



UNIVERSIDADE FEDERAL DO CEARÁ
CENTRO DE TECNOLOGIA
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA
CURSO DE GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

TIAGO DE OLIVEIRA NOGUEIRA

**DESENVOLVIMENTO DE MOTOR FOGUETE BIPROPELENTE UTILIZANDO
QUEROSENE E AR**

FORTALEZA

2018

TIAGO DE OLIVEIRA NOGUEIRA

DESENVOLVIMENTO DE MOTOR FOGUETE BIPROPELENTE UTILIZANDO
QUEROSENE E AR

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao
Curso de Graduação em Engenharia Mecânica
do Centro de Tecnologia da Universidade
Federal do Ceará, como requisito parcial à
obtenção do grau de Engenheiro Mecânico

Orientador: Prof. Dr. André Valente Bu-
eno

FORTALEZA

2018

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação
Universidade Federal do Ceará
Biblioteca Universitária
Gerada automaticamente pelo módulo Catalog, mediante os dados fornecidos pelo(a) autor(a)

N716d Nogueira, Tiago de Oliveira.

Desenvolvimento de motor foguete bipropelente utilizando querosene e ar / Tiago de Oliveira Nogueira. – 2018.

38 f. : il. color.

Trabalho de Conclusão de Curso (graduação) – Universidade Federal do Ceará, Centro de Tecnologia, Curso de Engenharia Mecânica, Fortaleza, 2018.

Orientação: Prof. Dr. André Valente Bueno.

1. Motor foguete. 2. Bipropelente. 3. Querosene. I. Título.

CDD 620.1

TIAGO DE OLIVEIRA NOGUEIRA

DESENVOLVIMENTO DE MOTOR FOGUETE BIPROPELENTE UTILIZANDO
QUEROSENE E AR

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao
Curso de Graduação em Engenharia Mecânica
do Centro de Tecnologia da Universidade
Federal do Ceará, como requisito parcial à
obtenção do grau de Engenheiro Mecânico

Aprovada em: 29 de Junho de 2018

BANCA EXAMINADORA

Prof. Dr. André Valente Bueno (Orientador)
Universidade Federal do Ceará (UFC)

Prof. Dr. Claus Franz Wehmann
Universidade Federal do Ceará (UFC)

Profa. Dra. Maria Aleksandra de Sousa Rios
Universidade Federal do Ceará (UFC)

AGRADECIMENTOS

A Deus, primeiramente, pelo dom da minha vida e por todo Amor doado a mim.

À minha mãe por sempre fazer tudo por mim, por cada sacrifício ao longo desses anos, e me proporcionar educação, carinho e principalmente amor. Ao meu pai que já não está mais entre nós, mas que enquanto esteve foi um pai maravilhoso e tenho certeza que ficaria orgulhoso de mim. Ao meu irmão que sempre foi inspiração para mim. A todos os familiares pelo suporte oferecido ao longo dos anos. À minha namorada pelo companheirismo e acolhimento em todos os momentos.

À Obra Lumen de Evangelização por me mostrar minha vocação e me ajudar a realizar os sonhos de Deus para mim. Ainda, a meus irmãos de comunidade que me fortalecem na caminhada.

Por fim, ao professor André por todo conhecimento compartilhado e oportunidades oferecidas no Laboratório de Motores de Combustão Interna (LMCI) durante esses anos. A todos os companheiros que encontrei na UFC que me ajudaram a compartilhar as alegrias e tristezas da vida acadêmica. Aos amigos de laboratório que me ajudaram na busca pelo conhecimento. E ao Sr. Laércio, pelos conselhos e apoio técnico.

RESUMO

Neste trabalho desenvolveu-se uma bancada de teste de pequena escala de 600 milímetros de comprimento, 400 milímetros de largura e 900 milímetros de altura, para uso em propulsores com baixos empuxos. Este tipo de equipamento possui aplicação didática. Além disto, pode-se considerar que os resultados reportados neste trabalho servirão de subsídio para a construção de combustores de maior porte a médio prazo, além da finalização do projeto e de futuros testes com o protótipo já fabricado. Exploraram-se no presente trabalho as características de bipropelentes combustíveis (querosene e ar comprimido) através de experimentos de baixa complexidade e baixo custo, os quais são facilmente reproduzíveis em ambientes de ensino. O motor foguete foi projetado e fabricado em aço INOX 304. O motor foi dividido em três partes: câmara de combustão e bocal de saída, injeção e reservatório de combustível. O ar comprimido foi obtido empregando-se um compressor comercial. A mistura combustível-ar calculada foi de 0,06846 e regulada por meio de um parafuso retentor. O motor foguete foi montado em cima de uma contrapeso, que por sua vez foi acoplado a uma balança de baixo custo, a qual serviu para a medição direta do empuxo gerado. Os testes foram feitos sem a câmara de combustão acoplada no reservatório e injeção. Os resultados indicam combustão estável dentro dos limites de flamabilidade do querosene, indicando que para a pressão utilizada de 5 bar há possibilidade de queima dentro do combustor.

Palavras-chave: Motor foguete. Bipropelente. Querosene.

ABSTRACT

In this work, a small scale test bench 600 mm long, 400 mm wide and 900 mm high, was developed for use in low thrust propellers. This type of equipment has didactic application. In addition, it can be considered that the results reported in this work will serve as a subsidy for the construction of larger combustors in the medium term, in addition to the finalization of the project and future tests with the prototype already manufactured. In this work the characteristics of fuel bipropellants (kerosene and compressed air) were explored through experiments of low complexity and low cost, which are easily reproducible in teaching environments. The rocket motor was designed and manufactured in stainless steel 304. The engine was divided into three parts: combustion chamber and outlet nozzle, injection and fuel tank. Compressed air was obtained by using a commercial compressor. The calculated fuel-air mixture was 0.06846 and regulated by means of a retaining screw. The rocket motor was mounted on top of a counterweight, which in turn was coupled to a low cost balance, which served for the direct measurement of the generated thrust. The tests were done without the combined combustion chamber in the reservoir and injection. The results indicate stable combustion within the flammability limits of kerosene, indicating that for the used pressure of 5 bar there is possibility of burning inside the combustor.

Keywords: Rocket engine. Bipropellant. Kerosene.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Esquema de motor foguete a propelente líquido	14
Figura 2 – Esquema de motor foguete a propelente sólido	16
Figura 3 – Medida dos ângulos do bocal	21
Figura 4 – Desenho do detalhe do bico injetor e parafuso retentor em corte	26
Figura 5 – Desenho do motor foguete em visão isométrica	26
Figura 6 – Desenho do combustor em corte	27
Figura 7 – Desenho do reservatório e injetor em corte	27
Figura 8 – Surpote do motor foguete	28
Figura 9 – Combustor	28
Figura 10 – Reservatório	29
Figura 11 – Vista superior do reservatório	29
Figura 12 – Injetor	30
Figura 13 – Detalhe do injetor	30
Figura 14 – Bico injetor	31
Figura 15 – Retentor de ar	31
Figura 16 – Montagem do motor foguete	32
Figura 17 – Bancada	33
Figura 18 – Teste de combustão	34

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Propriedades físico-químicas dos propelentes	18
Tabela 2 – Valores de parâmetros iniciais	18
Tabela 3 – Resultados obtidos	25

LISTA DE SÍMBOLOS

A_c	Área de entrada do bocal
A_e	Área de saída do bocal
A_t	Área da garganta do bocal
V_a	Velocidade de injeção do ar
d_a	Diâmetro de entrada do ar
E	Empuxo
f_{as}	Razão combustível-ar
g	Gravidade
h_a	Entalpia do ar
L_f	Vazão volumétrica de combustível
m_a	Vazão mássica de ar
m_f	Vazão mássica de combustível
P_{comb}	Pressão de combustão
PCI	Poder calorífico inferior
Q	Calor
S_i	Entropia inicial
S_f	Entropia final
T_j	Temperatura do jato de saída
T_{comb}	Temperatura de combustão
V_f	Velocidade de injeção do combustível
V_j	Velocidade do jato de saída
ε	Razão de áreas no bocal
ρ_a	Densidade do ar
γ	Coefficiente de expansão aiabática

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	11
2	OBJETIVOS	12
2.1	Geral	12
2.2	Específicos	12
3	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	13
3.1	Motor foguete químico	13
3.1.1	<i>Motores foguete a propelente líquido</i>	13
3.1.1.1	<i>Tipos de injetor</i>	15
3.1.2	<i>Motores foguete a propelente sólido</i>	15
3.1.3	<i>Motores foguete a propelente híbrido</i>	16
3.2	Condições assumidas no combustor	16
3.3	Reação de combustão	17
4	METODOLOGIA	18
4.1	Balço de massa e energia do sistema	18
4.2	Dimensionamento do combustor	21
4.2.1	<i>Comprimento do combustor</i>	21
4.2.2	<i>Área do bocal de saída</i>	22
4.3	Reservatório e injetor	23
4.4	Fabricação do motor foguete	23
4.5	Montagem da bancada de testes	23
4.6	Testes	24
5	RESULTADOS E DISCUSSÃO	25
5.1	Resultados teóricos	25
5.2	Resultados práticos	25
6	CONCLUSÃO	35
7	TRABALHOS FUTUROS	36
	REFERÊNCIAS	37

1 INTRODUÇÃO

Sistemas que utilizam o empuxo para conseguirem exercer movimento são utilizados há muito tempo. Conforme as tecnologias foram se desenvolvendo, novas formas de conseguir gerar empuxo, de maneira mais eficiente, foram surgindo. O motor foguete foi umas dessas tecnologias, um dispositivo capaz de gerar altos empuxos e movimentar grandes massas.

Após o fim da segunda guerra mundial e começo da guerra fria, um dos principais fatores de desenvolvimento e parâmetro de grandeza entre os Estados Unidos e União Soviética foi o desenvolvimento de foguetes espaciais. Com sistemas de propulsão cada vez melhores e mais potentes, foi possível ao homem chegar a lua e alcançar seu objetivo.

Desde esse período o desenvolvimento de sistemas de propulsão vem sendo cada vez mais estudado e aperfeiçoado. Pode-se dividir esse sistema em três categorias: propulsão química, solar e nuclear. Atualmente a mais utilizada e difundida é a propulsão química, devido aos seus valores de empuxo (e impulso) altos e estáveis, utilizando propelentes que são mais manuseáveis e que utilizam tecnologias mais conhecidas e difundidas.

O presente trabalho, que teve como objetivo o desenvolvimento de um motor foguete, para estudo didático dos processos de combustão e geração e controle de empuxo, utilizou a tecnologia da propulsão química, através de propelentes líquidos, a fim de trazer de uma forma mais simples esse processo para o meio acadêmico e aperfeiçoá-lo segundo as tecnologias viáveis.

2 OBJETIVOS

2.1 Geral

O objetivo deste trabalho foi o desenvolvimento de uma bancada didática de testes para um motor foguete utilizando querosene e ar como propelentes.

2.2 Específicos

Os objetivos específicos, necessários para alcançar o objetivo geral, foram:

- Desenvolvimento de balanço de energia para o sistema do motor foguete
- Dimensionamento, projeto e fabricação do motor foguete

3 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

3.1 Motor foguete químico

Motores foguete de propulsão química são sistemas de propulsão que tem como característica o armazenamento de seu propelente e a combustão de gases em alta pressão e temperatura (2500 a 4100 °C) gerando assim altos valores de empuxo através das velocidades de escape dos gases pelo bocal de saída desses foguetes, que variam de 1800 a 4300 m/s (SUTTON; BIBLARZ, 2010). Os motores foguetes químicos são divididos ainda em categorias, de acordo com o estado físico do propelente.

3.1.1 Motores foguete a propelente líquido

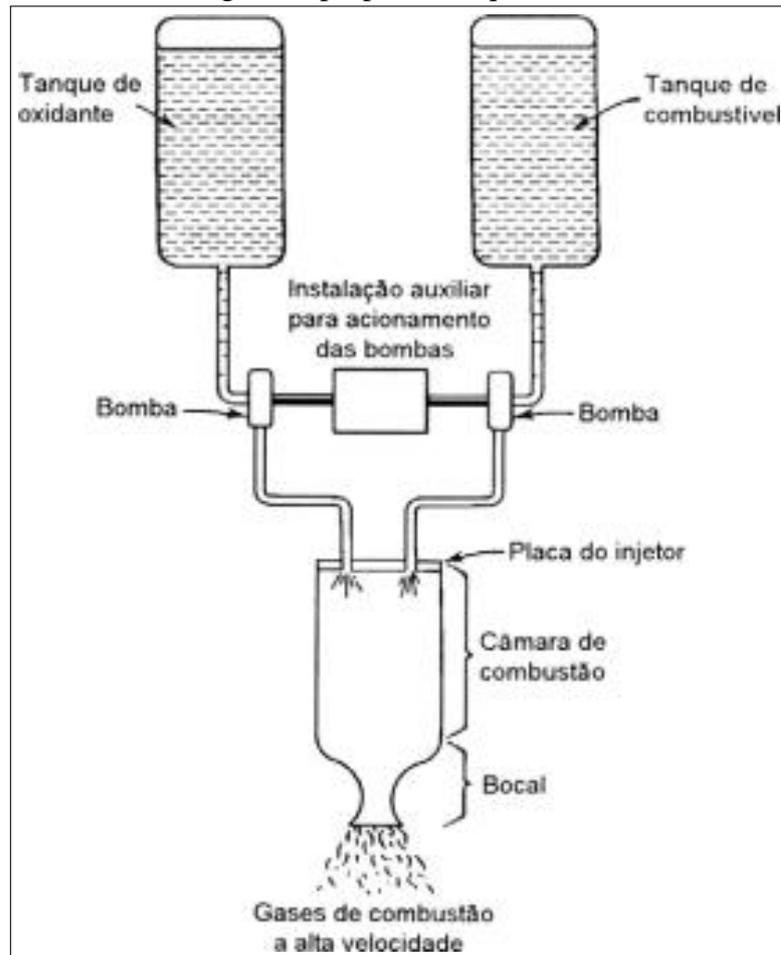
Os motores foguetes a propelente líquido tem como característica o armazenamento de seus propelentes em uma câmara a uma alta pressão (VASQUES, 2008). A Figura 1 mostra um esquema típico desse tipo de sistema.

Ainda em se tratando de propelentes líquidos, há outras duas categorias envolvidas: monopropelentes e bipropelentes. Os motores bipropelentes utilizam um combustível líquido (querosene, por exemplo) e um oxidante para a reação química (ar, por exemplo). Já os motores monopropelentes utilizam um único composto que sofre decomposição em um leito catalítico para que ocorra o processo de combustão.

Os motores foguete atuais utilizam quase que exclusivamente os bipropelentes devido ao melhor desempenho em relação aos monopropelentes estáveis. Muitos bipropelentes, chamados hipergólicos, entram em combustão espontânea quando colocados em contato mútuo, o que simplifica o sistema de partida, embora o risco de explosões neste caso seja maior. Os demais bipropelentes, conhecidos por não hipergólicos, necessitam de dispositivos adicionais para dar início à combustão, tais como ignitores pirotécnicos, velas de centelha elétrica, injeção de uma substância que juntamente com o par bipropelente resulta em mistura hipergólica e pequenos geradores de gases 9 quentes para serem injetados dentro da câmara de combustão juntamente com os propelentes principais (Vasques, 2008).

A escolha dos propelentes para esse tipo de motor foguete foi feita de acordo com a especificação do projeto, de ser um protótipo simples e de pequeno porte, com propelentes que pudessem ser manuseados e encontrados facilmente, além de características requeridas para motores bipropelentes, como:

Figura 1 – Esquema de motor foguete a propelente líquido



Fonte: (CENTRO UNIVERSITÁRIO DE UNIÃO DA VITÓRIA,)

- Alta energia liberada por unidade de massa
- Facilidade de ignição
- Combustão estável
- Alta massa específica
- Baixa pressão de vapor
- Alta estabilidade química
- Baixa toxicidade
- Disponibilidade
- Baixo custo

Portanto, o querosene, combustível utilizado no projeto, foi escolhido por atender a essas características. A sua escolha também foi feita a partir de suas propriedades e da disponibilidade das suas propriedades na literatura. O oxidante foi escolhido sendo o ar pela sua disponibilidade no ambiente, além das propriedades obtidas na literatura.

3.1.1.1 Tipos de injetor

O injetor deve introduzir e medir o fluxo de líquido propulsor para a câmara de combustão, fazer com que os líquidos sejam quebrados em pequenas gotículas (um processo chamado atomização), e distribuir e misturar os propelentes de tal maneira que uma mistura corretamente proporcionada de combustível e oxidante seja feita, com fluxo de massa de propelente uniforme. Os tipos de injeção mais utilizados são:

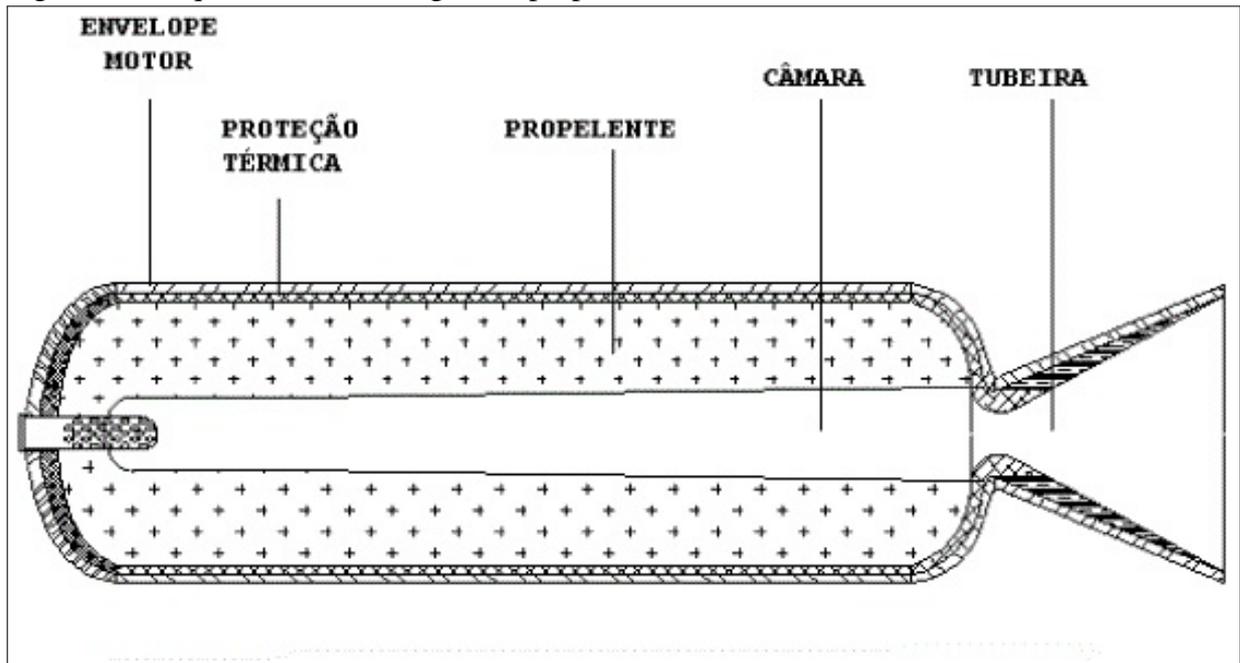
- Fluxo padronizado duplo
- Fluxo padronizado triplo
- Meio fluxo padronizado
- Padrão tipo "chuveiro"(jato)
- Tipo *swirl*

O primeiro de tipo de injetor utiliza um orifício injetor inclinado para o combustível e outro para o oxidante onde os jatos se encontram a uma pequena distância da injeção. O segundo é semelhante ao primeiro, a diferença é que ele utiliza duas saídas de oxidantes para uma de combustível. O terceiro, semelhante também aos dois primeiros utiliza a mesma tecnologia, com a diferença de ter um comprimento de jato menor, fazendo com que a mistura ocorra em uma distância menor da injeção. O injetor tipo "jato" utiliza um orifício de saída do tipo reto para ambos os propelentes, fazendo com que a mistura ocorra a uma distância maior do ponto de injeção. O tipo *swirl* utiliza uma tecnologia de pré-mistura dos propelentes que são injetados em uma câmara cilíndrica e são forçados a circular por ela, misturando-se e logo após sendo injetadas na câmara de combustão.

3.1.2 Motores foguete a propelente sólido

Esse tipo de motor foguete é composto por um reservatório com uma única saída. Dentro desse reservatório há um bloco sólido de uma composto formado por um combustível e oxidante. Após ocorrer ignição do composto, há liberação de gás, que por sua vez se acumula dentro do reservatório até que a pressão exercida por ele seja maior que a pressão externa. Quando isso ocorre, o gás é expelido a uma velocidade muito alta devido ao formato do bocal de saída, desenvolvido para gerar altos valores de empuxo (RIBEIRO, 2013). Um desenho esquemático de um motor foguete a propelente sólido é mostrado na Figura 2.

Figura 2 – Esquema de motor foguete a propelente sólido



Fonte: (JAIRO SCIAMARELI,)

3.1.3 Motores foguete a propelente híbrido

Há ainda os motores foguete a propulsão híbrida, que utiliza um propelente sólido e outro líquido. O exemplo mais comum de disso é um reservatório com características parecidas com o do foguete de propelente sólido, mas com uma entrada para um agente oxidante líquido, que tem como função dar aos gases de combustão mais energia, e portanto, gerar um maior empuxo.

3.2 Condições assumidas no combustor

Para o cálculo do sistema termodinâmico que pertence ao motor foguete, algumas condições são assumidas. São elas:

- O gás é considerado ideal e perfeito, além de homogêneo.
- Todos os fluidos de trabalho são considerados gases.

Para os cálculos envolvendo fluidos, utiliza-se a *Equação de Bernouli* (FOX *et al.*, 2014), segundo a Equação 3.1

$$\frac{\rho \cdot v^2}{2} + \rho \cdot g \cdot h + p = cte. \quad (3.1)$$

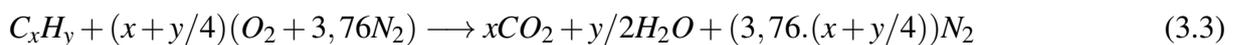
- Processo adiabático.
- O escoamento é em regime permanente.

- O equilíbrio químico é estabelecido no combustor, somente.
- O processo é isentrópico, segundo a Equação 3.2

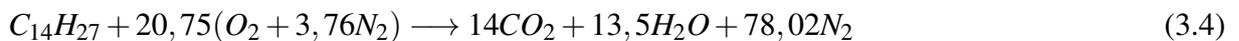
$$S_i = S_f \quad (3.2)$$

3.3 Reação de combustão

Nas reações de combustão, o combustível ao entrar em contato com o oxidante libera energia a partir que os produtos são formados. A combustão é completa quando todo o carbono presente no combustível é queimado para formar dióxido de carbono e o hidrogênio formar água (SHAPIRO *et al.*, 2013). A equação de combustão completa com ar para um hidrocarboneto, é dada pela Equação 3.3:



A fórmula química do querosene é $C_{14}H_{27}$ (SOMERTON, 2006). Logo sua reação de combustão é dada pela Equação 3.4:



Um importante fator para os cálculos de reação dos propelentes é a fração combustível-ar, que é a quantidade de combustível em relação à quantidade de ar envolvidos na reação, em base mássica. Esse valor é denominado de *fas* e para essa reação tem valor de 0,06846. Esse valor foi obtido diante da reação estequiométrica mostrada na Equação 3.4 e supondo que a reação se mantivesse constante durante toda a queima. A razão combustível-ar (*fas*) influencia a eficiência da queima da reação, podendo ser mudado de acordo com a necessidade da aplicação do motor. Para o presente trabalho foi mantido o valor estequiométrico.

4 METODOLOGIA

O motor foguete foi dimensionado e fabricado de acordo com as propriedades dos propelentes utilizados: querosene e ar. As suas propriedades se encontram na Tabela 1.

Tabela 1 – Propriedades físico-químicas dos propelentes

Propriedade	Querosene	Ar
Densidade (kg.m^{-3})	810	5,843
Entalpia (J.kg^{-1})	-2,25E6	298568
Poder Calorífico Inferior (J.kg^{-1})	4,62E7	-

Fonte: (SOMERTON, 2006) e *Engineering Equation Solver (EES)*.

Para a resolução das equações de balanceamento de massa e energia no interior do motor foguete, foram tomados alguns valores de parâmetros iniciais. Esses valores estão na Tabela 2.

Tabela 2 – Valores de parâmetros iniciais

Parâmetro	Valor
Pressão de injeção do ar (Pa)	5E5
Diâmetro do orifício do combustível (mm)	0,2
Coefficiente de descarga	0,75
Diâmetro do combustor (mm)	8
Diâmetro da garganta (mm)	3

Fonte: Elaborada pelo autor.

4.1 Balanço de massa e energia do sistema

As resoluções das equações do balanço de massa e energia do sistema tiveram como função a descoberta dos valores de pressão de combustão, temperatura de combustão, velocidade do jato de saída e, conseqüentemente, o empuxo gerado pelo motor foguete. Usando a *Equação de Bernouli* dada pela Equação 4.1 e considerando o regime permanente tem-se, para o ar:

$$V_a^2 \cdot \rho_a = 2 \cdot C_d \cdot P_a \quad (4.1)$$

Onde

V_a é a velocidade do ar.

C_d é o coeficiente de descarga.

P_a é a pressão do ar.

ρ_a é a densidade do ar.

A mesma Equação 4.1 é utilizada para calcular a velocidade de descarga do combustível, substituindo o índice do ar pelo do querosene.

Pelo princípio da continuidade dos fluidos, usou-se a Equação 4.2 para obter o valor da vazão mássica do ar:

$$m_a \cdot 4 = \pi \cdot d_a^2 \cdot \rho_a \cdot V_a. \quad (4.2)$$

Onde

m_a é a vazão mássica de ar.

d_a é o diâmetro de entrada do ar.

A mesma equação serve é utilizada para calcular a velocidade de descarga do combustível, substituindo o índices d ar pelo do querosene.

Utilizando a razão combustível-ar obtida através do balanceamento feito no capítulo 3 deste trabalho, cujo valor é:

$$fas = 0,06846.$$

Obtêm-se a relação entre as vazões mássicas do querosene e do ar, através da Equação 4.17:

$$m_a = \frac{m_f}{fas}. \quad (4.3)$$

Pelo balanceamento termodinâmico oriundo da combustão do querosene com o ar, e da energia liberada, tem-se a Equação 4.4:

$$m_f \cdot PCI = (m_f + m_a) \cdot (h_a(T_{comb}) - h_a(T_{amb})). \quad (4.4)$$

Onde

h_a é a entalpia do ar.

T_{comb} é a temperatura de combustão.

T_{amb} é a temperatura ambiente.

Considerando a expansão como isentrópica:

$$S_a(T_{comb}, P_{comb}) = S_a(T_j, P_{amb}) \quad (4.5)$$

Onde

S_a é a entropia do ar.

P_{comb} é a pressão de combustão.

T_j é a temperatura do jato.

P_{amb} é a pressão ambiente.

Pela equação de Bernouli:

$$\frac{V_j^2}{2} \cdot Cd = \frac{P_{comb}}{\rho_a(P_{comb}, T_{comb})}. \quad (4.6)$$

Onde

V_j é a velocidade do jato.

Pelo princípio da conservação de energia em bocais, tem-se para a relação combustor-bocal de saída:

$$0 = (h_1 - h_2) + \frac{V_1^2 - V_2^2}{2}. \quad (4.7)$$

Como V_1 é bem menor que V_2 , considera-se desprezível o valor de V_1 e iguala-o a zero. Logo,

$$h_a(T_{comb}) = h_a(T_j) + \frac{V_j^2}{2} \quad (4.8)$$

Onde

h_a é a entalpia do ar.

T_j é a temperatura do jato.

O valor de empuxo é dado pela Equação 4.9:

$$E = (m_a + m_f) \cdot V_j. \quad (4.9)$$

O calor obtido da queima é dado pela Equação 4.10:

$$Q = m_f \cdot PCI. \quad (4.10)$$

E a vazão volumétrica do querosene é dada pela Equação 4.11:

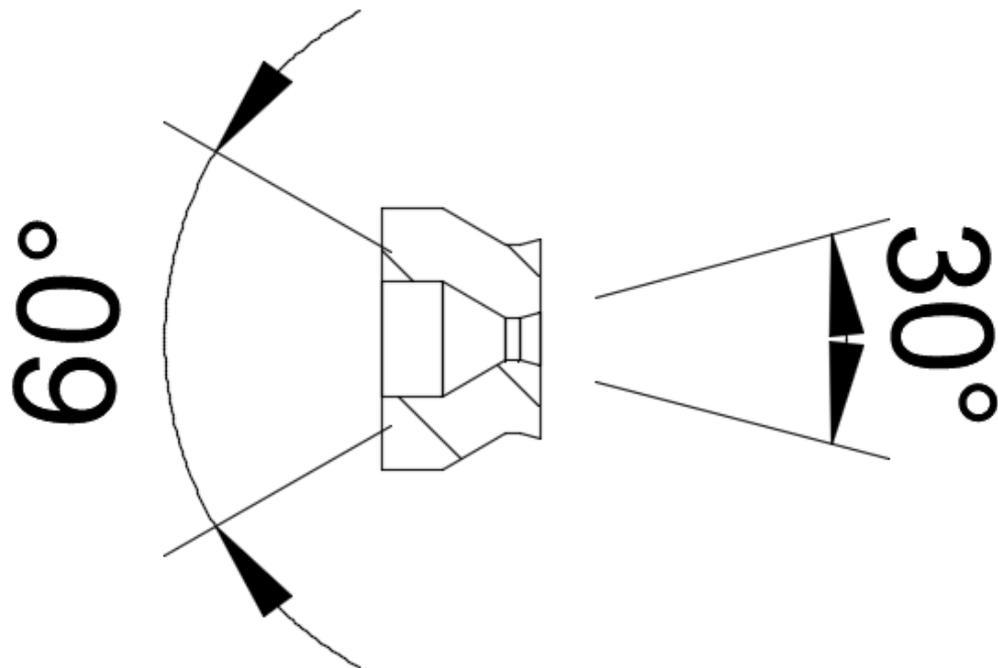
$$L_f = \frac{3600 \cdot m_f \cdot 1000}{\rho_f}. \quad (4.11)$$

A resolução dessas equações foi feita por iteração no software *EES (Engineering Equation Solver)*, utilizando-se os valores de parâmetros iniciais.

4.2 Dimensionamento do combustor

Encontrado os valores de saída para a reação de combustão dos propelentes, pode-se obter as dimensões do combustor do foguete a partir de alguns parâmetros e equações fornecidos por Sutton e Biblarz. A partir do diâmetro do combustor de 8 mm, já determinado segundo as dimensões preteridas nesse trabalho, e também do diâmetro da garganta do bocal do foguete, de 3mm, foi possível encontrar o comprimento do combustor e a área transversal do bocal de saída, como também seu comprimento. Além disso, os valores para os ângulos interno e externo dos bocais de entrada e saída do jato, foram considerados 60° e 30° , respectivamente. A Figura 3 mostra uma ilustração das relações nos bocais.

Figura 3 – Medida dos ângulos do bocal



Fonte: autor.

4.2.1 Comprimento do combustor

Segundo Sutton e Biblarz (2010),

$$\epsilon_c = \frac{A_c}{A_t}. \quad (4.12)$$

Onde

A_c é a área da seção transversal do combustor.

A_t é a área da seção transversal da garganta.

Ainda segundo os mesmos autores, a equação para o volume do combustor é

$$V_c = A_t \cdot \left[L_c \cdot \epsilon_c + \frac{\left(\frac{A_t}{\pi}\right)^{1/2} \cdot \cot(\theta) \cdot (\epsilon_c^{1/3} - 1)}{3} \right] \quad (4.13)$$

Onde

$$V_c = A_t \cdot L \quad (4.14)$$

Sendo L o comprimento característico da câmara de combustão, ou seja, um valor que multiplicado por uma determinada área da garganta produzisse um volume suficiente para que ocorra a combustão completa dos propelentes. Para a mistura querosene-ar, foi aproximado o valor mínimo de L da mistura RP-I/LOx, pois o RP-I (acrônimo do inglês Refined Petroleum 1 - Querosene Refinada 1) tem propriedades muito parecidas com o do querosene e o LOx é um possível oxidante a ser usado no projeto futuramente, além do fato de não haver tabelados valores específicos para a mistura referente ao projeto atual. O valor de L é de

$$L = 1000mm. \quad (4.15)$$

Logo, o comprimento real do combustor é

$$L_c = 140,5mm. \quad (4.16)$$

4.2.2 Área do bocal de saída

A equação da razão da área de saída sobre área da garganta é

$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \cdot \left[\frac{P_{comb}}{P_{amb}}\right]^{\frac{1}{\gamma}}}{\sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1} \cdot \left[1 - \left(\frac{P_{amb}}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]}} \quad (4.17)$$

Onde

γ é o coeficiente de expansão adiabática, ou razão entre a capacidade térmica a pressão constante e a capacidade térmica a volume constante do ar. O valor foi aproximado para uma temperatura de 1000K (última temperatura tabelada).

Para um valor de γ de 1,336,

$$\epsilon = 1,365 \quad (4.18)$$

Logo

$$A_e = 9,62mm^2 \quad (4.19)$$

e

$$D_e = 3,5mm. \quad (4.20)$$

Com um ângulo de saída de 30° , o comprimento do bocal de saída é de aproximadamente 1 mm.

4.3 Reservatório e injetor

Os valores do diâmetro e comprimento de ambos seguiram a escala de dimensões apropriadas para um motor foguete de pequeno porte e que coubesse em uma bancada pequena. O tipo de injetor utilizado foi do tipo "jato", que utiliza um bico injetor de combustível e faz a mistura com o ar logo após a injeção. Ele tem por característica o ponto de mistura mais numa distância de injeção mais longa. O sistema de injeção foi pensado da seguinte forma:

- O ar é injetado no reservatório a uma pressão de 5 bar.
- O ar "empurra" o querosene para baixo de forma que este é "forçado" a subir pelo injetor até o bico, a uma mesma pressão de 5 bar.
- O ar entra por um orifício onde se mistura ao querosene na saída do bico injetor, ambos a 5 bar.
- A entrada de ar é controlada por um dispositivo tipo parafuso, controlando assim também a mistura ar-combustível.

4.4 Fabricação do motor foguete

O motor foguete foi fabricado em aço INOX 304 utilizando-se processos de torneamento, fresagem e solda do tipo TIG.

4.5 Montagem da bancada de testes

A bancada de testes foi montada utilizando um carro simples de ferramentas, suportando a balança de precisão, o contrapeso e o motor. O ar comprimido é acoplado ao reservatório por meio de uma mangueira, onde a pressão é regulável. Acoplado ao reservatório há também um medidor de pressão. O combustor, injeção e reservatório são unidos por meio do parafusamento

de flanges com 4 furos espaçados diametralmente. Entre eles há uma vedação de borracha para evitar o vazamento de ar e combustível. Acoplado ao combustor há um medidor de pressão e a vela de ignição.

4.6 Testes

Os testes foram realizados sem a parte do combustor acoplada aos outros componentes. A ignição foi realizada por uma chama oriunda de um isqueiro, e controlada pela variação de pressão, controlada pela válvula do compressor. Após a pressão ser estabilizada, deu-se início à combustão.

5 RESULTADOS E DISCUSSÃO

Os resultados foram divididos em duas partes: teóricos, que são os resultados obtidos através da resolução do sistema de equações, juntamente com os desenhos do projeto; e os práticos, que englobam a fabricação, montagem da bancada e teste do motor foguete.

5.1 Resultados teóricos

Os valores de V_a , V_f , m_a , m_f , d_a , T_{comb} , P_{comb} , V_j , T_j , E , Q e L_f obtidos pela resolução do sistema de equações encontram-se na Tabela 3.

Tabela 3 – Resultados obtidos

Resultados encontrados	Valor
V_a (m.s ⁻¹)	358,3
V_f (m.s ⁻¹)	30,43
V_j (m.s ⁻¹)	1420
m_a (kg.s ⁻¹)	0,02545
m_f (kg.s ⁻¹)	0,001742
d_a (m)	0,003934
T_j (K)	1835
T_{comb} (K)	2634
P_{comb} (Pa)	489144
L_f (L.h ⁻¹)	7,743
E (N)	38,61
Q (J)	74916

Fonte: elaborada pelo autor.

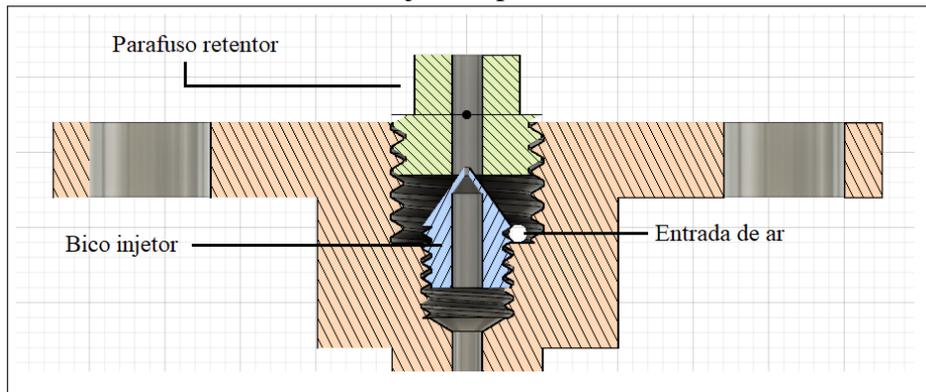
Os resultados se mostraram satisfatórios e dentro da margem de valores toleráveis para a fabricação e teste do motor foguete nas dimensões previstas no projeto. Os desenhos produzidos do projeto foram feitos no *software Autodesk Fusion 360 (versão para estudante)*, e se encontram nas Figuras 4, 5, 6 e 7.

5.2 Resultados práticos

A fabricação do motor foguete foi realizada segundo os parâmetros já estipulados inicialmente e dos valores obtidos de d_a e P_{comb} . As imagens das partes do motor estão nas Figuras 8 à 17.

O suporte foi fabricado utilizando uma placa circular de 5 mm de espessura e 150 mm de diâmetro de Aço Inox 304 soldado a uma estrutura circular de mesmo diâmetro do combustor, com um pequeno encaixe.

Figura 4 – Desenho do detalhe do bico injetor e parafuso retentor em corte



Fonte: o autor.

Figura 5 – Desenho do motor foguete em visão isométrica



Fonte: o autor.

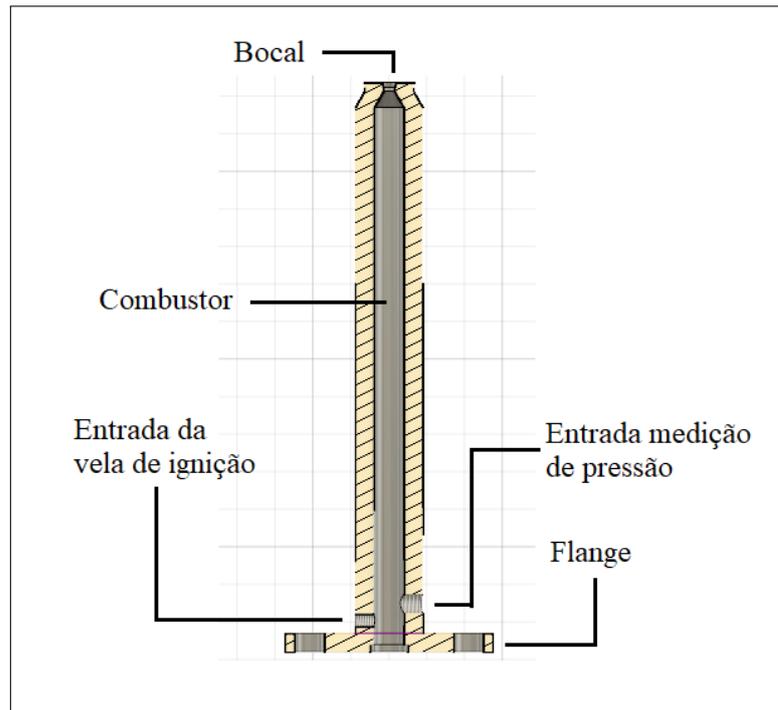
O combustor foi soldado a uma flange de 5 mm de espessura e 55 mm de diâmetro que possui 4 furos espaçados igualmente. Ainda há uma entrada para medição de pressão e a entrada para a vela de ignição.

No reservatório de 55 mm de diâmetro e 120 mm de altura foi feito uma usinagem interna de diâmetro de 30 mm e 110 mm de profundidade.

No detalhe do reservatório observa-se os 4 furos espaçados igualmente e macheados com machos tipo M6.

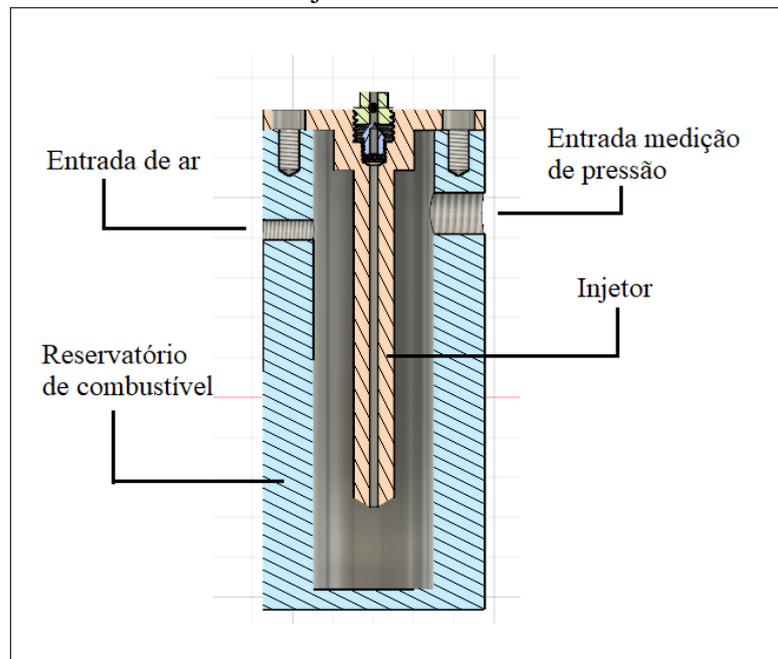
O injetor foi feito por torneamento externo a partir de um tarugo de 20 mm de diâmetro. A parte mais fina tem 10 mm de diâmetro e furo interno de 5 mm por onde passou o combustível. Na parte mais grossa do injetor há um furo lateral de 4 mm de diâmetro, referente

Figura 6 – Desenho do combustor em corte



Fonte: o autor.

Figura 7 – Desenho do reservatório e injetor em corte



Fonte: o autor.

a entrada de ar calculada e um furo interno rosqueado para um parafuso M6 para o encaixe do injetor. O injetor também foi soldado a uma flange de 5 mm de espessura e 55 mm de diâmetro e com 4 furos espaçados igualmente diametralmente.

O motor foguete foi montado e fixado com 4 parafusos tipo M6. Entre as partes (reservatório, injetor e combustor) foi colocada uma vedação de borracha.

Figura 8 – Surporte do motor foguete



Fonte: o autor.

Figura 9 – Combustor



Fonte: o autor.

Após montado, foram realizados testes com o motor foguete completo. Porém, devido ao não desenvolvimento de um sistema de ignição, foi preferível realizar teste sem o combustor. Os testes foram feitos para observar a viabilidade das escolhas de pressões para o ar e combustível, além de achar um valor ótimo para o parafuso retentor de ar. A Figura 18 mostra

Figura 10 – Reservatório



Fonte: o autor.

Figura 11 – Vista superior do reservatório



Fonte: o autor.

o teste sendo realizado.

Observou-se que utilizando a pressão de 5 bar para o ar e injeção de combustível ocorreu combustão, satisfazendo a escolha para os propelentes e validando o protótipo para testes com o combustor, após a criação de um sistema de ignição.

Figura 12 – Injetor



Fonte: o autor.

Figura 13 – Detalhe do injetor



Fonte: o autor.

Figura 14 – Bico injetor



Fonte: o autor.

Figura 15 – Retentor de ar



Fonte: o autor.

Figura 16 – Montagem do motor foguete



Fonte: o autor.

Figura 17 – Bancada



Fonte: o autor.

Figura 18 – Teste de combustão



Fonte: o autor.

6 CONCLUSÃO

O desenvolvimento do motor foguete segundo as especificações iniciais do projeto e suas limitações se mostrou bastante viável, sendo seus resultados para o processo de combustão dos propelentes satisfatórios para a geração de empuxo necessária para a medição utilizando uma balança comercial de pequeno porte.

O teste realizado sem o combustor, e conseqüentemente sem o bocal de saída, responsável pela geração de empuxo a uma taxa muito mais elevada, se deu pela não otimização de um sistema de ignição que conseguisse fornecer energia o suficiente para a combustão do querosene. Logo, a validação de valores como pressão final e empuxo não foram possíveis.

7 TRABALHOS FUTUROS

Fica para futuros estudos a criação de um sistema de ignição, respeitando as dimensões e proposta do projeto, para a realização de testes futuros com o funcionamento completo do motor, a fim de que a bancada de testes consiga uma dimensão real, mas de forma didática e simples.

REFERÊNCIAS

CENTRO UNIVERSITÁRIO DE UNIÃO DA VITÓRIA. **Esquema de motor foguete a propelente líquido**. Disponível em: <<https://pt.slideshare.net/Dabarra/termodinmica-48712317>>. Acesso em: 18 jun. 2018.

FOX, R. W.; MCDONALD ALAN T., P.; J., P. **Introdução à Mecânica dos Fluidos**. [S.l.]: LTC, 2014. v. 8.

JAIRO SCIAMARELI. **Esquema de motor foguete a propelente sólido**. Disponível em: <http://www.scielo.br/scielo.php?script=sci_arttext&pid=S0100-40422002000100018>. Acesso em: 18 jun. 2018.

RIBEIRO, M. Metodologia de projeto e validação de motores foguete a propelente sólido. 2013.

SHAPIRO, H. N.; MORAN, M. J.; BOETTNER, D. D.; BAILEY, M. B. **Princípios de Termodinâmica para Engenharia**. [S.l.]: LTC, 2013. v. 7.

SOMERTON, P. C. W. **Combustion**. <https://www.egr.msu.edu/classes/me440/somerton/Combustion.pdf>, 2006. Dados retirados do PDF da aula do Professor Somerton.

SUTTON, G. P.; BIBLARZ, O. **Rocket Propulsion Elements**. [S.l.: s.n.], 2010. v. 8.

VASQUES, B. Projeto de motor foguete bipropelente líquido. 2008.