prováveis do gás. Sutton e Biblarz (2010), definem que os valores de taxa de erosão da câmara de combustão variam de 0,01 a 0,25 mm/s. Sutton e Biblarz (2010) definem que o fator de segurança f pode variar de 1,2 a 2,0.

$$d = t_e r_e f \quad (1)$$

Onde:

d = espessura (mm);

t_e = tempo de exposição (s);

r_e = taxa de erosão (mm/s);

f = fator de segurança (-).

2.3.4 Combustível Sólido – Propelente

Sciamareli et al. (2002), define que o propelente sólido é uma mistura complexa e estável de compostos redutores e oxidantes que, quando “ignitados”, queimam de uma maneira homogênea, contínua e controlada, formando a altas temperaturas moléculas gasosas de baixa massa molecular. Desta forma, ocorre na câmara do motor foguete, um aumento de espécies gasosas com grande elevação de temperatura e pressão no sistema.

Os propelentes sólidos, podem ser classificados de acordo com Braeunig (2008), em duas famílias de propulsores sólidos: homogêneo e composto. Os propulsores homogêneos são de base simples ou de base dupla. Um propulsor de base simples consiste em um único composto, geralmente nitrocelulose, que possui uma capacidade de oxidação e uma capacidade de redução. Os propulsores de base dupla geralmente consistem em nitrocelulose e nitroglicerina, aos quais é adicionado um plastificante. Os propelentes compostos são sólidos de estrutura heterogênea, constituídos por um suporte compacto de combustível que têm incorporado um agente oxidante finamente subdividido.

Turner (2009), demonstra que a composição básica do grão propelente são o combustível, oxidante, aglutinante e aditivos para ativar a estabilidade de queima e a estabilidade no armazenamento. A carga final, deve ser forte o suficiente para resistir às forças

induzidas pelo movimento e empuxo do veículo. Ele também deve ser termicamente isolante para impedir que partes do grão - além da superfície em chamas - atinjam a temperatura de ignição. O combustível é a substância que vai reagir com o oxigênio e gerar calor, enquanto o oxidante é a substância que fornece esse oxigênio para a mistura.

Um dos propelentes mais utilizados atualmente em foguetes modelos, é o KNS_u , neste sentido Leslie e Yawn (2002), demonstram que o propulsor nitrato de potássio (KNO_3) e sacarose ($C_{12}H_{22}O_{11}$), conhecido como KNS_u , é tradicionalmente usado em estudos por grupos de foguetes. Ambos os componentes são fáceis de comprar, seus produtos de combustão não são tóxicos e esse propulsor pode produzir relativamente um impulso específico alto, com valores superiores aos obtidos por pólvora preta comumente usada em foguetes modelo.

Nakka (1984), Vyverman (1978) e Foltran et al. (2015), apresentam que os métodos tradicionais empregados na produção de grãos propulsores envolvem processo de fusão (recristalização). Desta forma, ambos os componentes do propulsor são triturados e misturados. Depois, a mistura é aquecida até a fusão da sacarose ao redor do nitrato, formando uma mistura pastosa que pode ser colocada em um molde com um design de grão propulsor adequado e é resfriado em sequência. Esse processo desenvolve grãos propulsores de alta densidade.

2.3.4.1 Empuxo e geometria do grão propelente

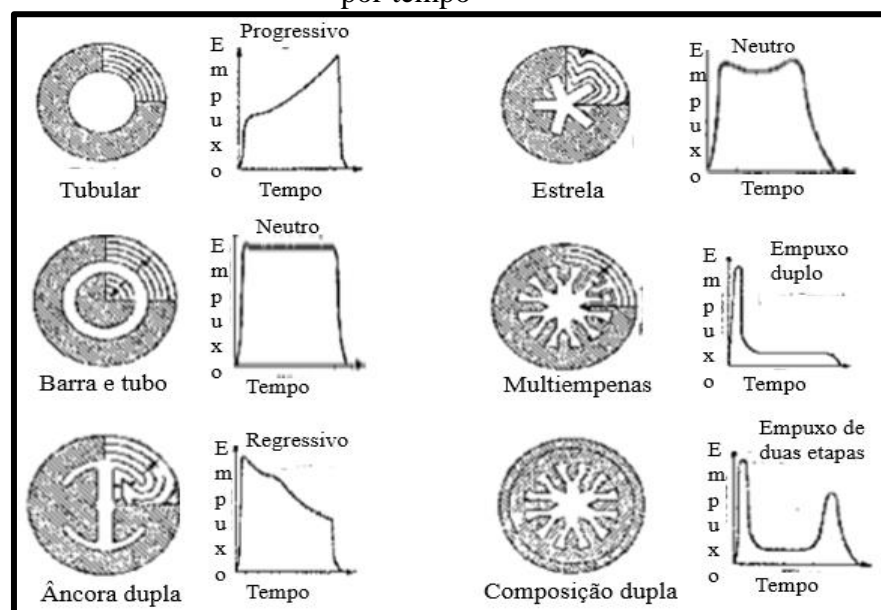
As relações entre o empuxo e geometria do grão propelente, são relacionadas e desta maneira, Turner (2009), demonstra que a pressão na câmara e então o empuxo, dependem da taxa que o grão é consumido, onde a pressão depende da taxa de recessão e da área da superfície de queima, e a taxa de fluxo de massa depende do volume de propelente consumido por segundo. A forma da carga pode ser usada para predefinir o caminho da área da superfície de queima que evolui com o tempo, e, portanto, o perfil de empuxo temporal do motor. A pressão e o empuxo são independentes do aumento no volume da câmara à medida que a carga se esvai e dependem apenas da taxa de recessão e da área da superfície da queima.

Existem dois principais formatos de grão propelente: o grão em formato sólido cilíndrico, chamado “*end burner*”, e o de formato cilíndrico com vazio central, chamado “*hollow core*”. Neste sentido, Turner (2009) demonstra os prós e contras dos mesmos, sendo que o mais simples perfil de empuxo vem de uma queima linear de grão cilíndrico: uma área constante de queima produz um empuxo constante. Esta forma, no entanto, tem desvantagens:

a área de queima é limitada a área transversal do cilindro e a borda em chamas entraria em contato com a parede do motor, causando danos térmicos à camisa. A configuração mais popular envolve uma carga na forma de um cilindro vazado, que queima na sua superfície interna, denominado “*hollow core*”. Esta tem duas vantagens práticas: a área da superfície de queima pode ser muito maior, produzindo um alto empuxo, e o grão não queimado isola a parede do motor dos gases quentes. No caso de um cilindro vazado simples, a área da superfície de queima aumenta com o tempo, como a pressão e o empuxo.

Mendes e Cristello (2017), definem que o perfil do propelente influencia no empuxo devido à chamada área de queima. A quantidade de gases e calor liberada é sempre proporcional a quanto propelente está sendo queimado, portanto, se esta área aumenta, o empuxo também aumenta. A área inicial queimada é sempre a área seccional da geometria de projeto. Entretanto, esta muda com o tempo, e recebe o nome de área instantânea de queima. Os perfis são classificados como progressivos, neutros ou regressivos. O tipo progressivo começa com uma área seccional de queima menor, e com aumento do tempo, essa área aumenta, assim aumentando também o empuxo total. O tipo neutro ocorre quando o empuxo é, basicamente, constante. O regressivo é o oposto do progressivo, começando com um valor maior e terminando com um menor. Neste sentido, na Figura 3, os diversos perfis de grão estão apresentados.

Figura 3 – Diversos perfis de grão de propelente e suas correspondentes curvas de empuxo por tempo



Fonte: Adaptado de Nakka (2001).

O perfil tubular *hollow core*, pode ser adaptado, para um formato cônico, neste sentido (Nakka, 2001, não paginado, tradução nossa) demonstra:

A razão Comprimento-para-Diâmetro é o comprimento total do grão em relação ao diâmetro externo do grão. Este parâmetro é muito importante no projeto do motor; quanto maior o valor (L/D), tende a resultar em maior efeito de queima erosiva (incluindo queima erosiva negativa). Alto valor (L/D) tende a gerar altos fluxos de massa diferentes ao longo do comprimento do grão; isso pode ser melhor atendido com uma alma cônica ou diâmetros de alma em degraus (mais largo próximo da tubeira).

Cavender (2013), define que o grão propelente pode ser adaptado para o formato *BATES* (*Ballistic test evaluation and system*), sendo que o mesmo consiste em separar o grão propelente em segmentos. O autor define que o objetivo deste formato é definir um formato de empuxo próximo do neutro. Isto acarreta em um propelente mais estável e tendo o empuxo constante enquanto o motor estiver atuando, com uma consequente pressão interna menor e estável. O mesmo define que os grãos propelentes devem ser espaçados, para aumentar a área de queima do propelente e desta forma, obter mais empuxo com menos propelente. Nakka (2001), define que este espaçamento é de aproximadamente 2,5 mm. Para Cavender (2013) este acréscimo de desempenho é obtido a partir de dois grãos propelentes *BATES*. Esta configuração necessita de uma superfície inibidora em toda a sua extensão.

2.4 PROJETO DE UMA CÂMARA DE COMBUSTÃO

Sutton e Biblarz (2010) definem que as câmaras de combustão de foguetes são, em suma, vasos de pressão, desta forma, torna-se necessário a utilização da metodologia da ASME (*American Society of Mechanical Engineerings*), que é referência mundial para a abordagem em questão. A ASME (2019), define que um vaso de pressão é um recipiente projetado para resistir as diferenças entre as pressões interna e externa. Essa diferença pode ser causada por uma fonte interna, por um processo reativo ou qualquer combinação desses.

A seção que normatiza as regras de construção de vasos de pressão é a Seção VIII - Regras para construção de vasos de pressão. Esta seção possui três divisões: ASME *Section VIII, Division 1 – Rules for Construction of Pressure Vessels*. De acordo com Tomazzini (2015), essa é a norma mais usada no Brasil e, em grande parte, no mundo. Essa norma determina regras apenas para dimensionamentos dos componentes principais (casco, tampos, reduções, flanges, bocais e reforços), submetidos à pressão interna ou externa. ASME *Section VIII, Division 2 – Rules for Construction of Pressure Vessels – Alternative Rules*. De acordo com Telles (2007) esse código adota a teoria da “máxima tensão de cisalhamento”, desta forma

sendo aplicado o critério de Tresca. ASME *Section VIII, Division 3 – Rules for Construction of Pressure Vessels – Alternative Rules for high pressure vessels*. De acordo com Tomazzini (2015) a divisão 3 do código ASME surgiu com a ênfase para equipamentos projetados para operarem com alta pressão, em geral acima de 69 MPa.

Tomazzini (2015) demonstra que existem situações de projeto em que a aplicação da divisão 2 é mandatória. Sempre que um vaso de pressão está sujeito a carregamentos cíclicos e gradientes térmicos, deve ser projetado por esta divisão, pois apenas nela estão previstas metodologias de cálculos para estas exigências.

De acordo com a ASME Seção VIII – divisão 2, a teoria de Tresca – Guest é aplicada, desta forma, a teoria da tensão máxima de cisalhamento para materiais dúcteis é definida por Norton (2013), onde a falha irá ocorrer quando a tensão máxima de cisalhamento em uma região exceder a tensão máxima de cisalhamento de um corpo de prova submetido a tração em escoamento (metade da tensão normal de escoamento). Neste sentido, Norton (2013) estabelece que as relações para a resistência ao cisalhamento e a tensão de cisalhamento no escoamento de um material dúctil, são apresentadas pelas Equações 2 e 3 respectivamente.

$$S_{Sy} = \frac{S_y}{2} \quad (2)$$

$$\tau_{max} = \sigma_1 - \sigma_3 \quad (3)$$

Onde:

S_{Sy} = resistência ao cisalhamento (MPa);

S_y = resistência ao escoamento (MPa);

σ_1 = tensão principal 1 (MPa);

σ_3 = tensão principal 3 (MPa);

τ_{max} = tensão de cisalhamento máxima (MPa).

Norton (2013), define que para a utilização desta teoria em materiais dúcteis, homogêneos e isotrópicos no estado duplo ou triplo de tensões estáticas, primeiro é necessário calcular as três tensões principais σ_1 , σ_2 , σ_3 (sendo que uma delas deve ser zero no estado plano) e a tensão máxima de cisalhamento τ_{xy} . Com isto, deve-se comparar o valor da tensão de cisalhamento máxima pelo critério de falha. Desta forma, Norton (2013) demonstra o fator de segurança de Tresca – Guest, na Equação 4.

$$N_{tresca} = \frac{S_{sy}}{\tau_{max}} \quad (4)$$

A ASME (2019), define as equações para a determinação da espessura da parede dos vasos de pressão. Neste sentido, a mesma na Seção VIII – divisão 2, define que a espessura mínima necessária da parede deve ser calculada de acordo com a Equação 5.

$$t = \frac{pR}{E_s \sigma_{adm} - 0,6p} + C \quad (5)$$

Onde:

t = espessura do casco (mm);

R = raio interno do cilindro (mm);

p = pressão interna máxima de operação (MPa);

σ_{adm} = tensão admissível de projeto (MPa);

E_s = coeficiente de solda (-);

C = margem para corrosão ou erosão de usinagem (-).

De acordo com Galvão (2018), a tensão admissível de projeto é definida pela Equação 6.

$$\sigma_{adm} = \frac{\sigma_e}{Sd} \quad (6)$$

Onde:

σ_e = tensão de escoamento (MPa);

Sd = fator de segurança de projeto (-).

Segundo a ASME (2019), o coeficiente de solda, é 0,7 para soldas não radiografadas e 1 onde não há solda. De acordo com Nava (2005), a norma não estabelece valores para a margem de corrosão, exigida somente para os vasos destinados a vapor, água ou ar comprimido, com espessura calculada de parede inferior a 6 mm, tenham uma margem de no mínimo 1/6 da espessura. Galvão (2018), define que a Equação 5 é usada para especificar a espessura mínima de casco para resistir as tensões circunferenciais, para o caso das tensões axiais (ou longitudinais) se utiliza a Equação 7.

$$t = \frac{pR}{2E_s \sigma_{adm} + 0,4p} + C \quad (7)$$

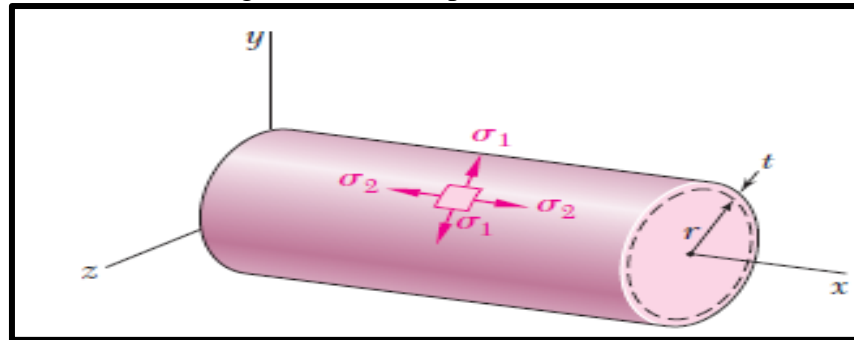
A ASME (2019) define que a pressão máxima de trabalho admissível (PMTA) em (MPa) para vasos de pressão cilíndricos é dada pela Equação 8.

$$PMTA = \frac{E_s \sigma_{adm} t}{R + 0,6t} \quad (8)$$

2.4.1 Tensões incidentes sobre a câmara de combustão

Hibbeler (2010), apresenta que os vasos de pressão podem ser classificados como vasos de paredes finas, sendo que essa classe de vasos é considerada quando a razão de raio interno pela espessura é superior a 10. Neste sentido, Beer (2011), demonstra na Figura 4, as tensões atuantes sobre um vaso de pressão, onde as tensões 1 são as circunferenciais e as tensões 2 as longitudinais.

Figura 4 – Estado plano de tensões



Fonte: Beer (2011).

Desta forma, de acordo com Beer (2011), estas tensões são definidas pelas Equações 9 e 10.

$$\sigma_c = \frac{pR}{t} \quad (9)$$

$$\sigma_L = \frac{pR}{2t} \quad (10)$$

Onde:

p = pressão interna (MPa);

R = raio interno (mm);

t = espessura da parede (mm).

Budynas e Young (2002) apresentam as relações empregadas para o desenvolvimento de vasos de pressão, no que se refere a pressão de projeto e ruptura. Neste sentido, as mesmas estão demonstradas na sequência.

$$P_d = 2 \frac{t\sigma_e}{D_o S_d} \quad (11)$$

$$P_u = 2 \frac{t\sigma_e}{D_o} B \quad (12)$$

Onde:

P_d = pressão de projeto (MPa);

t = espessura da parede (mm);

D_o = diâmetro externo (mm);

Sd = fator de segurança de projeto (-);

σ_e = tensão de escoamento (MPa);

P_u = pressão de ruptura (MPa);

B = fator de ruptura (-).

Nakka (2001), define que o fator de segurança de projeto, varia de 1,5 a 2, já Sutton e Biblarz (2010), demonstram que este fator varia de 1,2 a 1,5 vezes a carga limite de projeto. Nakka (2001), define que o fator de ruptura para câmaras de combustão é de 1,75.

2.4.2 Extremidades e geometria da câmara de combustão

Os tampos são necessários no dimensionamento da câmara de combustão, desta forma, aplica-se o cálculo da espessura mínima de tampos planos empregados em vasos de pressão, definido pela ASME (2019), sendo que a relação é dada pela Equação 13.

$$t_{tampo} = d * \sqrt{\frac{C_{TP} p}{E_s \sigma_{adm}}} + C \quad (13)$$

Onde:

d = diâmetro interno da câmara de combustão (mm);

C_{TP} = de acordo com Groehs (2014), é um fator adimensional dependente do tipo de tampo e do sistema de fixação ao vaso. Desta maneira, no Anexo A, os diferentes tipos de tampos, são demonstrados.

Para fixar os tampos à câmara de combustão, é necessário definir de que forma os mesmos serão fixados. Norton (2013), demonstra que um dos tipos de fixação, são os rosqueados. O autor define que para o cálculo do diâmetro de raiz do parafuso, utiliza-se a Equação 14.

$$d_r = d - 1,226869p \quad (14)$$

Onde:

d_r = diâmetro de raiz (mm);

d = diâmetro nominal do parafuso (mm);

p = passo da rosca (mm).

De acordo com Norton (2013), a tensão de cisalhamento τ_s atuante no filete da rosca é dada pela Equação 15.

$$\tau_s = \frac{F}{A_s} \quad (15)$$

Onde:

A_s = de acordo com Galvão (2018), é a área de rasgamento do filete de rosca externa ou interna e deve ser multiplicada pelo número de filetes envolvidos (mm²);

F = força (N);

τ_s = tensão de cisalhamento (MPa);

Norton (2013) demonstra que a área de rasgamento do filete da rosca externa é dada pela Equação 16, e que a área de rasgamento do filete da rosca interna é dada pela Equação 17.

$$A_{s,ext} = \pi d w_i p \quad (16)$$

$$A_{s,int} = \pi d w_o p \quad (17)$$

Onde:

d = diâmetro menor da rosca no caso externo (mm) e diâmetro maior no interno (mm);

p = passo da rosca (mm);

w = fator de área de cisalhamento por rasgamento de roscas (-).

Na Tabela 2, os fatores de área estão expostos. A segurança oferecida pela rosca para o arrancamento dos filetes é dada pela Equação 18, de acordo com Norton (2013).

Tabela 2 – Fatores de área

Fatores de área para área de cisalhamento por rasgamento de roscas		
Tipo de rosca	w_i (menor)	w_o (maior)
UNS/ISO	0,80	0,88
Quadrada	0,50	0,50
Acme	0,77	0,63
Botaréu	0,90	0,83

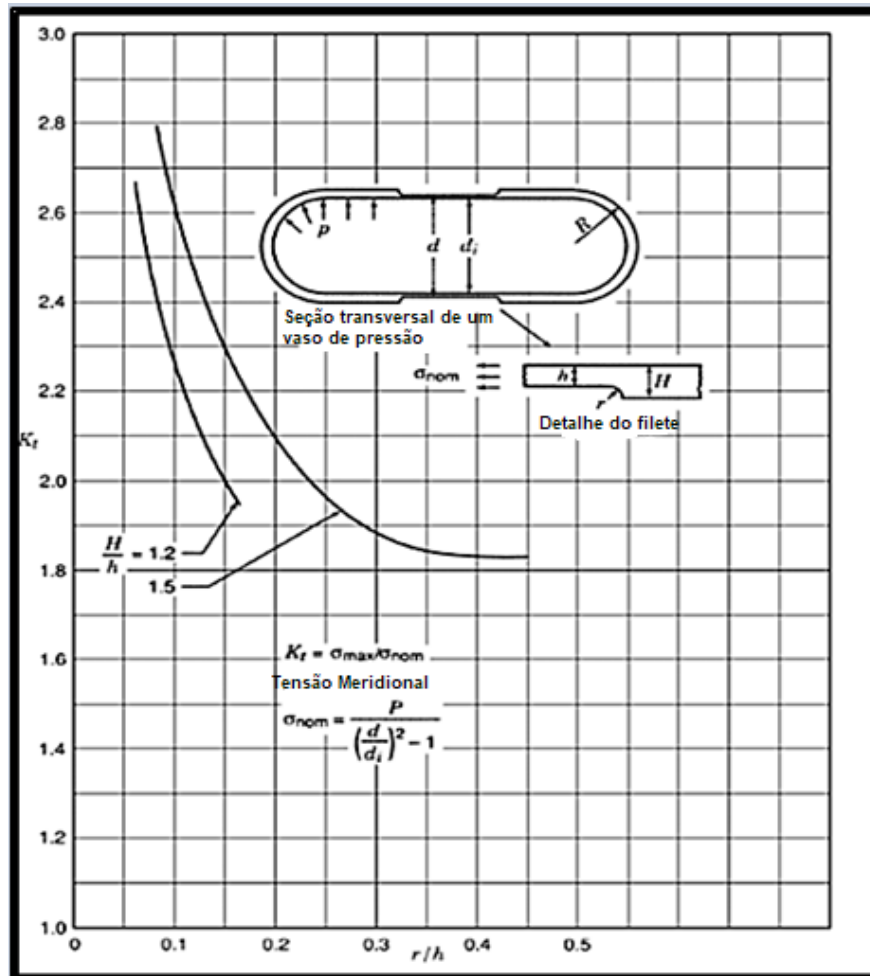
Fonte: Norton (2013).

$$N_{rosca} = \frac{S_{sy}}{\tau_s} \quad (18)$$

Galvão (2018) apud Budynas e Nisbett (2011), definem que se deve utilizar pelo menos três e no máximo seis filetes de rosca, de forma que, o primeiro filete suporta 38% da carga total, o segundo, 25% e, o terceiro, 18%. As cargas suportadas pelos filetes de número quatro em diante são desprezíveis. Galvão (2018), também define que a força exercida sobre o tampo pode ser calculada pelo produto da área do tampo exposta e a pressão interna.

Budynas e Young (2002), definem que alguns vasos de pressão, podem ter configurações com entalhes no meio da superfície onde, desta forma têm-se um fator de concentração de tensão nas extremidades deste canal externo. Neste sentido, na Figura 5, temos o mesmo com a análise da concentração de tensão em vasos de pressão, e as suas respectivas Equações aplicáveis para a determinação do fator de concentração de tensão.

Figura 5 – Fator de concentração de tensão em um vaso de pressão



Fonte: adaptado de Budynas e Young (2002).

2.4.3 Comprimento da câmara de combustão e geometria do grão propelente

Para o dimensionamento do comprimento da câmara de combustão, Sutton e Biblarz (2010), definem que o mesmo é proveniente do comprimento do propelente, somado aos espaços requeridos para os tampos. Neste sentido, Sutton e Biblarz (2010), Turner (2009), estabelecem que o diâmetro externo, é definido a partir da determinação própria do projetista,

e deve levar em conta o volume do propelente, ou ser determinado a partir de *softwares* e modelagem computacional.

A NASA (1970) define que a relação comprimento-diâmetro (L/D) deve ser entre 2 e 5, para não ocorrer erosão do propelente. Sutton e Biblarz (2010), definem que esta relação em casos extremos e com paredes relativamente espessas (onde vasos de paredes finas não são empregáveis) pode chegar a 12. Neste sentido, o comprimento do propelente será exposto, nas seguintes equações, na metodologia de Sutton e Biblarz (2010).

$$I_t = Ew_b \quad (19)$$

Onde:

I_t = impulso total (Ns);

E = empuxo médio desejado (N);

w_b = duração de queima desejada (s).

A força peso do propelente é fornecido pela Equação 20. Sutton e Biblarz (2010) demonstram que um fator de segurança de 1.02 é aplicado para percas na construção.

$$w = \frac{I_t}{I_s} \quad (20)$$

Onde:

w = peso do propelente (N).

A Equação 21, demonstra o volume requerido pelo propelente.

$$V_b = \frac{w}{p_b} \quad (21)$$

Onde:

V_b = volume (cm³);

p_b = densidade do propelente (g/cm³).

A Equação 22, define a espessura da parede do propelente.

$$b = rw_b \quad (22)$$

Onde:

b = espessura (cm);

r = taxa de queima (cm/s). Dias (2017) define que um valor médio em câmaras de combustão, com KNS_u , prensado à frio com paredes inibidas é de 3,72 mm/s e em não inibidas em torno de 4,62 mm/s, sob pressão interna de aproximadamente 5 MPa.

O diâmetro externo e interno do propelente é dado pelas Equações 23 e 24, respectivamente. O comprimento efetivo do mesmo é dado pela Equação 25.

$$D_o = D - 2d - 2t \quad (23)$$

$$D_i = D_o - 2b \quad (24)$$

$$Vb = \frac{\pi}{4} L (D_o^2 - D_i^2) \quad (25)$$

Onde:

D_o = diâmetro externo (cm);

D_i = diâmetro interno (cm);

D = diâmetro externo da câmara de combustão (cm);

d = espessura da parede (cm);

t = espessura do inibidor (cm);

L = comprimento efetivo do propelente (cm).

Para definir o formato cônico, demonstrado por Nakka (2001) na seção 2.3.4.1, demonstra que a fração de carregamento volumétrica é definida como a fração do volume do grão (VG) para o volume disponível na câmara e refere-se à eficiência volumétrica do motor, assim como uma medida de eficiência de desempenho. Desta maneira, esta relação está exposta na Equação 26.

$$VL = \frac{I_t}{I_{sp} \rho g} \quad (26)$$

Onde:

VL = fração de carregamento volumétrico (-);

I_t = impulso total (Ns);

I_{sp} = impulso específico² (s)

ρ = densidade do propelente (g/cm³);

g = aceleração da gravidade.

Nakka (2001), define que a razão porta-para-garganta é importante em relação ao comprimento do propelente, quando tem alto valor L/D . Desta forma na Equação 27, esta relação está exposta. O autor demonstra também que esta relação varia de 2 até 3, na parte inicial do propelente. Na parte superior onde o grão não sofre erosão significativa, deve-se utilizar uma relação próxima a 1.

$$\frac{A_p}{A_t} = \frac{\pi D^2(1 - VL)}{4A_t} \quad (27)$$

² Nakka (2001), define que o Impulso Específico pode ser considerado como a relação entre o empuxo produzido por uma unidade de massa, e é a medida de desempenho do propelente.

Onde:

A_p = área do canal de escoamento do grão (mm);

A_t = área da seção transversal da garganta (mm);

D = diâmetro interno do propelente (mm).

A partir da definição do comprimento da câmara de combustão e do diâmetro externo, Sutton e Biblarz (2010) determinam que é possível analisar os crescimentos longitudinais e circunferenciais devido à pressão interna. Neste sentido, os autores determinam que a tensão combinada não deve exceder a tensão de trabalho do material da parede. Quando o motor do foguete começa a operar, a pressão interna causa um crescimento da câmara na direção longitudinal e circunferencial, e essas deformações devem ser consideradas no projeto do suporte do motor ou grão propulsor. Desta forma, Sutton e Biblarz (2010) apresentam estas relações nas equações 28 e 29.

$$\Delta L = \frac{\sigma_l L}{E} (1 - 2\nu) \quad (28)$$

$$\Delta D = \frac{\sigma_\theta D}{2E} \left(1 - \frac{\nu}{2}\right) \quad (29)$$

Onde:

ΔL = crescimento na direção longitudinal (mm);

ΔD = crescimento na direção circunferencial (mm);

E = módulo de elasticidade de Young (GPa);

ν = razão de Poisson (-);

L = comprimento da câmara de combustão (mm);

D = Diâmetro externo da câmara de combustão (mm);

σ_θ = tensão circunferencial (MPa);

σ_l = tensão longitudinal (MPa).

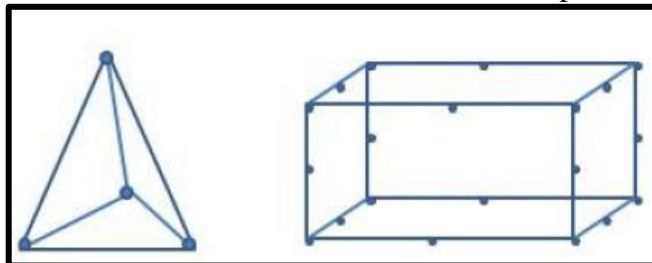
2.5 MÉTODO DOS ELEMENTOS FINITOS

De acordo com Madency e Guven (2015), o método dos elementos finitos (MEF), é uma técnica computacional poderosa para soluções aproximadas para uma variedade de problemas de engenharia do “mundo real” com domínios complexos sujeitos a condições gerais de contorno. A base do MEF depende da decomposição do domínio em um número finito de subdomínios (elementos) para os quais a solução sistemática aproximada é construída aplicando os métodos residuais variados ou ponderados. Com efeito, o MEF reduz o problema ao número

finito de incógnitas, dividindo o domínio em elementos e expressando a variável de campo desconhecido em termos da suposta aproximando funções dentro de cada elemento. Essas funções (também chamadas de funções de interpolações) são definidas em termos dos valores das variáveis de campo em determinados pontos, chamados de nós. Os nós geralmente estão localizados ao longo dos limites do elemento, e eles conectam elementos adjacentes.

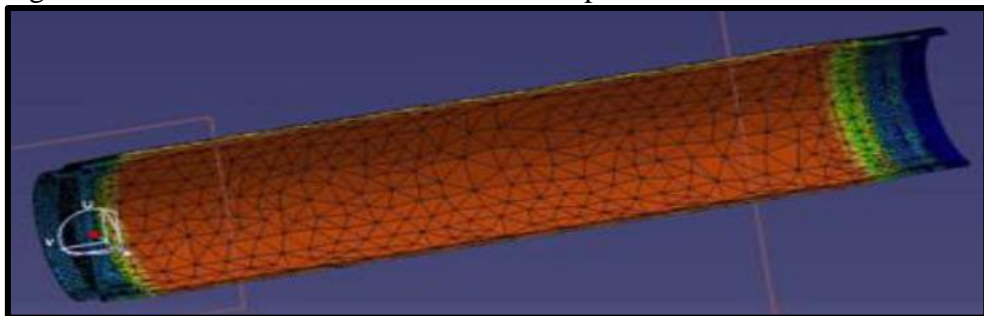
Phing (2008), define que uma malha consiste em múltiplos elementos que calculam as variáveis de todos os elementos. Um modelo geométrico pode ter uma malha com elementos tetraédricos ou hexaédricos. Um elemento tetraédrico é mais irregular, mas é mais fácil de ser implementado. Também possui menos elementos nodais em suas bordas e, portanto, requer menor poder computacional. Um elemento hexaédrico é de forma retangular e, portanto, combina com geometrias simétricas. Oferece maior precisão, mas a um custo, pois possui mais pontos nodais do que um elemento tetraédrico. Pedroni (2016), demonstra que tanto elementos hexaédricos como tetraédricos são aplicáveis para motores foguetes. Kumar et al. (2013), aplica elemento tetraédrico em câmaras de combustão. Na Figura 6, os elementos são demonstrados e na Figura 7, uma malha em uma câmara de combustão é demonstrada.

Figura 6 – Elemento tetraédrico e hexaédrico respectivamente



Fonte: Phing (2008).

Figura 7 – Câmara de combustão com malha possuindo elemento tetraédrico



Fonte: Kumar et al. (2013).

2.6 DESCRIÇÃO DE TRABALHOS CORRELATOS

Diversos trabalhos abordam a concepção de motores- foguetes, onde dentre eles podem-se citar o trabalho desenvolvido por Galvão (2018) que aborda um projeto estrutural de um motor-foguete acadêmico a combustível sólido. Como objetivo o trabalho aborda a concepção de um motor classe M, para alcançar um apogeu de três quilômetros. O trabalho apresenta uma validação do dimensionamento por meio do código normatizado da ASME.

Outro trabalho que aborda esta área é o de Cristello e Mendes (2017), que aborda a otimização de motores com combustível sólido, o estudo apresenta os principais componentes dos motores e o seu funcionamento. No desenvolvimento do trabalho foi realizado um aparato de teste para análise dos motores. Foram analisados dois formatos de grãos propelentes, variando as massas dos mesmos. Os resultados foram analisados por meio de CFD.

Dings et al. (2019), aborda o projeto e a integração de um modelo de alta potência I. O trabalho aborda a concepção de um foguete modelo para atingir 457 m de apogeu e com a utilização de propulsão de estágios e aletas de estabilização ativamente controladas. O projeto faz análise numérica com auxílio do *software Ansys Fluent*, para determinar cargas estruturais e desempenho aerodinâmico.

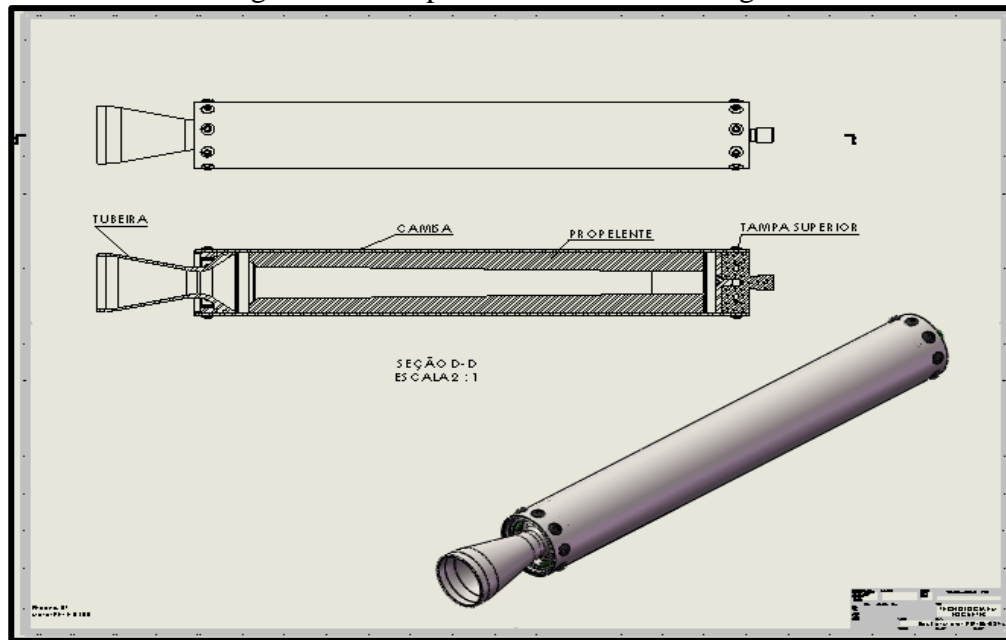
2.7 ESTUDO DE CASO DA EQUIPE *PHOENIX ROCKET TEAM*

Na Universidade de Caxias do Sul, Campus de Bento Gonçalves, é desenvolvido um projeto de extensão que aborda a concepção e execução de minifoguetes experimentais. Esta equipe é denominada como *Phoenix Rocket Team*. A equipe é composta por estudantes e professores, das engenharias química, mecânica, elétrica e eletrônica, e têm como objetivo aplicar e desenvolver tecnologias para o setor de foguete modelismo. Desta forma, atua nas seguintes áreas: aerodinâmica, sistema eletrônico embarcado micro controlado, propelentes, propulsão de foguetes, e sistema de recuperação, além de desenvolver uma linha de pesquisa direcionada a educação na área de foguetes voltada ao ensino médio e fundamental.

O grupo participa de competições em âmbito nacional desde 2014, e já possui prêmios tanto no lançamento de foguetes como no desenvolvimento de novas tecnologias para o setor. Em 2018, conquistou o segundo lugar no Festival Brasileiro de Minifoguetes, no apogeu de mil metros. A competição realizada anualmente no estado do Paraná, nesta categoria, delimita o

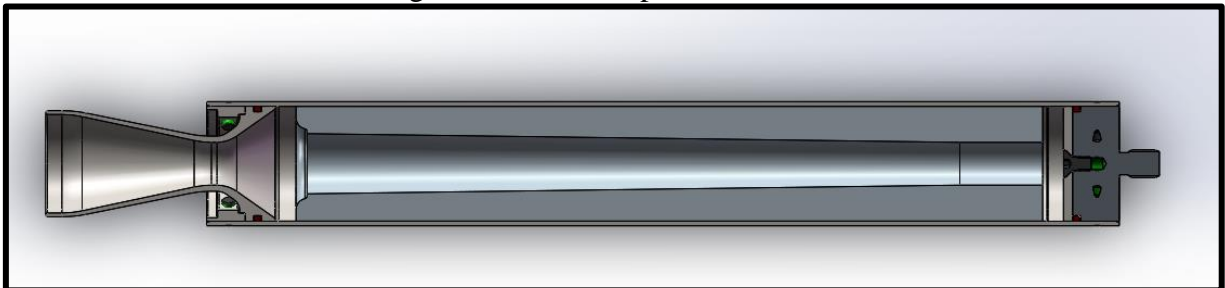
vencedor pelo menor erro possível frente ao apogeu estipulado. O motor utilizado nestes lançamentos, está exemplificado na Figura 8 e exposto em corte na Figura 9.

Figura 8 – Componentes do motor do foguete



Fonte: O autor (2020).

Figura 9 – Motor exposto em corte



Fonte: O autor (2020).

A concepção do foguete, segue uma linha de projeto: primeiramente, o mesmo é desenvolvido em *software* CAD³, com todo o embasamento teórico, e seguindo normas de construção, com o objetivo de estabelecer as dimensões do mesmo, e melhores configurações possíveis, visando a redução de peso, e a maximização do desempenho. Após, com a utilização de *softwares* de modelagem computacional, são realizados testes, para verificar o comportamento do mesmo em situações reais. Na próxima etapa, são desenvolvidos, os sistemas eletrônicos, que realizam a expulsão do paraquedas do foguete, e registram a altitude que o mesmo alcança.

³ Desenho assistido por computador

Com estas etapas, pré-estabelecidas, inicia-se o processo de construção do foguete, utilizando diferentes métodos fabris. A última parte de concepção do foguete, é a fabricação do combustível sólido empregado no mesmo, e a sua alocação no foguete. Desta forma, após os passos anteriores, inicia-se a fase de testes, com o objetivo de verificar se o que foi projetado, irá conseguir repetir os resultados obtidos nos *softwares*. Com isto, os seguintes testes práticos são executados atualmente:

- a) Teste de bancada estático;
- b) Teste de bancada estático monitorado;
- c) Lançamento do foguete.

Os testes estáticos são realizados diversas vezes, para obter curvas confiáveis, e que possam embasar um possível lançamento. As curvas analisam o impulso total, altitude que o foguete pode alcançar e o empuxo desenvolvido pelo mesmo na ignição. No teste estático, o motor do foguete é isolado e é feito o teste inicial, para verificar o seu comportamento, sem monitoramento. Após em uma bancada com monitoramento remoto é verificada a força que o motor exerce sobre sensores, caracterizando desta maneira o empuxo que o mesmo fornece. Com todos os testes sendo positivos, é realizado o lançamento em local adequado (local em campo aberto). Os testes estáticos são especificamente voltados para os motores e o lançamento para o foguete como um todo. Neste sentido, no Quadro 4, o comportamento dos motores está demonstrado, visando explicitar como está sendo o comportamento dos mesmos e a sua efetividade. Os dados fornecidos pela equipe *Phoenix Rocket Team* foram compilados a partir de 2017.

Quadro 4 – Dados dos testes dos motores realizados a partir de 2017

DADOS DOS TESTES DOS MOTORES						
Ano	Motor (Apogeu (m))	Teste estático s/ monitoramento	Teste estático c/ monitoramento	Lançamento	Testes positivos	Lançamentos Positivos
2017	PRT-17-01-R2 (500)	Validado	Não Validado	****	1	****
2017	PRT-17-01-R1 (500)	Validado	Validado	Validado	2	1
2017	PRT-17-02-R1 (1000)	Validado	Não Validado	****	2	****
2017	PRT-17-03-R1 (1000)	Validado	Validado	Validado	2	1
2017	PRT-17-03-R2 (500)	Validado	Não Validado	****	1	****
2017	PRT-17-04-R1 (1000)	Não validado	****	****	****	****
2017	PRT-17-05-R1 (500)	Não validado	****	****	****	****
2018	PRT-18-01-R1 (500)	Validado	Validado	Não validado	2	****
2018	PRT-18-02-R2 (1000)	Não validado	****	****	****	****
2018	PRT-18-02-R3 (1000)	Validado	Validado	Validado	2	1
2018	PRT-18-03-R1 (1000)	Validado	Não Validado	****	1	****
2018	PRT-18-04-R1 (500)	Não validado	****	****	****	****
2018	PRT-18-05-R1 (1000)	Validado	Validado	Validado	2	1
2019	PRT-19-00-R1 (500)	Validado	Validado	Validado	2	1
2019	PRT-19-00-R4 (500)	Validado	Não Validado	****	1	****
2019	PRT-19-00-R5 (500)	Validado	Não Validado	****	1	****
2019	PRT-19-00-R1 (1000)	Validado	Validado	Validado	2	1
2019	PRT-19-01-R1 (500)	Não validado	****	****	****	****
2019	PRT-19-01-R2 (500)	Validado	Não validado	****	2	****
2019	PRT-19-02-R1 (1000)	Validado	Validado	Validado	2	1
2019	PRT-19-02-R2 (500)	Não validado	****	****	****	****
2019	PRT-19-02-R3 (500)	Validado	Validado	Não validado	2	****
2019	PRT-19-03-R1 (1000)	Validado	Validado	Validado	2	1
2019	PRT-19-04-R1 (2000)	Validado	Validado	Não validado	2	****
2019	PRT-19-05-R1 (1000)	Validado	Validado	Validado	2	1
RESULTADOS	25 MOTORES TESTADOS	24% DE FALHA	36,85% DE FALHA	25% DE FALHA	****	****

Fonte: O autor (2020).

No Quadro 4, verifica-se que há falha em aproximadamente 24% dos testes estáticos sem monitoramento, 36,85 % nos testes estáticos com monitoramento e 25 % dos lançamentos desde 2017, desta forma evidenciando que a maior parte das falhas acontecem nos testes estáticos monitorados. Foram observadas diversas abordagens pela equipe para que não tivesse mais um comportamento imprevisível, tais como: aumento da espessura da parede da camisa (maior resistência mecânica), aumento da seção transversal do bocal (“tubeira” – diminuição da pressão interna), entre outros, porém, até os dias atuais, ainda não obteve-se um resultado satisfatório e uma resposta clara do que possa estar causando as falhas.

Neste sentido, observou-se que o componente mais afetado é a câmara de combustão (usualmente chamada de “camisa” que está demonstrada na Figura 8). Desta maneira, o objeto de estudo deste trabalho de conclusão de curso, é descobrir porque esta ruptura da câmara de combustão ocorre e de que forma acontece, assim obtendo uma solução para este problema. Neste sentido, pretende-se em uma primeira abordagem, de forma teórica, compreender os conceitos que abrangem o tema e definir dimensões que atendam as pressões e forças exercidas na câmara de combustão que falha. Na Figura 10, são apresentadas falhas ocorridas na câmara de combustão.

Figura 10 – Falha em câmara de combustão



Fonte: o autor (2020).

Com isto, serão feitos testes práticos com o objetivo de verificar se o proposto consegue atender os requisitos de segurança e confiabilidade definidos pelas normas vigentes. Contudo, é esperado, que com este trabalho, a causa do problema seja compreendida, solucionada e que o motor do foguete, funcione de forma plena e confiável.

3 MATERIAIS E MÉTODOS

Neste capítulo serão demonstrados os materiais e métodos empregáveis para o trabalho como um todo. Desta maneira, definiu-se que a câmara de combustão a ser analisada é para a configuração de 500 m de altimetria, com um motor de classe I. Foi escolhido esta configuração pelo fato de o mesmo ser o que mais falha, como pode ser visto no Quadro 4.

3.1 PROJETO ANALÍTICO DA CÂMARA DE COMBUSTÃO

O projeto analítico, consiste no dimensionamento teórico da câmara de combustão, observando a literatura fornecida na revisão bibliográfica. Para o projeto analítico são necessário dados de entrada que serão expostos na seção 3.1.1.

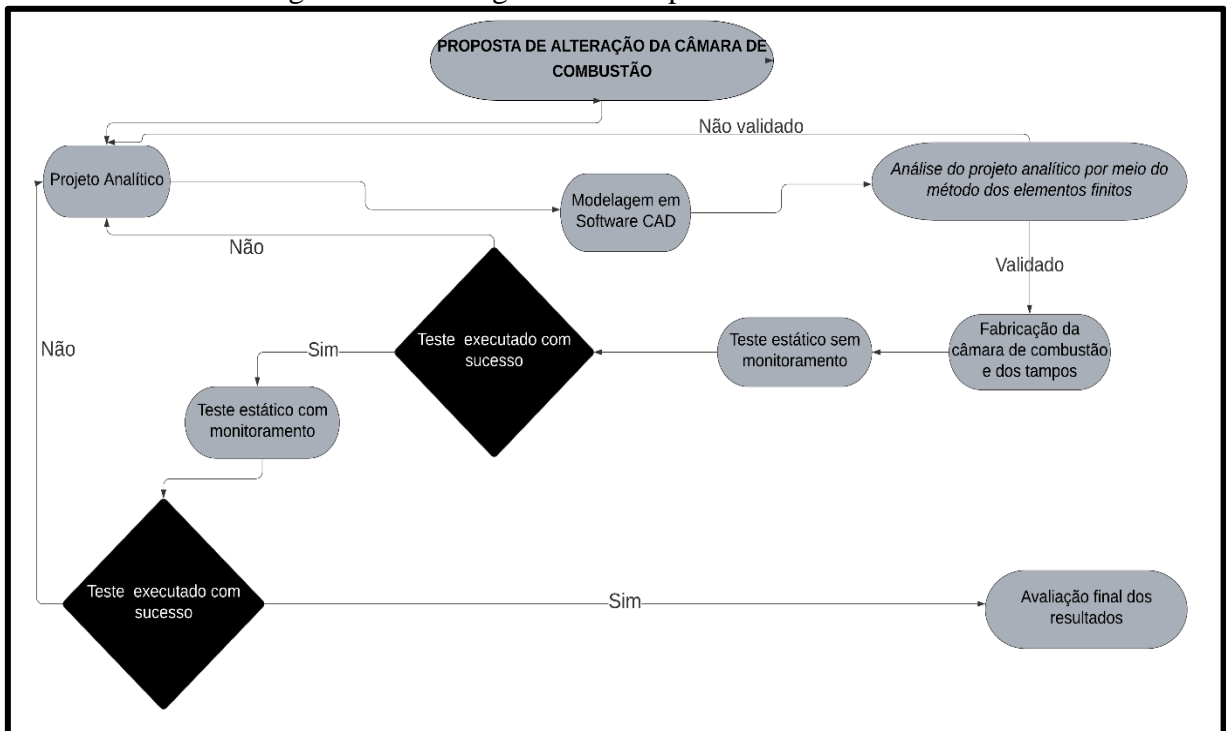
3.1.1 Dados de entrada

Para o dimensionamento inicial da câmara de combustão, são necessários dados de entrada pré-existent. Neste sentido, como o objetivo é realizar a análise estrutural da câmara de combustão, dados relativos a desempenho, no que diz respeito à altimetria necessária que o foguete deve alcançar são obtidos através de *softwares* utilizados pela *Phoenix Rocket Team* e dos testes estáticos com o propelente atual.

Como dados de entrada fornecidos pela equipe, têm-se a densidade do propelente (KNS_u), tendo como valor $1,785 \text{ g/cm}^3$, onde este valor foi obtido de testes experimentais realizados observando a densidade e o volume do mesmo. Nakka (2001) apresenta em seu *website*, planilhas de dimensionamento para desenvolvimento de foguetes experimentais. O uso dos dados das planilhas é relatado por Galvão (2018), Pedroni (2016) e Porto et al (2008). Neste sentido, por meio dos dados obtidos na planilha, pela *Phoenix Rocket Team*, a pressão interna média necessária para que o foguete alcance 500 m é de aproximadamente 3,5 MPa, com as medidas atuais do bocal e o empuxo médio necessário é de 176 N. O impulso específico necessário é de 172 s. No Anexo B, a planilha utilizada pela equipe está demonstrada. Para o dimensionamento estrutural da câmara de combustão, foi definida uma margem superior, para 5 MPa como Galvão (2018) sugere, deste modo esta é a pressão máxima permissível na câmara.

Como o objetivo do trabalho proposto é propor a alteração da câmara de combustão, o bocal a ser utilizado (bocal fixo) será adaptado somente em sua fixação, sendo que os diâmetros internos correspondentes a expansão dos gases serão adotados de forma idêntica ao projeto atual, utilizando como pressão mínima da câmara de combustão, o necessário para alcançar 500 m de altimetria relativa. O trabalho segue uma linha estabelecida de projeto que pode ser vista na Figura 11.

Figura 11 – Fluxograma das etapas a serem realizadas



Fonte: O autor (2020).

3.1.2 Material utilizado

Em um primeiro momento definiu-se o material a ser aplicado na construção da câmara de combustão e dos tampos, onde o mesmo será o AISI 310. Telles (2007), define que o mesmo é aplicável para vasos de pressão sob gradientes térmicos. O mesmo autor define que o tubo a ser utilizado é o A-213 GR310, tubo sem costura. No Quadro 5, as propriedades do material em questão são apresentadas.

Quadro 5 – Propriedades AISI 310

PROPRIEDADES AÇO INOXIDÁVEL AISI 310		
PROPRIEDADES	VALOR	UNIDADES
Densidade	7,85	g/cm ³
Resistência ao escoamento	310	MPa
Ductilidade	0,3	
Resistência última à tração	560	MPa
Razão de Poisson	0,3	
Módulo de Young	200	GPa
Temperatura máxima de serviço	1373	K

Fonte: adaptado de AZO Materials.

3.1.3 Etapas do projeto analítico

O projeto analítico da câmara de combustão tem como ponto de partida o tipo de propelente a ser utilizado. Neste sentido, o atualmente utilizado pela *Phoenix Rocket Team* é o sólido com composição química KNS_u . Desta maneira, este será o utilizado, visto que é amplamente utilizado no foguete modelismo, como definem Leslie e Yawn (2002) na seção 2.3.4.

A geometria do grão propelente será a “*hollow core*” como sugere Turner (2009), e o mesmo será adaptado para um formato cônico, visando uma menor erosão do grão, como Nakka (2001) aborda na seção 2.3.4.1. O propelente será dividido em dois grãos *BATES*, como sugere Cavender (2013), para obter-se um empuxo mais constante e para facilitar a fabricação do mesmo.

A primeira metodologia de cálculo empregada no desenvolvimento analítico da câmara de combustão é o dimensionamento do inibidor, visto que o mesmo define pelo seu diâmetro externo o diâmetro interno da câmara de combustão. Neste sentido, o material a ser utilizado como inibidor será o PVC. Este material foi selecionado, pelo fato de ser quimicamente compatível com o propelente, como define Nakka (2001), e ter uma baixa condutividade térmica de 0,21 W/m.K, de acordo com Braskem (2002), como Davenas (1993) sugere.

Será utilizado um tubo de PVC série normal, onde de acordo com a fabricante Tigre os tubos de 40 mm de diâmetro externo possuem uma espessura de parede de 1,2 mm. Davenas (1993), demonstra que em motores de pequeno porte pode-se inserir o propelente diretamente no inibidor e após instalar o mesmo na câmara de combustão, com uma pequena folga para alocar o mesmo na câmara, e não causar forças excessivas sobre o mesmo e o grão, durante a

prensagem do mesmo na câmara de combustão. Desta maneira, será adotada uma folga de 0,1 mm, como Nakka (2001) define.

O inibidor foi calculado de acordo com a metodologia no Apêndice A, observando os dados fornecidos por Sutton e Biblarz (2010) na seção 2.3.3. É necessário determinar um tempo de duração da queima do propelente. Neste sentido, no projeto atual da equipe utiliza-se 2 s, de acordo com as planilhas de Richard Nakka, citado anteriormente.

Com o inibidor definido, é necessário realizar o cálculo da espessura da parede da câmara de combustão. As etapas realizadas para o dimensionamento da mesma estão contidas no Apêndice A. Os dados referentes ao material utilizado no dimensionamento estão no Quadro 4. O cálculo retornou um valor de espessura menor do que definido por Nathal e Burke (2015), sendo que os mesmos demonstram que segundo a ASME um vaso de pressão deve ter uma espessura mínima de 1/16 pol, resultando em 1,59 mm. Com isto, esta será a espessura adotada no dimensionamento da câmara de combustão.

Com a metodologia aplicada, a câmara de combustão deve ser analisada em relação às suas tensões incidentes, principalmente observando a máxima tensão de cisalhamento, definida pela ASME como critério pertinente para o desenvolvimento de vasos de pressão caracterizados na seção VIII – divisão 2 da *ASME Boiler and Pressure Vessel Code* (2019). Neste sentido, na Etapa III do Apêndice A, as tensões foram definidas, utilizando as metodologias empregadas pelos autores na seção 2.4.

Com as dimensões iniciais da câmara de combustão definidas e as tensões incidentes sobre a mesma, deve-se definir as configurações do tampo superior e do bocal que terá a mesma configuração de fixação do tampo, visto que as maiores forças incidentes na câmara estão sendo incididas sobre o tampo, como define Galvão (2018). Neste sentido, na Etapa IV do Apêndice A, as extremidades foram calculadas levando em consideração o passo de rosca escolhido e o fator de forma contido no Anexo A, onde utilizou-se a configuração n, com CTP de 0,75. A força incidida sobre o tampo é definida por Galvão (2018) como o produto da pressão interna e a área exposta do tampo. Estas relações estão definidas no Apêndice A.

Nakka (2001), define que é necessário utilizar *o-ring* para vedação dos tampos, a fim de evitar perdas de pressão e desempenho causado pela má vedação do sistema. O *o-ring* utilizado é o 2-128 com especificações determinadas pela Parker Hannifin (1997) de 38 mm de diâmetro interno e espessura de 2,64 mm, condizente com o que Nakka (2001) denota no que remete a espessura do mesmo, sendo próximo a 2,5 mm. O anel de vedação *o-ring* tem na sua composição a especificação N3000 – 70B de acordo com a Parker Hannifin (1997), sendo própria para nitrato de potássio (componente preponderante no grão propelente). Nakka (2001),

define que um espaçamento mínimo entre o propelente e o bocal deve ser realizado (em torno de 2,5 mm), para assegurar o crescimento longitudinal da câmara de combustão e que o propelente queime imediatamente após a ignição do motor. Próximo ao tampo superior deve existir um espaçamento similar e entre os grãos BATES também deve existir este espaçamento mínimo.

A adoção da configuração roscada nos tampos, tem o objetivo de facilitar a montagem, e para garantir uma melhor fixação. O motor será fixado na carenagem do foguete por meio de um pino de rosca externa M10 x 1,5 fixado no tampo superior, já utilizado em outras peças do foguete e da bancada de testes, desta forma sendo padrão.

Galvão (2018) apud Budynas e Nisbett (2011) define que a partir do quarto filete de rosca as forças são desprezíveis. Por redundância, serão aplicados 6 filetes de rosca para a segurança do motor como um todo.

Para manter a continuidade da espessura determinada pela ASME (2019), foi adotado um aumento na seção transversal da câmara de combustão nas extremidades da mesma, com o intuito de manter a espessura onde têm-se as roscas. Desta forma, para obter isto foi realizado um canal externo com as regiões concomitantes com o diâmetro maior. Para avaliar o efeito deste fator de concentração de tensão, foi analisado um gráfico de concentração de tensão para vasos de pressão (Figura 7) elaborado por Budynas e Young (2002). Esta avaliação está definida no Apêndice A, na Etapa V.

Para a definição do comprimento da câmara de combustão é necessário definir o comprimento do propelente. Desta maneira, com os dados de entrada requeridos para o desempenho do motor, foram calculados o comprimento do propelente e seus diâmetros interno e externo.

O propelente será adaptado para um formato cônico, como define Nakka (2001), para evitar a erosão do grão. Neste sentido para adaptar a geometria interna do grão para um formato cônico utiliza-se a Equação 26, para calcular a fração de carregamento volumétrico, obtendo a eficiência do propelente. Com isto Nakka (2001) define que a razão porta-para-garganta é importante em relação ao comprimento do propelente, quando tem alto valor L/D .

Nakka (2001) define que esta relação varia de 2 até 3, onde se a relação L/D for relativamente grande, deve-se utilizar uma alma cônica, como definido por Nakka (2001). Desta forma define que na parte superior onde o grão não sofre erosão significativa, deve-se utilizar uma relação próxima a 1.

Posto isto, o comprimento da câmara de combustão é definido com o comprimento do propelente, somado ao espaço requerido pelos tampos e os espaçamentos definidos por Nakka

(2001). Para definir os crescimentos circunferenciais e longitudinais, na etapa VII do Apêndice A, utiliza-se a metodologia de Sutton e Biblarz (2010).

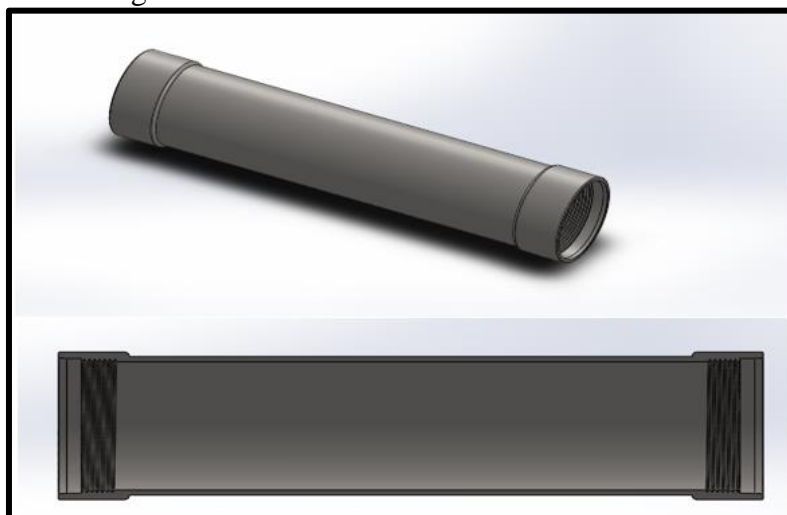
3.2 ANÁLISE NUMÉRICA

O conceito da análise por meio do MEF baseia-se na tensão exercida sobre a câmara de combustão como um todo devido à pressão interna de projeto de 5 MPa. A câmara foi definida em modelagem CAD e desta forma partiu-se para a simulação.

Primeiramente, deve-se definir o tipo de elemento utilizado na câmara de combustão. Desta maneira, foi utilizado o elemento tetraédrico como definem Kumar et al. (2013) e Pedroni (2016). Desta maneira foram adotadas duas malhas para verificar a convergência dos valores. Posto isto, é definida a condição física da simulação, colocando as condições pertinentes a um vaso de pressão, observando a tensão circunferencial que é a mais crítica em um vaso de pressão e a tensão máxima de cisalhamento do critério de Tresca definida pela ASME na divisão II.

Posto isto, o conceito da câmara de combustão está definido na Figura 12, em CAD.

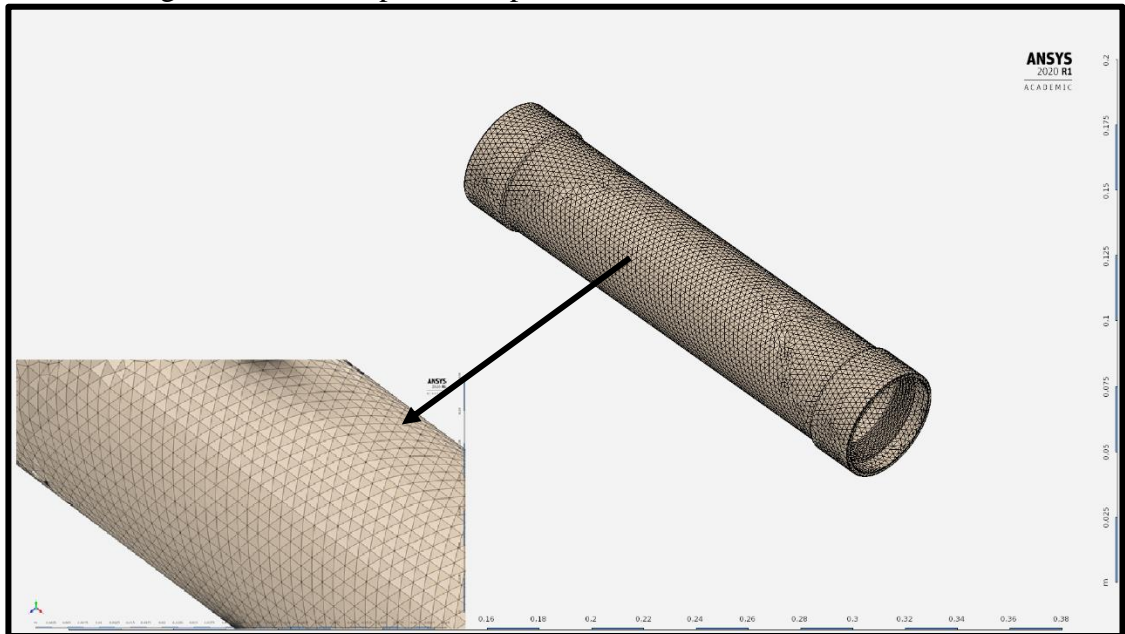
Figura 12 – Conceito da câmara de combustão



Fonte: o autor (2020).

Com o modelo em CAD definido, com as dimensões previstas no Apêndice A, a análise numérica foi realizada. Desta maneira, é necessário definir a malha aplicada na câmara de combustão. Na Figura 13, a primeira malha definida, com um número maior de elementos e com eles dispostos uniformes em todos os segmentos da mesma. No Quadro 6, as características da malha estão expostas.

Figura 13 – Malha primária aplicada sobre a câmara de combustão



Fonte: o autor (2020).

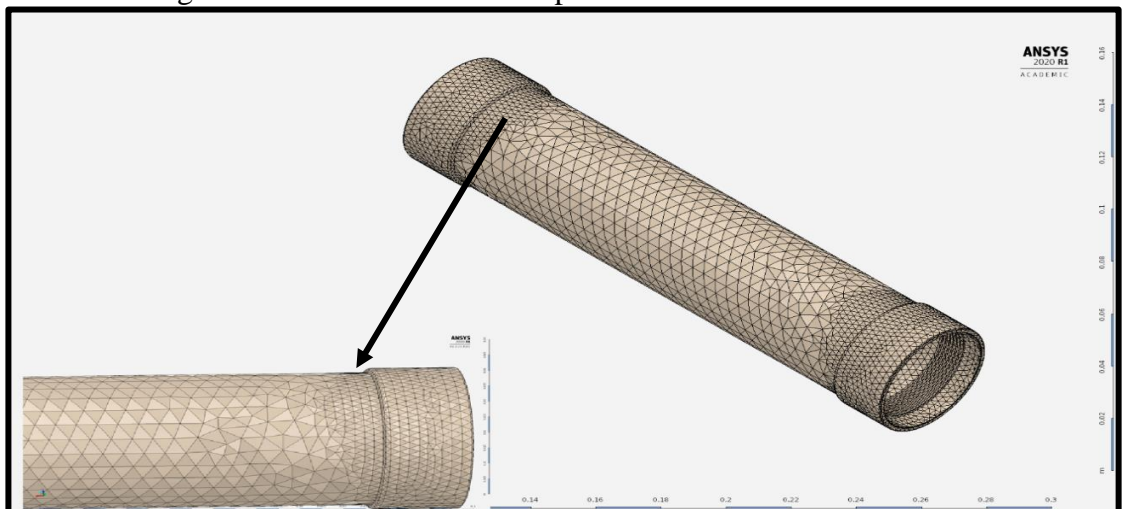
Quadro 6 – Características da malha primária

Número de elementos	52506
Número de nós	98360
Configuração dos elementos	Tetraédricos
Tamanho dos elementos	2,4 mm

Fonte: o autor (2020).

Com o objetivo de verificar a convergência dos valores, foi realizada uma malha secundária. Desta maneira, na Figura 14, a malha secundária está exemplificada e as suas características no Quadro 7.

Figura 14 – Malha secundária aplicada na câmara de combustão



Fonte: o autor (2020).

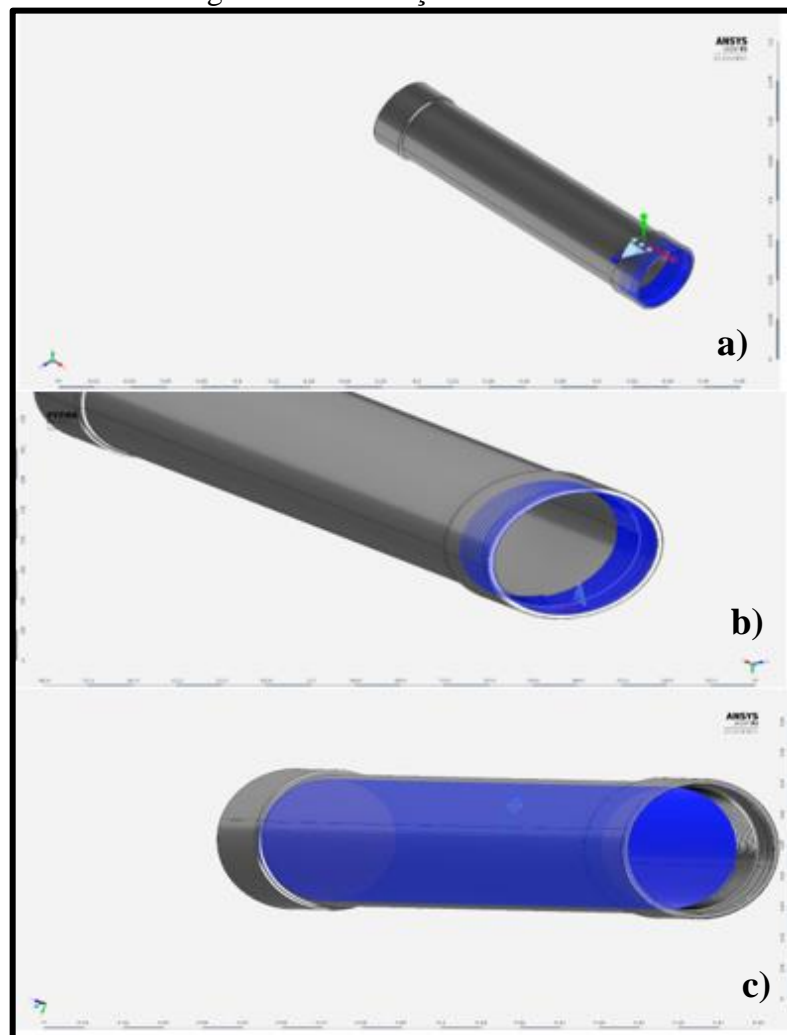
Quadro 7 – Características da malha secundária

Número de elementos	37602
Número de nós	71629
Configuração dos elementos	Tetraédricos
Tamanho dos elementos na parte central	5 mm
Tamanho dos elementos nos raios	2 mm
Tamanho dos elementos no volume restante	2,5 mm

Fonte: o autor (2020).

Com a definição da malha, definiu-se as condições de contorno que serão aplicadas na câmara de combustão. Na Figura 15 a), a primeira condição de contorno aplicada é a fixa, sendo que a mesma é aplicada na região que está fixada no corpo do foguete. Na Figura 15 b), a segunda condição de contorno é aplicada, visando uma condição de restrição apenas na região longitudinal, por haver o bocal rosqueado na mesma. Na Figura 15 c), a pressão interna de 5 MPa é aplicada na região interna da câmara de combustão, evidenciando a mesma como um vaso de pressão carregado, como definem Sutton e Biblarz (2010).

Figura 15 – Condições de contorno

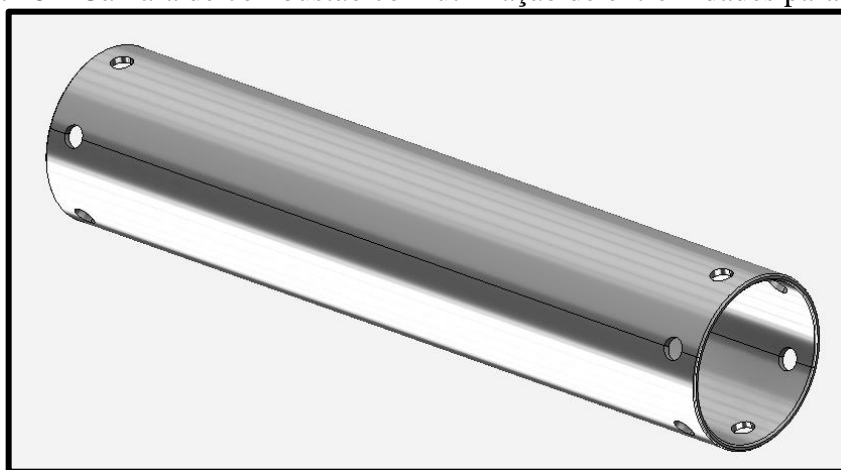


Fonte: o autor (2020).

A partir da definição da malha e das condições de contorno, os resultados são gerados, observando as tensões que incidem sobre a câmara de combustão, sendo que os mesmos serão amplamente discutidos no Capítulo 4.

Como visto na Figura 10, as falhas originam-se em sua maioria nas extremidades parafusadas. Neste sentido foi realizada a análise numérica da câmara de combustão com a espessura e diâmetros definidos por este projeto, mas com a condição de ruptura das câmaras anteriormente utilizadas pela equipe, mantendo os diâmetros dos furos e a distribuição dos mesmos ao longo da câmara, com o objetivo de verificar o comportamento da câmara com esta geometria. Neste sentido na Figura 16 o conceito utilizado está exemplificado.

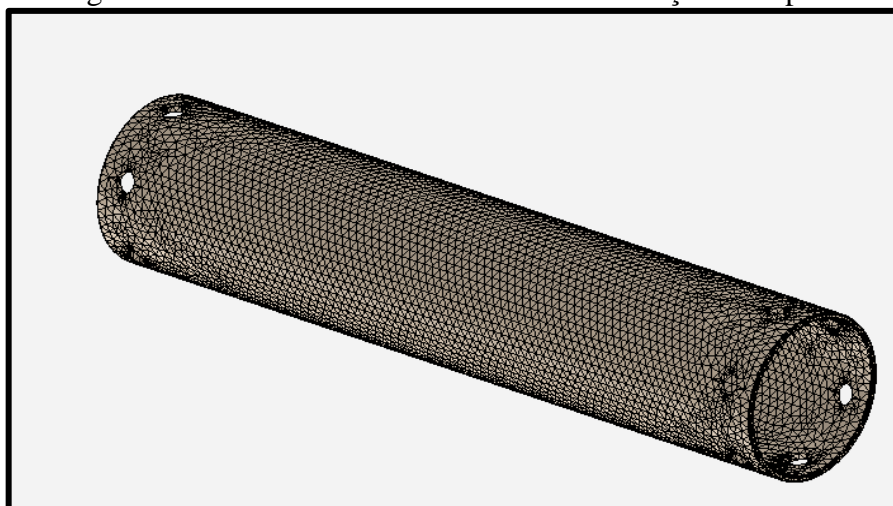
Figura 16 – Câmara de combustão com utilização de extremidades parafusadas



Fonte: o autor (2020).

Como malha foi utilizado da mesma maneira que na câmara analisada o elemento tetraédrico, com o máximo número de elementos que o *software Ansys Academic* disponibiliza na sua versão acadêmica. Na Figura 17, a malha utilizada está demonstrada. Foram utilizados 82039 nós e 42501 elementos. O elemento tem 2,4 mm de tamanho.

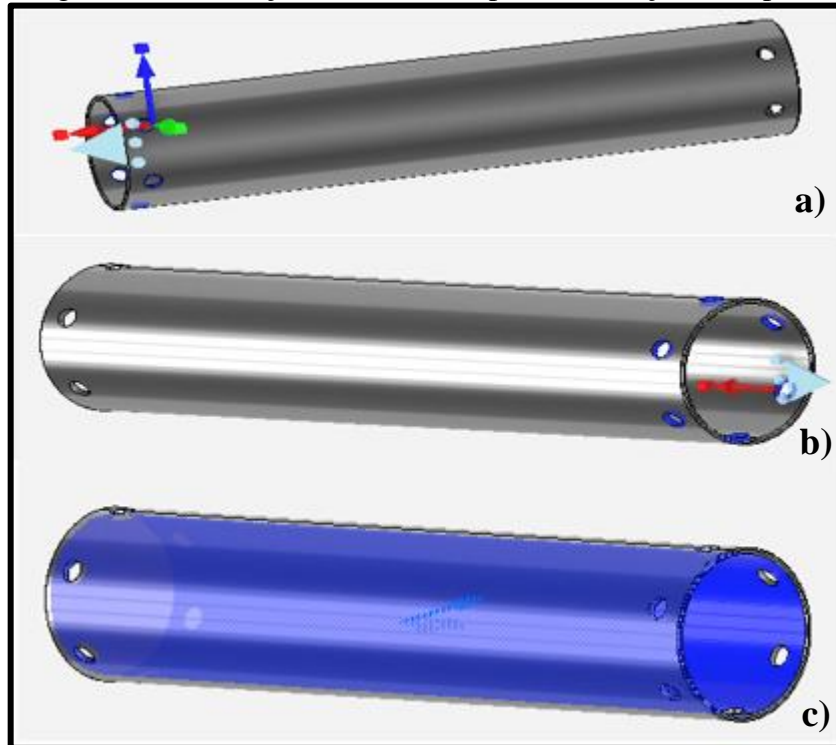
Figura 17 – Malha utilizada na análise de condição de ruptura



Fonte: o autor (2020).

As condições de contorno impostas nesta análise estão determinadas na Figura 18. Em a) está a condição de suporte fixo onde a câmara está fixa em testes e lançamentos. Foi determinado a condição em todos os furos. Em b) temos a condição de suporte fixo somente no sentido longitudinal aplicado em todos os furos simulando a condição do bocal rosqueado. Na superfície interna tem-se a condição da pressão interna de 5 MPa exposta em c).

Figura 18 – Condições de contorno para a condição de ruptura



Fonte: o autor (2020).

3.3 ENSAIOS EXPERIMENTAIS

Para análise experimental, primeiramente é realizada a fabricação do motor, com a validação ocorrida na análise numérica. Posto isto, foi realizado o teste estático sem monitoramento. O teste estático consiste em alocar o motor do foguete preso pelo pino no tampo superior a uma base fixada ao solo com um tubo de 8 mm de espessura ao seu redor.

O motor do foguete é ignitado por meio de um ignitor feito de pólvora, desenvolvido pela *Phoenix Rocket Team*. Ocorre um contato elétrico e o mesmo é acionado. O objetivo deste teste é verificar como o motor se comporta, no campo visual, para certificar que o mesmo pode ir para o teste estático monitorado. Isto define, se a câmara de combustão pode ser testada na bancada de testes estáticos monitorado, para a aquisição de dados relativos ao desempenho do motor. Na Figura 19, o teste estático sem monitoramento está exemplificado, demonstrando o

tubo ao seu redor e de que maneira o motor fica para o teste, sendo que o fio verde que está entrando no motor é o ignitor.

Figura 19 – Teste estático sem monitoramento



Fonte: o autor (2020).

A partir da etapa de teste estático sem monitoramento sendo aprovada, o teste estático monitorado pode ser realizado. O mesmo consiste em alocar o motor do foguete à base da bancada de testes estáticos, por meio de guias centrais, como pode ser visto na Figura 20. A bancada de testes consiste em um equipamento desenvolvido pela equipe e que por meio do disparo do motor do foguete, a força exercida pelo motor, pode-se definir o empuxo que o mesmo irá exercer através de uma célula de carga onde a mesma adquire esta informação através da deflexão causada pelo motor. Com este dado, o desempenho do motor pode ser validado e definido. No teste estático é realizada a medição da pressão interna do motor, através do uso de um pressostato, para verificar a qual pressão a câmara chegou devido à queima do propelente. Desta maneira, no Quadro 8, estão expostas as especificações pertinentes ao teste da célula de carga. No Quadro 9, as especificações pertinentes aos testes do pressostato estão definidas. No Apêndice B, estão as configurações completas de ambos os dispositivos. Foram realizados 6 ensaios experimentais, distribuídos da seguinte maneira: um ensaio estático não monitorado e cinco ensaios estáticos monitorados.

Quadro 8 – Especificações célula de carga teste estático monitorado

Modelo	GL 100
Capacidade nominal (kg)	100
Temperatura de trabalho (°C)	- 50 a + 60
Máxima sobrecarga (%) capacidade nominal	150
Sobrecarga de ruptura (%) capacidade nominal	300

Fonte : <https://www.alfainstrumentos.com.br/produto/gl/> . Acesso em: 05 de outubro 2020.

Quadro 9 – Especificações pressostato teste estático monitorado

Modelo	NP 400
Tipo de medida	Pressão relativa positiva
Faixa de medição (MPa)	0 - 6
Sobre pressão	2 vezes a faixa máxima
Pressão de ruptura	3 vezes o valor superior da faixa de medição
Temperatura de operação (°C)	-20 a 70

Fonte: https://www.novus.com.br/downloads/Arquivos/manual_transmissor_press%C3%A3o_np400_v10x_e_pt.pdf. Acesso em: 05 de outubro de 2020.

A Figura 20 demonstra a bancada de teste estáticos, onde em (A) está a câmara de combustão, em (B) a célula de carga, em (C) o pressostato, em (D) a estrutura da bancada, em (E) o fio do ignitor entrando no motor, em (F) a mangueira de malha de aço, que faz a conexão da câmara de combustão ao pressostato, em (G), os guias centrais. Os dados são adquiridos por meio de uma bancada móvel eletrônica desenvolvida pela *Phoenix Rocket Team*.

Figura 20 – Bancada de testes estáticos



Fonte: o autor (2020).

4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

Neste capítulo serão apresentados os resultados relativos ao projeto da câmara de combustão. Serão abordados os resultados definidos pelo projeto analítico, pela análise numérica e pelos ensaios experimentais. Os resultados serão discutidos, com o objetivo de analisar a validação entre as três etapas de análise do projeto.

4.1 RESULTADOS DO PROJETO ANALÍTICO

No projeto analítico foram avaliadas as dimensões e tensões da câmara de combustão e as dimensões dos componentes necessários para o projeto da câmara de combustão. Como definido no Apêndice A, a primeira etapa no dimensionamento é o inibidor. Desta maneira, o resultado obtido para o mesmo é de 1 mm de espessura, com um diâmetro externo de 39,6 mm.

Utilizando a metodologia da ASME (2019), que denota o uso da teoria da máxima tensão de cisalhamento, para o dimensionamento da câmara de combustão, obteve-se a espessura requerida e a máxima pressão exercida na câmara de combustão. Neste sentido, no Quadro 10, estes resultados estão expostos.

Quadro 10 – Determinação da espessura da câmara de combustão

S_{sy}	155 MPa
Fator de segurança	1,5
Tensão Admissível	206,67 MPa
Espessura (tensão axial)	0,24 mm
Espessura (tensão circunferencial)	0,49 mm
PMTA (Circunferencial)	5 MPa
PMTA (Axial)	2,47 MPa
PMTA (Corrigida)	15,79 MPa

Fonte: o autor (2020).

No Quadro 9, há a PMTA corrigida em virtude de Nathal e Burke (2015), definirem que a ASME estipula uma espessura mínima de 1/16 polegadas (1,59 mm) para vasos de pressão. Neste sentido, esta é a espessura que será utilizada. Esta PMTA corrigida, denota em uma pressão 3,15 vezes superior à pressão de projeto. Com isto, o diâmetro externo da câmara de combustão é de 42,88 mm. No Quadro 11, as tensões incidentes na câmara de combustão estão expostas, devido as metodologias de Beer (2011), Norton (2013), e Budynas e Young (2002).

Quadro 11 – Tensões incidentes na câmara de combustão

Tensão circunferencial	62,4 MPa
Tensão Longitudinal	31,2 MPa
τ_{max}	31,2 MPa
Fator de segurança de Tresca	4,97
Pressão de Projeto	15,3 MPa
Pressão de Ruptura	26,8 MPa

Fonte: o autor (2020).

No Quadro 12, os dados relativos ao dimensionamento das extremidades da câmara de combustão, estão determinados. O tampo pode ser visto na sua configuração, no Apêndice E. No Apêndice C, está a montagem do motor e a vista explodida do mesmo. No Apêndice D, está o detalhamento da câmara de combustão. Para possibilitar a conexão do pressostato à câmara o tampo superior foi adaptado, para os testes estáticos monitorados, como pode-se ver no Apêndice F. O bocal utilizado está demonstrado no Apêndice G. Foram adaptados nos componentes paralelos da câmara de combustão, uma geometria para uma chave, visando facilitar a montagem e desmontagem do sistema.

Quadro 12 – Resultados relativos à configuração das extremidades da câmara de combustão

Comprimento mínimo de contato da rosca	5,35 mm
Passo da rosca	1,50 mm
Força exercida sobre o tampo superior	6,19 kN
Tensão de cisalhamento na rosca interna	35,91 MPa
Tensão de cisalhamento na rosca externa	41,35 MPa
Fator de segurança rosca interna	4,32
Fator de segurança rosca externa	3,75
Comprimento total dos tampos	17,35 mm

Fonte: o autor (2020).

Como mencionado no Capítulo 3, foi definido um aumento na seção transversal, nas regiões onde há os tampos. Desta maneira, utilizando a metodologia apresentada na Figura 7, a tensão máxima devido à concentração de tensão nestas regiões é de 40,5 MPa. Para a definição do comprimento da câmara de combustão, é necessário definir a geometria do grão propelente. O comprimento é definido pelo espaço requerido aos tampos, mais os espaçamentos e o comprimento do grão propelente. Desta maneira, no Quadro 13, estes resultados estão expostos.

Quadro 13 – Definição do comprimento da câmara de combustão

Diâmetro externo propelente	39,6 mm
Diâmetro interno propelente (inferior)	22,72 mm
Diâmetro interno propelente (superior)	14,40 mm
Comprimento do propelente	165,32 mm
Comprimento requerido pelo tampo	17,35 mm
Comprimento dos espaçamentos requeridos	7,5 mm
Comprimento da câmara de combustão	207,52 mm

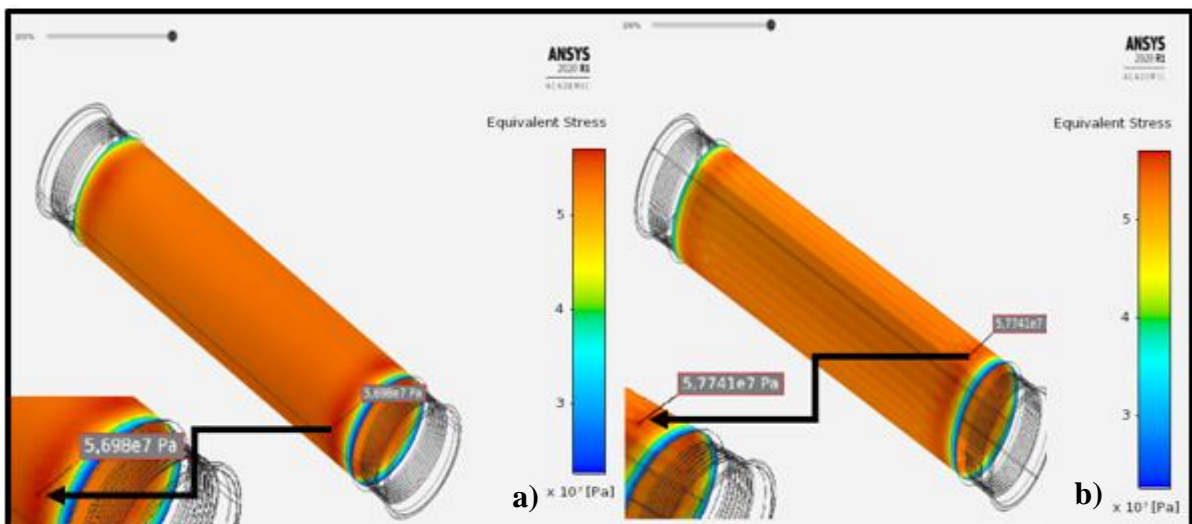
Fonte: o autor (2020).

Sutton e Biblarz (2010), definem que o crescimento devido à pressão interna deve ser analisado, desta maneira, utilizando as Equações que os mesmos definem e expostas no Apêndice A, o crescimento na direção longitudinal é de 0,013 mm e na direção circunferencial de 0,00013 mm.

4.2 RESULTADOS DA ANÁLISE NUMÉRICA

A análise numérica foi baseada nas definições estipuladas no Capítulo 3. Deste modo, foram analisadas as tensões incidentes sobre a câmara de combustão, com a utilização de *software* de análise numérica *Ansys Academic*. Em um primeiro momento foi realizada a análise da tensão circunferencial incidente na câmara de combustão, utilizando a malha primária. Para objetivos de verificação dos resultados, utilizou-se a malha secundária, analisando da mesma forma a tensão circunferencial incidente. Neste sentido, na Figura 21 – a), está a análise da tensão circunferencial utilizando a malha primária e na Figura 21 – b) esta mesma análise utilizando a malha secundária.

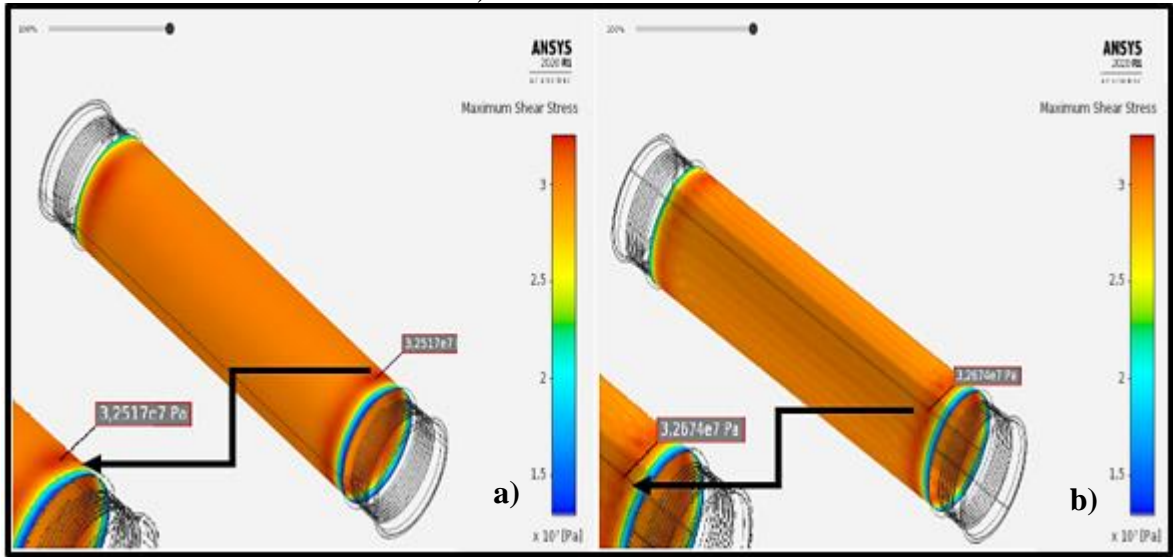
Figura 21 - Tensão circunferencial na Câmara de combustão a) malha primária b) malha secundária



Fonte: o autor (2020).

Como pode ser visto na Figura 21, a diferença entre as duas metodologias utilizadas é de 1,32 %, demonstrando que a utilização da malha secundária é viável. Nota-se que o local de maior tensão circunferencial, é o mesmo em ambas as análises. Na Figura 22, foi realizada a análise numérica visando a tensão cisalhante máxima, critério determinado pela ASME para a análise de um vaso de pressão.

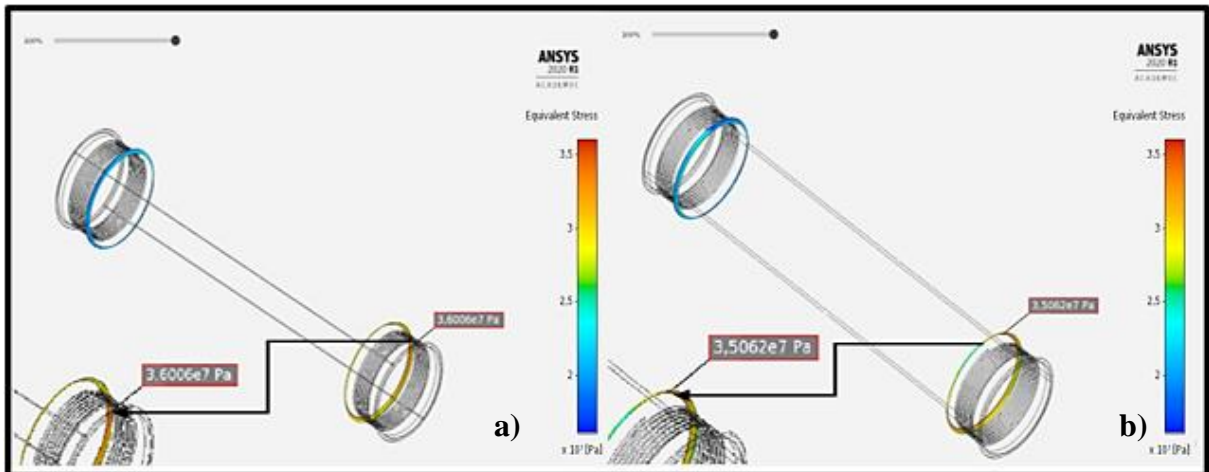
Figura 22 – Tensão máxima de cisalhamento na Câmara de combustão a) malha primária b) malha secundária



Fonte: o autor (2020).

Como é observado na Figura 22, a diferença entre as duas análises é de 0,48 %. Nota-se que o ponto de maior tensão é diferente entre as análises, porém a região é a mesma, evidenciando que a região de maior concentração de tensões, como visto também na Figura 21 é na parte em que está o tampo superior. Na Figura 23, a análise realizada foi em relação a tensão circunferencial incidente especificamente nas regiões onde estão os concentradores de tensão.

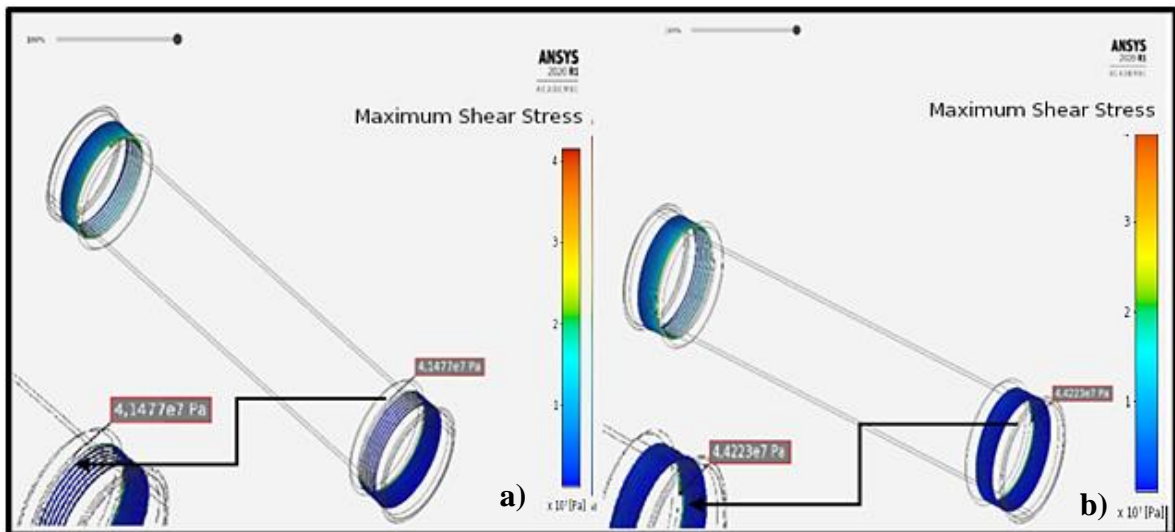
Figura 23 – Tensão circunferencial no concentrador de tensão a) malha primária b) malha secundária



Fonte: o autor (2020).

Na Figura 23, pode-se observar que a diferença entre as análises é de 2,62 %, e que as tensões máximas, como nos casos anteriores, localizam-se na região em que está o tampo superior. Na Figura 24, a análise numérica está concentrada nas tensões de cisalhamento nas regiões da câmara de combustão com a configuração rosqueada.

Figura 24 – Tensão máxima de cisalhamento na rosca interna a) malha primária b) malha secundária



Fonte: o autor (2020).

Como pode-se observar, a diferença entre as malhas utilizadas na Figura 24 é de 6,21%. Nota-se que a região em que a tensão máxima é observada em ambas as malhas utilizadas é próximo ao tampo superior. Com isto, corrobora com as análises precedentes, demonstrando que a região onde as tensões estão mais concentradas é no tampo superior, sendo este resultado esperado, uma vez que a câmara de combustão é um vaso de pressão, mas que em um dos lados está aberta para a atmosfera, na região da garganta do bocal. A análise utilizando a malha secundária se torna mais rápida, uma vez que pelo número reduzido de elementos e nós, tem um tempo de 46 s, frente a um tempo de 58 s, desta maneira, tendo uma redução de 20,7%.

Quadro 14 – Comparação projeto analítico e análise numérica

TENSÕES	RESULTADOS (MEF)	DIFERENÇA PROJETO ANALÍTICO
Tensão circunferencial malha primária	56,98 MPa	- 8,71 %
Tensão circunferencial malha secundária	57,74 MPa	- 7,49 %
Tensão máxima de cisalhamento malha primária	32,52 MPa	+ 4,19 %
Tensão máxima de cisalhamento malha secundária	32,67 MPa	+ 4,67 %
Tensão circunferencial concentrador malha primária	36,00 MPa	- 11,11 %
Tensão circunferencial concentrador malha secundária	35,06 MPa	- 13,43 %
Tensão máxima de cisalhamento rosca interna malha primária	41,47 MPa	+ 15,48 %
Tensão máxima de cisalhamento rosca interna malha secundária	44,22 MPa	+ 23,14 %

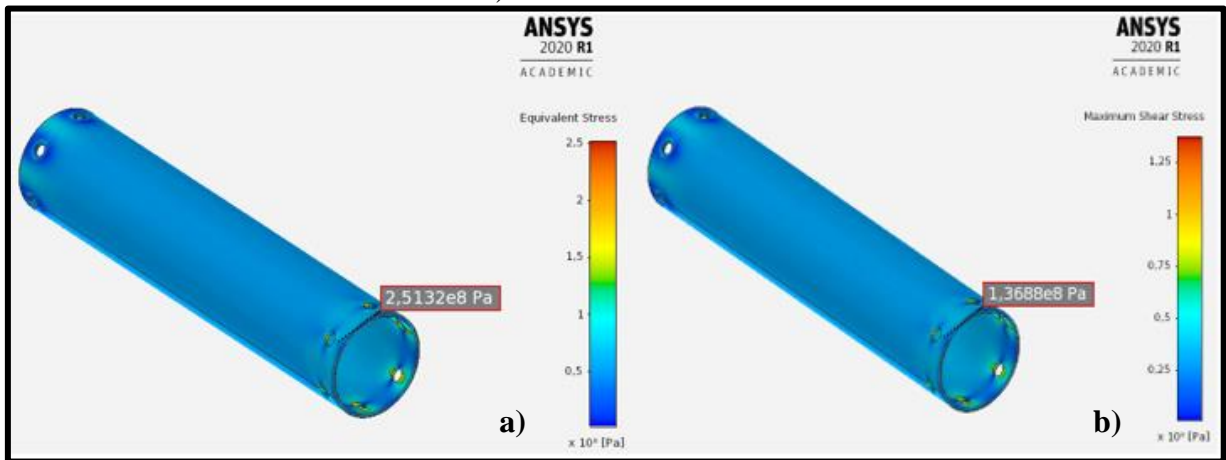
Fonte: o autor (2020).

No Quadro 14, estão apresentados os resultados da análise numérica em comparação direta com as tensões circunferências e de cisalhamento máxima do projeto analítico. Observa-se que os resultados entre ambas as análises é condizente, principalmente no fator mais relevante para a ASME, no que remete a dimensionamento de vasos de pressão, a tensão de cisalhamento máxima, sendo que em ambas as metodologias (malha primária e secundária), a diferença com o projeto analítico é de 4,19 % e 4,67% respectivamente.

Verifica-se que os valores foram em sua maioria próximos ao projeto analítico. A maior diferença foi na tensão máxima de cisalhamento na rosca interna utilizando a malha secundária, sendo que o valor se deve à menor adaptabilidade da malha a geometria da rosca, sendo desta maneira assumido um valor superior pelo *software*. É importante destacar que a configuração proposta da câmara de combustão é 10,9% mais leve que a anterior.

Na análise na condição de ruptura foi utilizado o MEF e desta maneira avaliou-se a tensão circunferencial e a tensão máxima de cisalhamento. Na Figura 25 esta análise está demonstrada.

Figura 25 – Tensões incidentes na câmara de combustão sob condição de ruptura a) Tensão circunferencial b) Tensão máximo de cisalhamento



Fonte: o autor (2020).

A tensão circunferencial retornou um valor de 251,32 MPa sendo desta forma 4,38 vezes superior as tensões circunferenciais obtidas na análise por meio do MEF na câmara de combustão proposta neste projeto. A tensão máxima de cisalhamento retornou um valor de 136,88 MPa, sendo 4,2 vezes superior ao obtido na análise numérica da câmara proposta. Desta maneira, o fator de segurança de Tresca obtido da Equação 4 é de 1,13, frente aos 4,97 obtidos na câmara proposta com extremidades rosqueadas. Desta maneira, nota-se que a utilização de extremidades rosqueadas se torna evidente, devido à maior segurança fornecida.

4.3 RESULTADOS DOS ENSAIOS EXPERIMENTAIS

Como definido nos materiais e métodos, foram realizados 6 ensaios, sendo distribuídos da seguinte maneira: um teste estático não monitorado e cinco testes estáticos monitorados. Desta maneira, foi realizado em um primeiro momento o teste estático não monitorado, sendo bem sucedido, onde não houve falha no motor e a câmara de combustão não apresentou nenhuma deterioração, apenas detritos da combustão do propelente em seu interior. Na Figura 26, a câmara de combustão após o teste está demonstrada.

Figura 26 - Câmara de combustão após teste estático não monitorado a) exterior da câmara b) Interior da câmara de combustão após teste estático não monitorado



Fonte: o autor (2020).

Os testes estáticos monitorados foram realizados na sequência. Todos os 5 ensaios foram bem sucedidos, sem falhas em nenhum componente do motor e a câmara de combustão ficou intacta, como pode ser visto na Figura 27, após o quinto teste estático monitorado. No Quadro 15, os dados obtidos nos testes estáticos monitorados estão apresentados. O empuxo médio é obtido da média dos valores que a célula de carga disponibiliza durante o teste estático.

Figura 27 – Câmara de combustão ao centro após o quinto teste estático monitorado



Fonte: o autor (2020).

Quadro 15 – Dados relativos aos cinco testes estáticos monitorados

	Teste 1	Teste 2	Teste 3	Teste 4	Teste 5	Média	Desvio Padrão
Empuxo Médio (N)	152,0	155,3	153,9	151,4	147,5	152,1	2.74
Impulso Total (Ns)	252,5	248,5	249,4	258,0	236,5	249,0	6.84
Empuxo Máximo (N)	238,0	242,0	192,1	192,4	200,7	213,1	24.95
Pressão Máxima (MPa)	1,6	1,7	1,5	1,5	1,5	1,5	18.96
Tempo de queima (s)	1,7	1,6	1,6	1,7	1,6	1,6	32.65

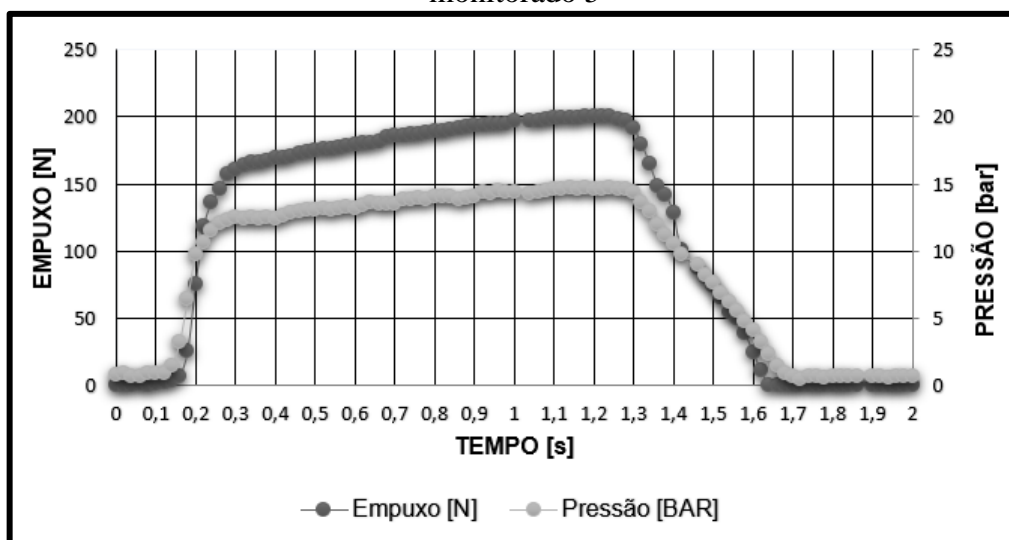
Fonte: o autor (2020).

Como pode-se notar no Quadro 15, os dados divergem dos dados requeridos fornecidos pela *Phoenix Rocket Team*, sendo em relação ao empuxo médio desejado, uma diferença média de aproximadamente 13,61 % menor. O tempo de queima também ficou abaixo do requerido, ficando em torno de 18,3 % menor. O impulso total, conseqüentemente também ficou menor, com uma diferença do requerido de 29,27 % menor. A pressão interna real ficou 56,3 % menor que a especificada. O motor com este impulso total está na classe H, como definido no Quadro 2, diferente da classe I que foi estabelecida.

Estes valores inferiores, principalmente na pressão interna devem-se à utilização dos dois grãos *BATES*, que fornecem um empuxo mais estável e uma pressão menor devido à esta estabilidade, de acordo com Cavender (2013), na seção 2.3.4.1. O inibidor utilizado na câmara de combustão, também proporciona uma queima do propelente mais estável e com nenhuma sobre pressurização no sistema como um todo, como define Nakka (2001). A queima dos gases na câmara de combustão exerce um papel importante na pressão interna como Nakka (2001) define. Neste sentido a utilização do grão *hollow core* proporciona uma queima mais estável com conseqüente diminuição da pressão interna.

Outro fator possível para que os valores ficassem abaixo do esperado, principalmente no impulso total é a utilização da taxa de queima de Dias (2017), uma vez que possivelmente a taxa do grão propelente da equipe seja maior. O empuxo médio que é o parâmetro base para o desempenho do motor do foguete, ficou com uma diferença de 13,61 %, mas tendo um comportamento constante, como pode ser visto na Figura 28.

Figura 28 – Empuxo e pressão interna em função do tempo relativo ao teste estático monitorado 5



Fonte: o autor (2020).

Os outros testes têm o mesmo comportamento que este, variando como mencionado no Quadro 15, os valores. Como pode-se observar na Figura 28, a pressão e o empuxo obtiveram

um comportamento estável. A câmara de combustão obteve êxito em todos os testes, reiterando que a mesma conta com uma massa 10,9 % menor que a atualmente utilizada pela equipe. Esta não apresentou variação dimensional, nem desgaste nas extremidades rosqueadas. O *o-ring* utilizado para a vedação da câmara de combustão comportou-se de forma eficiente, sendo necessário apenas uma substituição no componente bocal devido à alta temperatura exercida nesta área.

Foi desenvolvido em conjunto um sistema de prensagem do propelente que se tornou mais eficaz que o antigamente utilizado pelo fato de utilizar o inibidor e o propelente já ser inserido nele, e não o propelente ser inserido diretamente na câmara de combustão, como era feito. Isto permitiu um ganho de produtividade para a equipe no que diz respeito a quantidade maior de testes serem feitos em um curto intervalo de tempo. No Quadro 15 vemos diferença no empuxo máximo nos dois primeiros testes em comparação com os demais devido à utilização deste novo sistema de prensagem, onde utilizou-se uma força de prensagem nos testes 1 e 2 e outra superior em 3, 4 e 5, devido à necessidade de alcançar o comprimento correto do propelente proposto. Em paralelo também foi implementado um sistema de aquisição da pressão interna da câmara de combustão.

Na Figura 29, o apogeu do foguete foi definido através do *software open rocket*, que é utilizado por Dings et al. (2019), com a utilização da curva de empuxo presente na Figura 27, levando em consideração a massa atual do foguete da *Phoenix Rocket Team*. O mesmo retornou um apogeu de 409 metros, ficando desta maneira 81,8 % do apogeu requerido. A diferença decorre de o empuxo médio da bancada de testes estáticos ter retornado um valor 13,61% menor. O valor médio dos 5 testes estáticos monitorados é de 392 m, desta maneira apresentando 78,4% do apogeu requerido. Este valor é satisfatório uma vez que a faixa de apogeu da categoria de 500 m é de 350 a 500m.

Figura 28 – Apogeu teórico do foguete com a curva de empuxo do teste estático monitorado 5



Fonte: o autor (2020).

Com estes resultados compreende-se que o funcionamento correto de um motor foguete, principalmente no que diz respeito ao seu desempenho é importante para que se tenha uma previsibilidade do que o motor irá fazer e principalmente uma segurança para quem está operando o mesmo. Neste sentido, com uma câmara de combustão sem instabilidades e funcionando de forma bastante competente, entende-se que a segurança como um todo do foguete fica elevada.

5 CONCLUSÃO

A câmara de combustão assume um papel importante no desempenho do motor do foguete, uma vez que armazena o combustível e atua como um vaso de pressão altamente carregado. Desta maneira, neste trabalho buscou-se propor a alteração da câmara de combustão visando solucionar as falhas que a mesma apresentava. Durante o desenvolvimento do trabalho, buscou-se definir a câmara de combustão geometricamente, observando as definições da ASME, e de outros autores, analisando os fatores preponderantes para a definição da mesma.

O projeto analítico foi realizado e definido de acordo com dados de entrada fornecidos pela equipe *Phoenix Rocket Team*. Neste sentido, foram definidos os aspectos geométricos da câmara observando as tensões exercidas sobre a mesma. Com isto, a análise numérica foi realizada, sendo que os resultados ficaram bastante próximos dos resultados do projeto analítico, principalmente no aspecto relevante a ASME, a tensão máxima de cisalhamento, obtendo uma diferença média com as duas malhas utilizadas de 4,43% com o projeto analítico, desta forma possibilitando o avanço para a etapa de fabricação e de testes estáticos.

Foram realizados seis testes estáticos, sendo todos bem sucedidos, uma vez que não houve falhas e a câmara de combustão não sofreu nenhum desgaste ou variação dimensional, ao final dos testes, sendo um fator extremamente positivo, uma vez que as câmaras de combustão anteriormente utilizadas pela equipe apresentavam um alto índice de falhas. Os resultados obtidos nos testes foram diferentes dos definidos na metodologia, em virtude da utilização de grãos *BATES* e do inibidor, que possibilitam uma estabilidade de queima e uma pressão de operação menor, porém, com uma menor quantidade de propelente, mantém o empuxo médio próximo do requerido. O apogeu teórico obtido pelo desempenho do motor nos testes, obteve valores satisfatórios, uma vez que se aproximaram do apogeu requerido pela equipe.

Com a câmara de combustão estando isolada termicamente em sua parede, a mesma não obteve sobre pressurização devido à queima do propelente e se comportou de forma contínua em todos os ensaios não apresentando variação entre eles. A configuração rosqueada nas extremidades provou-se excelente no manuseio e no desempenho da câmara de combustão, uma vez que as falhas das câmaras de combustão utilizadas pela equipe ocorriam principalmente nas regiões onde havia as juntas parafusadas, devido à sobre pressurização do sistema. Com a análise por MEF na condição de ruptura nota-se que a utilização das extremidades rosqueadas é muito mais segura que as juntas parafusadas. Deste modo compreende-se que a principal causa da ruptura das câmaras de combustão por sobre pressurização era a não utilização do inibidor.

6 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

Para projetos futuros sugere-se as seguintes linhas de pesquisa:

- Utilizar materiais alternativos para a câmara de combustão como alumínio;
- Análise da utilização de tampos esféricos na câmara de combustão;
- Analisar materiais alternativos no bocal;
- Análise da influência da temperatura dos gases no interior da câmara de combustão;
- Propõe-se também a análise numérica na temperatura interna da câmara de combustão por CFD.

REFERÊNCIAS

AMERICAN SOCIETY OF MECHANICAL ENGINEERS. **ASME BPVC.I-2019**: ASME Boiler and Pressure Vessel Code. New York: ASME, 2019.

BEER, Ferdinand P. et al. **Mecânica dos materiais**. 5. ed. Porto Alegre: Amgh Editora Ltda, 2011.

BUDYNAS, Richard G., YOUNG, Warren C. **Roark's Formulas for Stress and Strain**. 7. ed. Nova York: McGraw-Hill, 2002.

BUDYNAS, Richard G.; NISBETT, J. Keith. **Elementos de Máquinas de Shigley**: Projeto de Engenharia Mecânica. 8. ed. Porto Alegre: Amgh Editora Ltda, 2011.

CARANDE, Francisco Javier Fuertes. Motor Foguete de Combustível Sólido. 2011. 189 p. (Mestrado em Engenharia Aeronáutica) – Universidade da Beira Interior, Covilhã, 2011.

Catálogo técnico Tigre. Disponível em: <https://www.tigre.com.br/themes/tigre2016/downloads/catalogos-tecnicos/>. Acesso em 05 de out. 2020.

Célula de Carga – GL. Alfa instrumentos. Disponível em: <https://www.alfainstrumentos.com.br/produto/gl/>. Acesso em 05 de out. 2020.

DAVENAS, A. **Solid Rocket Propulsion Technology**. Nova Iorque. Pergamon Press, 1993.

DIAS, Éderson Luiz dos Santos. Estimativa numérica da pressão e taxa de queima transiente de motor-foguete a propelente sólido. 2017. 99 p. (Bacharelado em Engenharia Mecânica) – Universidade Federal do Paraná, Curitiba, 2017.

DINGS, Amanda et al. **Design and Integration of a High-Powered Model Rocket-I**. 2019. 149 p. (Bacharel em ciências em engenharia aeroespacial) – Worcester Polytechnic Institute, Worcester, Massachusetts, 2019.

EQUIPMENT SIZING. NATHAL Matt. BURKE, Lauren. 2015. Disponível em: <http://processdesign.mccormick.northwestern.edu/>. Acesso em: 20 de agosto de 2015.

FOLTRAN, Antônio Carlos et al. Burning Rate Measurement of KNSu Propellant Obtained by Mechanical Press. **J. Aerosp. Technol. Manag.**, São José dos Campos, v. 7, n. 2, p. 193-199, jun. 2015. Disponível em: http://www.scielo.br/scielo.php?script=sci_arttext&pid=S217591462015000200193&lng=en&nrm=iso. Acesso em 14 mai. 2020.

GALVÃO, Mateus Ferreira Torres. **Projeto estrutural de um motor-foguete acadêmico a combustível sólido**. 2018. 80 p. (Graduação em Engenharia Mecânica) – Universidade Federal do Rio Grande do Norte, Natal, 2018.

GROEHS, Ademar Gilberto. **Resistência dos materiais e vasos de pressão**. 2. ed. São Leopoldo: Editora Unisinos, 2014.

HIBBELER, R. C.. **Resistência dos materiais**. 7. ed. São Paulo: Pearson Education do Brasil Ltda, 2010.

KUENTZMANN, P.. **Introduction to Solid Rocket Propulsion**. Châtillon: RTO-EN-023, 2004. 16 p.

KUMAR, Karun Y. et al. Design and Analysis of Rocket Motor Casing by Using Fem Technique. **International Journal of Engineering and Advanced Technology (IJEAT)**., Bhopal, Índia, v. 2, n. 3, fev. 2013.

Leslie, S. e Yawn, J., 2002, **Proposion for the Inclusion of KNO₃/Sugar Propellants in the TRA Experimental Rocketry Program**. Disponível em: http://www.aeroconsystems.com/motors/sugar_motor/SugarPro_Proposal.pdf. Acesso em 10 mai. 2020.

MADENCY, Erdogan, GUVEN, Ibrahim. **The Finite Element Method and Applications in Engineering Using ANSYS®**. 2. ed. Nova Iorque: Springer-Science, 2015.

MENDES, Rafael de Moura Ferreira, CRISTELLO, Josmar Barrufaldi. **Otimização de Motores com Combustível Sólido para Minifoguetes**. 2017. 86 p. (Bacharelado em Engenharia Mecânica) – Centro Federal de Educação Tecnológica Celso Suckow da Fonseca, Rio de Janeiro, 2017.

MODEL ROCKETS. NASA, 2014. Disponível em: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/rocket/rktparts.html>. Acesso em: 18 de abr. 2020.

NAKKA, R. A.. Solid Propellant Rocket Motor Design and Testing. 1984.(Tese de Bacharel em Ciências) – Universidade de Manitoba, Manitoba - Canadá, 1984.

NAR. **National Association of Rocketry**. Disponível em: <http://www.nar.org/>. Acesso em: 16 abr. 2020.

NASA. **Solid Rocket Motor Metal Cases**. 1970. 110 p. (Relatório) - NASA, Springfield, Virginia, 1970.

NAVA, Carlos Alberto Garcia. **Projeto vaso de pressão (autoclave) para vulcanização de mangueiras de borracha automotiva**. 2005. 38 p. (Graduação em Engenharia Mecânica) - Universidade São Francisco, Itatiba, 2005.

NORTON, Robert L. **Projeto de máquinas: uma abordagem integrada**. 4. ed. São Paulo: Bookman Editora Ltda, 2013.

NP400 - Transmissor de Pressão. Novus. Disponível em:
https://www.novus.com.br/downloads/Arquivos/manual_transmissor_press%C3%A3o_np400_v10x_e_pt.pdf. Acesso em: 05 de out. 2020.

Parker Hannifin. **Manual de O'Ring**. São Paulo, 1997.

PEAK OF FLIGHT. Milligan, Tim Van, 2017. Disponível em :
<https://www.apogeerockets.com/education/downloads/Newsletter447.pdf>. Acesso em: 21 de abr. 2020.

PEAK OF FLIGHT. Cavender, Daniel, 2013. Disponível em :
<https://www.apogeerockets.com/education/downloads/Newsletter341.pdf>. Acesso em: 21 de set. 2020.

PEDRONI, Yan da Silva. **Otimização da propulsão de foguetes por meio do desenvolvimento de modelagem numérica acoplada fsi**. 2016. 79 p. (Graduação em Engenharia Aeroespacial) – Universidade Federal de Santa Catarina, Joinville, 2016.

PHING, Anselm Ho Yen. **Simulating Combustion Flow in a Rocket Chamber**. 2008. 41 p. (Tese de Mestrado) – Lulea University of Tecnology, Lulea, Suécia, 2008.

PORTO et al. 2008, **Theory, methodology of design and construction of basic experimental rockets and solid rocket motors**. Disponível em:
<https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1757-899X/297/1/012009>. Acesso em 06 set. 2020.

PROPRIEDADES DE REFERÊNCIA DOS COMPOSTOS DE PVC. Boletim Técnico nº3 PVC. Disponível em :
https://www.braskem.com.br/Portal/Principal/Arquivos/html/boletm_tecnico/Tabela_de_Propriedades_de_Referencia_dos_Compostos_de_PVC.pdf. Acesso em 05 de out. 2020.

ROCKET PROPULSION. BRAEUNIG, Robert A. 2008. Disponível em: <http://www.braeunig.us/space/index.htm>. Acesso em: 22 de abr. 2020.

SCIAMARELI, Jairo et al. Propelente sólido compósito polibutadiênico: I- influência do agente de ligação. **Quím. Nova**, São Paulo, v. 25, n. 1, p. 107-110, Fev. 2002. Disponível em: http://www.scielo.br/scielo.php?script=sci_arttext&pid=S010040422002000100018&lng=en&nrm=iso. Acesso em: 23 abr. 2020.

SOLID ROCKET MOTORS. PURDUE UNIVERSITY, 1998. Disponível em: <https://engineering.purdue.edu/~propulsi/propulsion/rockets/solids.html>. Acesso em: 16 de abr. 2020.

SOLID ROCKET MOTOR THEORY. NAKKA, R. A. 2001. Disponível em: http://www.nakka-rocketry.net/th_pres.html. Acesso em: 02 de abr. 2020.

Stainless Steel - Grade 310 (UNS S31000). AZO Materials. Disponível em: <https://www.azom.com/properties.aspx?ArticleID=966>. Acesso em: 22 de ago. 2020.

STINE, G. H.; STINE, B. **Handbook of Model Rocketry, 7th Edition (NAR Official Handbook)**. 7th. ed. New Canaan, Connecticut: John Wiley & Sons, Inc., 2004.

SUTTON, George P., BIBLARZ, Oscar. **Rocket Propulsion Elements**. 8. ed. Hoboken, New Jersey: John Wiley & Sons, Inc., 2010.

TELLES, Pedro C. Silva. **Vasos de pressão**. 2. ed. Rio de Janeiro: Ltc, 2007.

TOMAZINI, Guilherme Abreu. **Diretrizes básicas para projetos de vasos de pressão segundo a ASME**. 2015. 43 p. (Graduação em Engenharia Mecânica) - Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá, 2015.

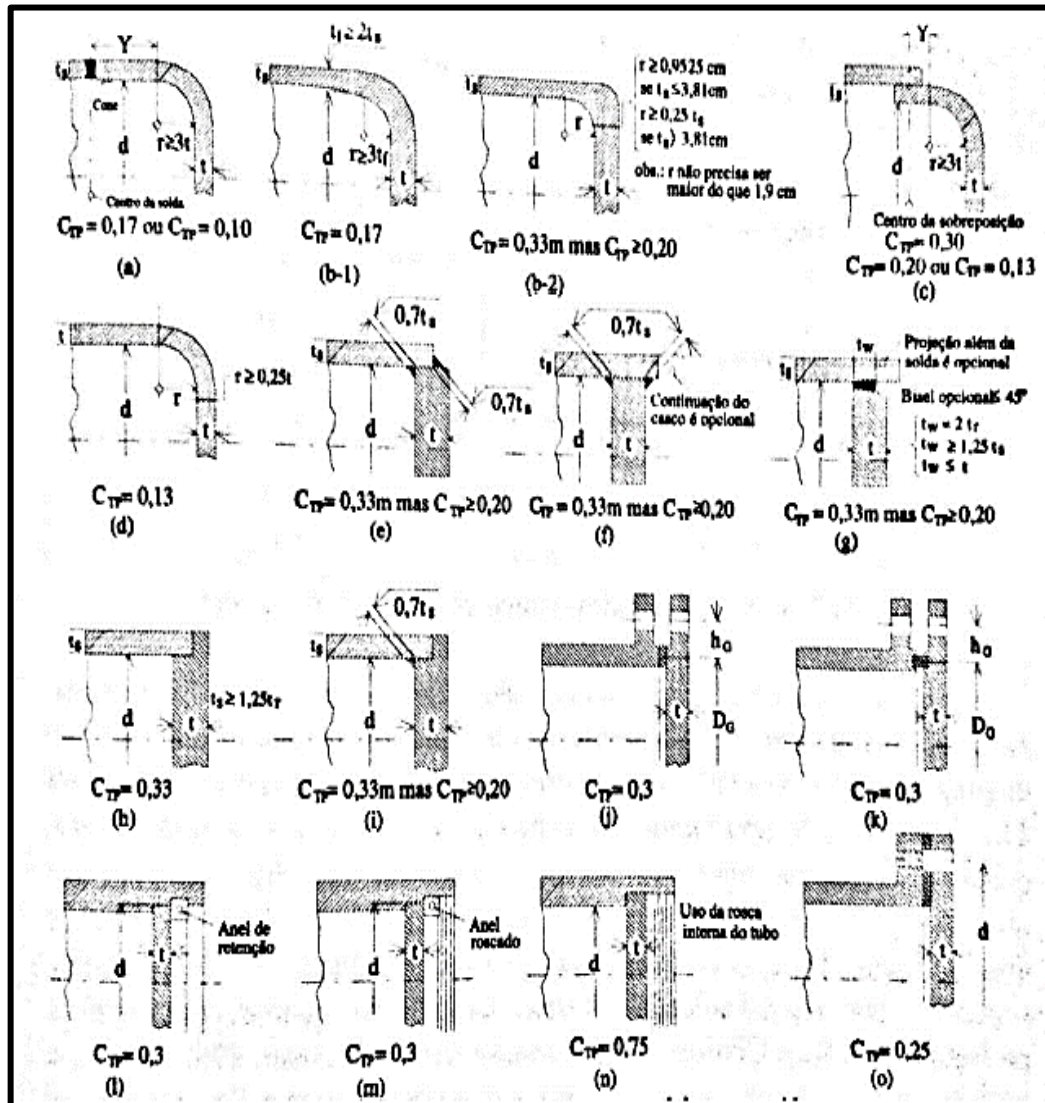
TURNER, Martin J. L. **Rocket and Spacecraft Propulsion: Principle, Practice and New Developments**. 3. ed. Chichester, UK: Springer-Science, 2009.

UNIVERSIDADE DE CAXIAS DO SUL. **Guia para elaboração de trabalhos acadêmicos**. Caxias do Sul. 2019. 112 p. Sistema de Bibliotecas. 2019.

VYVERMAN, T., 1978. **The Potassium Nitrate - Sugar Propellant**. (Relatório) - Bélgica.

WEI, Ran et al. Precise Design of Solid Rocket Motor Heat Insulation Layer Thickness under Nonuniform Dynamic Burning Rate. **International Journal of Aerospace Engineering**, Xi'an, Shaanxi, China, jan 2019. Disponível em: <https://www.hindawi.com/journals/ijae/2019/5789430/>. Acesso em 14 mai. 2020.

ANEXO A – TIPOS DE JUNÇÕES DE TAMPOS PLANOS E SEUS FATORES DEFINIDOS PELA ASME



Fonte: GROEHS (2014).

ANEXO B – UTILIZAÇÃO DA PLANILHA SRM (SOLID ROCKET MOTOR)

Grão do Propelente:

Tipo de Propelente: selecione [Veja nota \[1\] abaixo:](#)

Do	<input type="text" value="37.60"/>	mm	Diâmetro externo (inicial)
do	<input type="text" value="20.35"/>	mm	Diâmetro do Núcleo (inicial)
Lo	<input type="text" value="82.66"/>	mm	Comprimento do Segmento (inicial)
N	<input type="text" value="2"/>		Número de Segmentos

Superfície Externa: selecione

Superfície do Núcleo: selecione

Final da Superfície: selecione

Lgo	<input type="text" value="165.32"/>	mm	Comprimento do Grão (inicial)
Vg	<input type="text" value="129795"/>	mm ³	Volume do Grão (inicial)
Vt	<input type="text" value="0.474"/>		Fração de carga volumétrica
ρ' grain	<input type="text" value="1.889"/>	g/cm ³	Densidade ideal do Grão
	<input type="text" value="0.945"/>		Relação de densidade (real / ideal)
ρ grão	<input type="text" value="1.785"/>	g/cm ³	Atual Densidade do Grão
m grão	<input type="text" value="0.232"/>	kg	Massa do Grão (inicial)
Abeo	<input type="text" value="3140"/>	mm ²	Final da área de queima (inicial)
Abco	<input type="text" value="10569"/>	mm ²	Área de queima do núcleo (inicial)
Abso	<input type="text" value="0"/>	mm ²	Área de queima da superfície externa (inicial)
Abt	<input type="text" value="13710"/>	mm ²	Área de queima total (inicial)

ALVO MEOP: selecione Pressão máxima da câmara (alvo)

Kn max: Razão de área queimada / área da garganta

Bocal: Ato mm² Área de secção transversal da garganta (inicial)

SRM 2014.XLS

Kn vs Regreção do entrelaçamento

— Kn — web thickness

Clique para Resolver (1)

Kn max	174
Kn min	153

APÊNDICE A – MEMORIAL DE CÁLCULO – PROJETO ANALÍTICO

Este Apêndice, visa demonstrar as etapas de cálculos pertinentes ao desenvolvimento do trabalho proposto, no âmbito do projeto analítico. Neste sentido os mesmos serão descritos na sequência.

Etapa I – Inibidor

Objetivo: definir a espessura do mesmo, utilizando a Equação 1, presente na seção 2.3.3, com os dados especificados na mesma.

Dados:

$$r_e = 0,25 \text{ mm/s};$$

$$t_e = 2 \text{ s};$$

$$f = 2.$$

Desta maneira, aplicando os dados na Equação 1, obtém-se a espessura de 1 mm. Como posto na seção 3.1.3, será utilizado um tubo de PVC para o inibidor, sendo que desta maneira, o diâmetro interno da câmara de combustão será de 39,7 mm, considerando o espaçamento sugerido por Davenas (1993) e definido por Nakka (2001).

Etapa II – Espessura da parede da câmara de combustão – Diâmetro externo

Objetivo = Definir a espessura da parede da câmara de combustão e neste sentido, definir o diâmetro externo da mesma.

- Cálculo do S_{sy}

Utilizando a Equação 2 da seção 2.4, obtém-se o valor da mesma.

Dados:

$$S_y = 310 \text{ MPa (dado obtido no Quadro 5).}$$

Desta maneira, aplicando na Equação 2, o S_{sy} tem o valor de 155 MPa.

- Tensão admissível

Utilizando a Equação 6 da seção 2.4, obtém-se o valor da tensão admissível de projeto.

Dados:

$$\text{Fator de segurança de projeto} = 1,5;$$

$$S_y = 310 \text{ MPa.}$$

Desta maneira, a tensão admissível de projeto é de 206,67 MPa.

Espessura da parede da câmara de combustão devido à tensão circunferencial e axial

Utilizando a Equação 4, obtém-se a espessura da parede.

Dados:

$$p = 5 \text{ MPa};$$

$$R = 19,85 \text{ mm};$$

$$E_s = 1;$$

$$\sigma_{adm} = 206,67 \text{ MPa}.$$

O coeficiente de solda é utilizado como 1, pois o tubo utilizado não é soldado. Desta maneira, a espessura obtida pela Equação é de 0,24 mm.

Utilizando a Equação 5 obtém-se a espessura da parede da câmara de combustão devido à tensão circunferencial, sendo a mesma de 0,49 mm, utilizando os dados expostos acima.

- Pressão máxima de trabalho admissível

Utilizando a Equação 8, com os dados expostos acima, a PMTA é de 5 MPa para as tensões circunferenciais e de 2,47 MPa para as tensões axiais. Como exposto na seção 3.1.3, Nathal e Burke (2015), demonstram que segundo a ASME um vaso de pressão deve ter uma espessura mínima de 1/16 polegadas, resultando em 1,59 mm. Desta maneira, este será o valor adotado para a espessura mínima da parede da câmara de combustão. Com esta espessura a PMTA é de 15,79 MPa, desta forma suportando uma pressão 3,15 vezes maior que a pressão designada de 5 MPa. Com isto o diâmetro externo da câmara de combustão será de 42,88 mm.

Etapa III – Tensões incidentes sobre a câmara de combustão

Objetivo: definir as tensões incidentes sobre a câmara de combustão.

Com as espessuras e dimensões definidas, têm-se que a câmara de combustão é um vaso de paredes finas, de acordo com a relação exposta por Hibbeler (2010) na seção 2.4.1. A relação raio interno pela espessura da parede deve ser superior a 10, e a mesma é de 12,5.

Neste sentido, utilizando as Equações 9 e 10, obtém-se os valores das tensões incidentes sobre a câmara de combustão.

Com o uso da Equação 9, têm-se a tensão circunferencial incidente.

Dados:

$$p = 5 \text{ MPa};$$

$$R = 19,85 \text{ mm};$$

$$t = 1,59 \text{ mm}.$$

Desta maneira, a tensão circunferencial incidente sobre a câmara de combustão é de 62,42 MPa.

Com a utilização da Equação 10, a tensão longitudinal incidente é calculada com o uso dos dados acima. Neste sentido, a tensão longitudinal é de 31,21 MPa.

A ASME define que para a utilização da divisão II da seção VIII de vasos de pressão é preciso utilizar o critério da máxima tensão de cisalhamento definido por Tresca. Desta forma torna-se necessário utilizar a Equação 3. As tensões 1 e 3 são as principais e em um vaso de pressão remete-se as tensões axiais e longitudinais referidas anteriormente.

Dados:

$$\sigma_1 = 62,42 \text{ MPa};$$

$$\sigma_3 = 31,21 \text{ MPa}.$$

Desta forma, com a utilização da Equação 3, a τ_{max} é de 31,21 MPa.

Norton (2013), define o fator de segurança de Tresca com a utilização da Equação 4.

Dados:

$$S_{sy} = 155 \text{ MPa};$$

$$\tau_{max} = 31,21 \text{ MPa}.$$

Desta maneira o fator de segurança é de 4,97.

Budynas e Young (2002), definem nas Equações 11 e 12, a pressão de projeto e de ruptura. Utilizando a Equação 11 têm-se a pressão de projeto máxima que pode ser utilizada.

Dados:

$$t = 1,59 \text{ mm};$$

$$\sigma_e = 310 \text{ MPa};$$

$$D_o = 42,88 \text{ mm}.$$

$$B = 1,75.$$

Desta forma a pressão de projeto é de 15,33 MPa. Com a utilização da Equação 12, a pressão de ruptura é de 26,82 MPa, sendo desta maneira 5,36 vezes superior a pressão designada de 5 MPa.

Etapa IV – Extremidades da câmara de combustão

Objetivo: definir a configuração das extremidades da câmara de combustão e as tensões incidentes nestas regiões.

Como definido na seção 3.1.3, o fator de forma n é utilizado, com o valor de 0,75. Com isto, o comprimento mínimo de contato da rosca com a câmara de combustão, é definido pela Equação 13, na seção 2.4.2.

Dados:

$$d = 39,7 \text{ mm};$$

$$CTP = 0,75;$$

$$p = 5 \text{ MPa};$$

$$E_s = 1;$$

$$\sigma_{adm} = 206,67 \text{ MPa}.$$

Neste sentido, o comprimento mínimo da rosca na câmara de combustão é de 5,35 mm.

- Tensões incidentes sobre as roscas internas e externas

As extremidades da câmara de combustão, serão rosqueadas como definido na seção 3.1.3. Neste sentido, propõe-se o passo de rosca métrico 1,5 mm.

Norton (2013), define o diâmetro de raiz da rosca na Equação 14 da seção 2.4.2. Desta maneira, utilizando o diâmetro de raiz de 39,7 mm, obtêm-se o diâmetro maior da porca (da câmara de combustão). Desta maneira, têm-se que o diâmetro maior é de 41,56 mm.

Neste sentido pode-se definir a área de rasgamento do filete para a rosca interna e externa pelas Equações 16 e 17.

Dados:

$$d_{int} = 41,56 \text{ mm};$$

$$d_{ext} = 39,7 \text{ mm};$$

$$w_i = 0,80;$$

$$w_o = 0,88;$$

$$p = 1,5.$$

Utilizando a Equação 17, têm-se uma área de 172,35 mm². Na utilização da Equação 16 têm-se uma área de 149,67 mm².

Como posto na seção 3.1.3, para definir as tensões de cisalhamento incidentes sobre as roscas é necessário definir a força atuante sobre elas. Desta maneira, Galvão (2018), define que a força incidente é a pressão de projeto multiplicada pela área de contato do tampo. A área de contato considerando os 39,7 mm é de 1237,85 mm². Desta maneira, a força exercida é de 6,19 kN.

Posto isto, pode-se calcular as tensões cisalhantes incididas sobre as roscas interna e externa, com a utilização da Equação 15.

Dados:

$$F = 6,19 \text{ kN};$$

$$A_{s,int} = 172,35 \text{ mm}^2;$$

$$A_{s,ext} = 149,67 \text{ mm}^2.$$

Desta maneira a tensão cisalhante imposta na rosca interna é de 35,91 MPa e para a rosca externa de 41,35 MPa. Com a utilização da Equação 18, pode-se definir o fator de segurança das roscas.

Dados:

$$S_{sy} = 155 \text{ MPa};$$

$$\tau_{int} = 35,91 \text{ MPa};$$

$$\tau_{ext} = 41,35 \text{ MPa}.$$

Desta forma, o coeficiente de segurança da rosca interna é de 4,32 e o da rosca externa de 3,75.

Etapa V – Concentrador de tensão

Objetivo: definir a tensão exercida no local onde há concentração de tensão.

Como definido na seção 3.1.3, é necessário elevar o diâmetro externo da câmara de combustão nas partes em que há rosca. Neste sentido torna-se necessário utilizar um raio na junção dos dois diâmetros externos. Desta forma, utilizando a Figura 5, obtém-se os valores de tensão nominal, fator de concentração de tensão e tensão máxima nestas regiões.

Dados:

$$p = 5 \text{ MPa};$$

$$d = 42,88 \text{ mm};$$

$$d_i = 39,7 \text{ mm};$$

Com isto, a tensão nominal é de 30 MPa. Utilizando os dados fornecidos no gráfico contido na Figura 7, obtém-se um fator de concentração de tensão de 1,35, com o raio de 1,5 mm empregado. A tensão máxima obtida é de 40,5 MPa, sendo em comparação ao S_{sy} do material, 3,8 vezes menor.

Etapa VI – Comprimento da câmara de combustão e definição geométrica do grão propelente

Objetivo: definir o comprimento da câmara de combustão, observando a geometria do grão propelente.

O impulso total é definido pela Equação 19, onde com os dados de entrada referidos na seção 3.1, o mesmo pode ser calculado.

Dados:

$$E = 176 \text{ N};$$

$$w_b = 2 \text{ s.}$$

Desta maneira, o impulso total é de 352 N. Com isto, calcula-se o peso do propelente, com a utilização da Equação 20.

Dados:

$$I_t = 352 \text{ N};$$

$$E = 176 \text{ N}$$

Com isto, têm-se 2 N de peso, sendo que com o fator de 1,02, o mesmo tem um peso de 2,04 N e uma massa de 208,03 gramas.

A partir desta definição, o volume deve ser calculado pela Equação 21.

Dados:

$$w = 208,03 \text{ g};$$

$$p_b = 1,785 \text{ g/cm}^3;$$

Desta maneira, o volume requerido de propelente é de 116,54 cm³.

A espessura da parede do propelente é definida pela Equação 22.

Dados:

$$r = 3,72 \text{ mm/s};$$

$$w_b = 2 \text{ s.}$$

Desta forma, a espessura da parede é de 7,44 mm.

A Equação 23 define o diâmetro externo do propelente. No cálculo é considerada a folga de 0,1 mm.

Dados:

$$D = 42,88 \text{ mm};$$

$$d = 1;$$

$$t = 1,59 \text{ mm.}$$

Desta maneira, o mesmo tem o diâmetro externo de 37,6 mm. A partir da Equação 24, têm-se o diâmetro interno do propelente, com a utilização dos dados acima, obtendo o mesmo de 22,72 mm.

Com isto, obtêm-se o objetivo de encontrar o comprimento do propelente, na Equação 25.

Dados:

$$V_b = 116,54 \text{ cm}^3;$$

$$D_o = 37,6 \text{ mm};$$

$$D_i = 22,72 \text{ mm};$$

Desta maneira, o comprimento do grão propelente é de 165,32 mm. A relação do diâmetro externo do propelente pelo comprimento do mesmo é de 4,4. É considerada uma relação alta pelos autores, neste sentido as dimensões internas serão adaptadas para um formato cônico, mantendo o comprimento apresentado. Desta maneira, utilizando a Equação 26, a fração de carregamento volumétrica é calculada.

Dados:

$$I_t = 352 \text{ N};$$

$$I_{sp} = 172 \text{ s};$$

$$p_b = 1,785 \text{ g/cm}^3;$$

$$g = 9,8065 \text{ m/s}^2.$$

Desta maneira, a fração de carregamento volumétrico é de 11,691 %. Com a utilização da Equação 27, a razão porta-para-garganta, é definida, com o diâmetro interno do bocal de 12,35 mm.

Dados:

$$A_t = 119,79 \text{ mm}^2;$$

$$D = 22,42 \text{ mm};$$

$$VL = 0,11691.$$

Desta maneira, a razão é de 2,99 no início do grão, sendo próximo a 3, como Nakka (2001), sugere. O autor propõe utilizar próximo a 1 na região superior do propelente. Com uma razão de 1,2, têm-se um diâmetro interno superior de 14,4 mm. O grão propelente, como exposto na seção 3.1.4 será do tipo *BATES*, sendo repartido em dois, mas mantendo os diâmetros internos e o comprimento total do mesmo.

A câmara de combustão neste sentido terá o comprimento definido pelo comprimento do propelente, mais o contato total do tampo com a câmara de combustão, incluindo local para o *O - ring*, somado aos espaçamentos definidos por Nakka (2001).

Etapa VII – Crescimento longitudinal e circunferencial

Objetivo: definir os crescimentos longitudinais e circunferenciais devidos à pressão interna exercida.

Através das Equações 28 e 29, têm-se os crescimentos devido à pressão interna.

Dados:

$$E = 200 \text{ GPa};$$

$$\sigma_l = 31,21 \text{ MPa};$$

$$\sigma_\theta = 62,42 \text{ MPa};$$

$$\nu = 0,3;$$

$$D = 42,88 \text{ mm};$$

$$L = 207,52 \text{ mm}.$$

Desta maneira o crescimento na direção longitudinal de acordo com a Equação 28, é de 0,013 mm. O crescimento na direção circunferencial de acordo com a Equação 29 é de 0,00013 mm.

APÊNDICE B – ESPECIFICAÇÕES CÉLULA DE CARGA E PRESSOSTATO

Tabela B-1 - Especificações célula de carga GL 100

Capacidade Nominal – kg	100
Material	Alumínio
Sensibilidade mV / V	2.0000 + / - 10%
Temperatura de Trabalho	- 5 a + 60°C
Temperatura Compensada	0 a + 50° C
Maxima Sobrecarga % capacidade nominal	150
Sobrecarga de ruptura % capacidade nominal	300
Resistência Elétrica (Ω)	E 410 + / - 10 S 350 + / - 1
Número de Divisões	5.000
Classe de Proteção	IP 67

Fonte: Adaptado de : <https://www.alfainstrumentos.com.br/produto/gl/>. Acesso em 05 de out. 2020.

Tabela B-2 - Especificações pressostato teste estático monitorado

Modelo	NP 400
Tipo de medida	Pressão relativa positiva
Faixa de medição (MPa)	0 - 6
Exatidão da medida	< + / - 0,5 % faixa medida
Desvio térmico máximo	< + / - 0,6 % do span/ ° C
Sobre pressão	2 vezes a faixa máxima
Pressão de ruptura	3 vezes o valor superior da faixa de medição
Temperatura de operação (°C)	-20 a 70
Temperatura do meio (°C)	-20 a 100
Potência (VDC)	9 a 32
Saída (mA)	4 a 20

Fonte: Adaptado de : https://www.novus.com.br/downloads/Arquivos/manual_transmissor_press%C3%A3o_np400_v10x_e_pt.pdf. Acesso em: 05 de outubro de 2020.

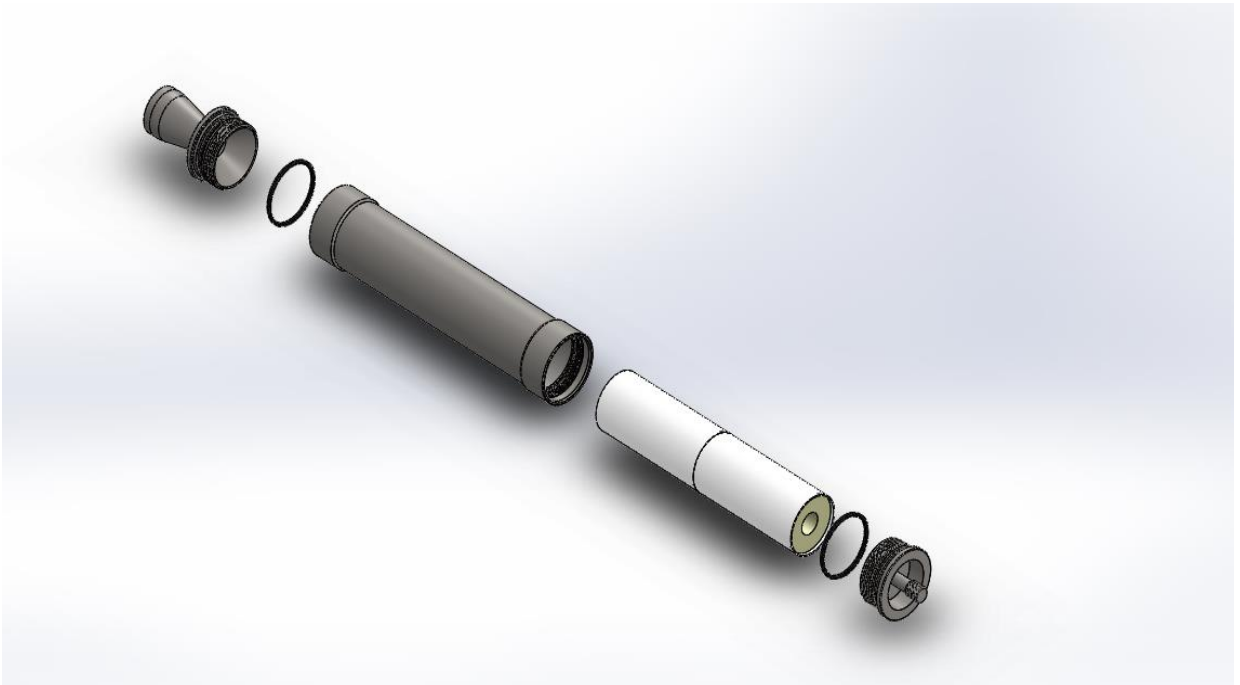
APÊNDICE C – MOTOR

Figura C-1 – Motor completo



Fonte: o autor (2020).

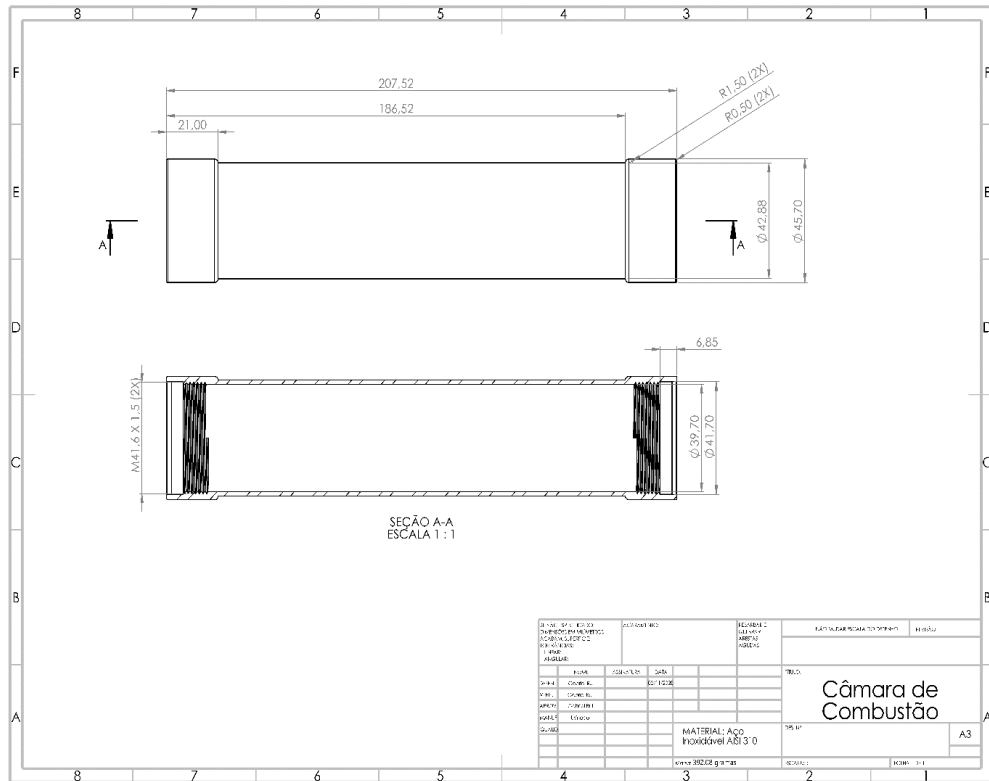
Figura C-2 – Vista explodida do motor com todos os componentes



Fonte: o autor (2020).

APÊNDICE D – CÂMARA DE COMBUSTÃO

Figura D-1 – Detalhamento câmara de combustão



Fonte: o autor (2020).

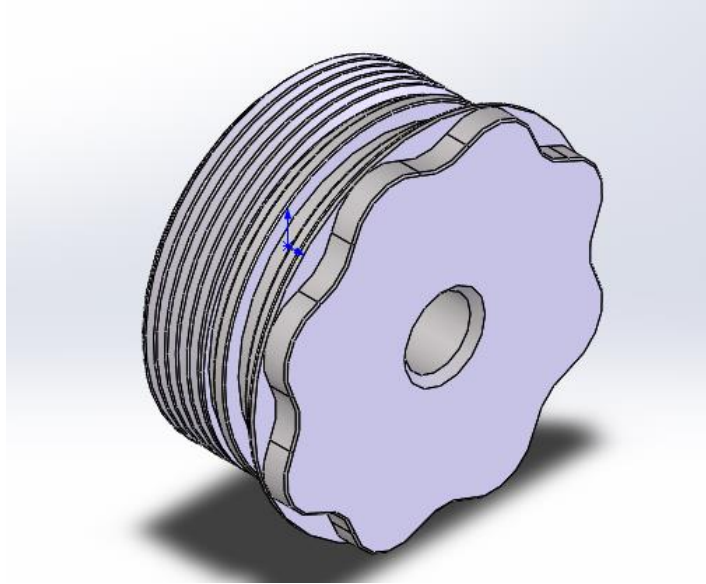
Figura D-2 – Câmara de combustão utilizada nos testes



Fonte: o autor (2020).

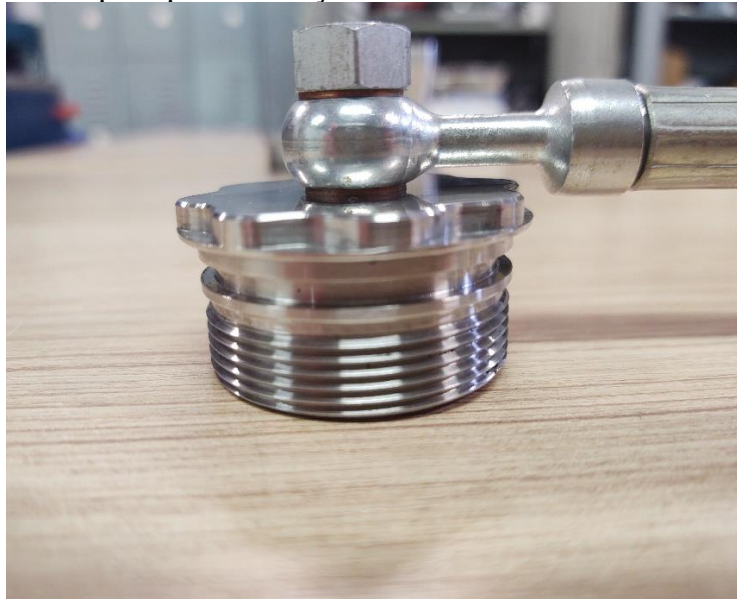
APÊNDICE F – TAMPO SUPERIOR ADAPTADO PARA O PRESSOSTATO

Figura F-1 – Tampo superior maciço



Fonte: o autor (2020).

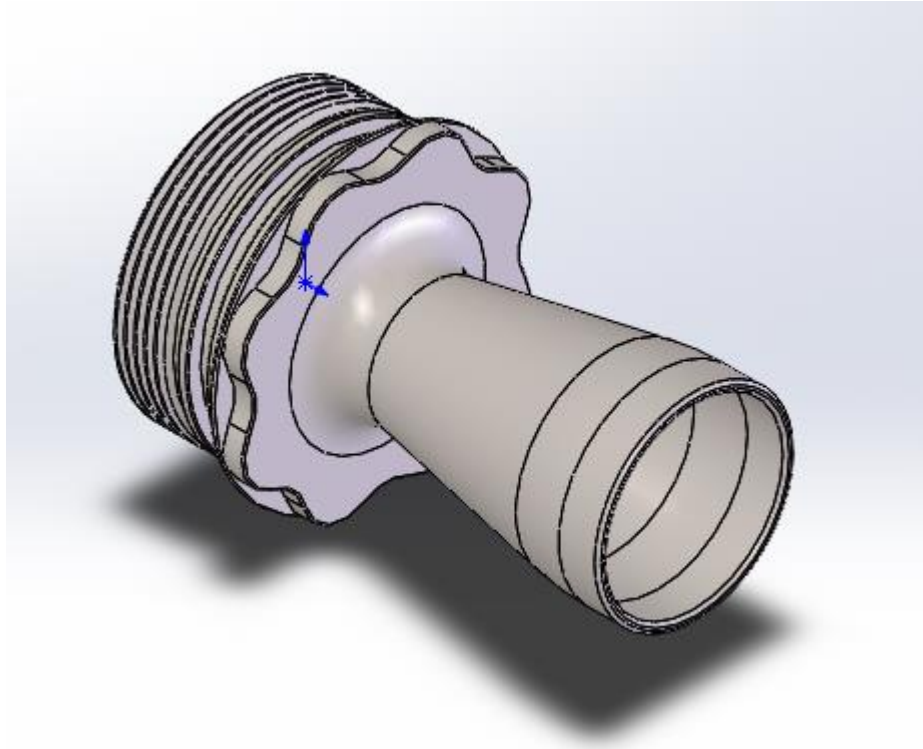
Figura F-2 – Tampo superior maciço utilizado nos testes estáticos monitorados



Fonte: o autor (2020).

APÊNDICE G – BOCAL UTILIZADO

Figura G-1 – Bocal em CAD



Fonte: o autor (2020).

Figura G-2 – Bocal utilizado para os testes



Fonte: o autor (2020).