

**Universidade de Brasília - UnB
Faculdade UnB Gama - FGA
Curso de Engenharia Aeroespacial**

**DESENVOLVIMENTO DE UM MOTOR PROPELENTE
HÍBRIDO PARA TESTES EXPERIMENTAIS**

**Autor: Luan Henrique dos Santos Oliveira
Orientador: Artem Andrianov**

**Brasília, DF
2016**



LUAN HENRIQUE DOS SANTOS OLIVEIRA

**DESENVOLVIMENTO DE UM MOTOR PROPELENTE HÍBRIDO PARA TESTES
EXPERIMENTAIS**

Monografia submetida ao curso de graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial.

Orientador: Artem Andrianov, PhD. Eng.

Co-Orientador: Fábio Alfaia da Cunha, Dr. Eng.

**Brasília, DF
2016**

CIP – Catalogação Internacional da Publicação*

Oliveira, Luan Henrique dos Santos.

Desenvolvimento de um Motor Propelente Híbrido para Testes Experimentais / Luan Henrique dos Santos Oliveira. Brasília: UnB, 2016. 62 p. : il. ; 29,5 cm.

Monografia (Graduação) – Universidade de Brasília Faculdade do Gama, Brasília, 2016. Orientação: Artem Andrianov

1. Propulsão Híbrida. 2. Motor de testes. 3. Simulações Computacionais I. Andrianov, Artem. II. Desenvolvimento de um Motor Propelente Híbrido para Testes Experimentais.

CDU Classificação



DESENVOLVIMENTO DE UM MOTOR PROPELENTE HÍBRIDO PARA TESTES EXPERIMENTAIS

Luan Henrique dos Santos Oliveira

Monografia submetida como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial da Faculdade UnB Gama - FGA, da Universidade de Brasília, em (data da aprovação 01/07/16) apresentada e aprovada pela banca examinadora abaixo assinada:

Prof. PhD. Artem Andrianov, UnB/ FGA
Orientador

Prof. PhD. Olexiy Shynkarenko, UnB/ FGA
Membro Convidado

Prof. PhD. Manuel N. D. Barcelos Júnior, UnB/ FGA
Membro Convidado

Brasília, DF
2016

Esse trabalho é dedicado a todos que contribuíram de alguma forma ao alcance de meus objetivos, me ajudando a percorrer o árduo caminho da engenharia.

AGRADECIMENTOS

Primeiramente gostaria de agradecer a Deus pelo dom da vida.

Agradeço com todo carinho aos melhores pais, Elício Oliveira e Dalva Ribeiro, que com todo amor e paciência me mostraram o valor de uma família, sempre se preocuparam em tornar os sonhos de seus filhos realidade e mesmo com toda dificuldade e sacrifícios nunca colocaram obstáculos na busca dos meus objetivos, me apoiando incondicionalmente, fizeram ser possível a minha saída de casa para a realização dos meus estudos, sem o suporte deles o sonho de ser engenheiro aeroespacial não se realizaria.

A minha irmã Laila Emanuely, que me instiga ser uma pessoa melhor, na busca de ser um exemplo que ela se orgulhe, simplesmente pelo amor e orgulho que sinto por ela.

A minha fiel companheira e melhor namorada, Lorena Andrade, que desde o início da minha graduação sempre esteve comigo nos momentos mais difíceis, com os melhores conselhos e os melhores abraços e sendo motivo dos meus momentos mais felizes, por aturar um namorado ocupado, cheio de obrigações e compromissos, obrigado por estar comigo mesmo quando não posso estar com você.

Ao meu orientador Artem Andrianov, pela paciência, pela ajuda e por compartilhar seus conhecimentos, me ensinar sobre trabalho e sobre a vida e por acreditar no meu potencial seguindo junto na execução desta proposta.

A todos os professores com quem já tive o prazer de aprender mais, obrigado pelo tempo dedicado a nós estudantes, gostaria de destacar os nomes, Olexiy Shynkarenko, Jungpyo Lee, Artur Bertoldi, Fábio Alfaia, Pilar Hidalgo, Manuel Barcelos e novamente Artem Andrianov, vocês são a fonte da minha inspiração.

Aos meus amigos de infância, Diego Prado, Luiz Otávio, Gustavo Barros, Bruno Arantes, Fabrício Enéas e Cristhian Mendes, não consigo pensar em vocês sem ter uma lembrança feliz e nostálgica. Obrigado pela companhia que se perpetua.

E por fim a todos os meus amigos da Universidade Brasília que com certeza serão excelentes profissionais, em especial ao Nivaldo Lopo, João Pedro Alexandroni, Luí Txai, Igor Kinoshita, Matheus Cabral e Lucas Brasileiro, por ajudarem a pensar fora da caixinha, com sábias conversas e idéias inteligentes.

De repente eu notei que aquela pequena e bela ervilha azul era a Terra. Eu levantei o meu dedão e fechei um olho e meu dedão cobriu totalmente a Terra. Eu não me senti um gigante. Me senti muito, muito pequeno (Neil Armstrong).

RESUMO

O motor de foguete híbrido proporciona diversas vantagens, como a simplicidade, segurança, baixo custo e reinicialização de empuxo o que o torna adequado para uma ampla gama de potenciais aplicações, incluindo foguete de sondagem, estágios de lançadores, aeronaves suborbitais, motores para reentrada atmosférica etc. No entanto, há ainda muitas questões de projeto que precisam ser resolvidas em motores de foguete de propelente híbrido e entre elas, a necessidade de aumentar a sua eficiência. Uma das possíveis soluções é o uso de um propelente com elevado impulso específico e uma densidade aumentada. Um número de composições químicas de propelente sólido fora estudado para aumentar o impulso específico de motores de foguete de combustível sólido, mas a maioria deles não foram estudadas em detalhe em sistemas de propulsores híbridos. O motor de teste será usado especialmente para fornecer estudos experimentais a cerca do desempenho operacional de propelente sólido com diferentes composições químicas. Entre os requisitos mais importantes para este motor de teste estão: a simplicidade de funcionamento e possibilidade de medição das características essenciais do processo de queima a um baixo custo. A missão principal do trabalho é desenvolver um motor de testes de baixo empuxo, movido a propelente híbrido que satisfaça os requisitos supracitados. A missão principal é realizada pela implementação de um habitual processo de projeto, que inclui os seguintes objetivos: definição das características operacionais do motor e seus parâmetros geométricos, perfil balístico da câmara de combustão e disposição dos equipamentos de medição, projeto estrutural e escolha de materiais, produção de desenhos técnicos do projeto final do motor de testes para o processo de fabricação. O processo de design em diferentes fases do trabalho é acompanhado por métodos analíticos de cálculos de engenharia, modelagem sólida com aplicação de software CAD e simulação computacional de processos físicos com uso de CAE com base no método de elementos finitos.

Palavras-chave: Propulsão híbrida. Motor de testes. Simulações computacionais.

ABSTRACT

The hybrid rocket motor provides several advantages, such as simplicity, safety, low cost and thrust restart, which makes it suitable for a wide range of potential applications, including sounding rocket, launcher stages, suborbital aircrafts, engines for atmospheric re-entry etc. However, there are still many design questions have to be solved in hybrid propellant rocket motors, and among them the necessity to increase their efficiency. One of the possible solutions is the use of propellant with high specific impulse and increased density. A number of chemical compositions of solid propellant had been studied to increase the specific impulse of solid propellant rocket motor, but most of them were not studied in details in hybrid propellant systems. Special test-motors are used to provide experimental study of operational performance of solid propellant of various chemical compositions. Among of the most important requirements to such test-motors are simplicity of operation and possibility to measure essential characteristics of burning process at low cost. The main mission of the work is to develop low-thrust hybrid propellant test-motor that satisfies abovementioned requirements. The main mission is accomplished by implementation of ordinary design process that includes the following objectives: definition of motor's operational characteristics and geometrical parameters, ballistic profile of the combustion chamber and arrangement of measurement equipment, structural design and choice of materials, production of technical drawings of the test-motor final design for manufacturing process. The design process at different phases of the work is accompanied by analytical methods of engineering calculation, solid modeling with application of CAD software and computer simulation of physical processes with use of CAE based on finite-element method.

Keywords: Hybrid propulsion. Test-motor. Computational Simulation.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1. Diagrama de um motor de foguete híbrido. (CAMPBELL).....	20
Figura 2. Montagem esquemática do grão e dos flanges. (CAMARA; INGLEZ, 2013)	22
Figura 3. Imagens do motor com injetores e arranjo de sensores. (BOUGHABA et al., 2012).....	23
Figura 4. Esquema do motor com detalhes do sistema de injeção. (CARMICINO; SORGE, 2007)	24
Figura 5. Vista seção transversal do motor. (MARIA; VERAS, 2004).....	25
Figura 6. Layout do motor com as principais dimensões. (EINAV et al., 2009)	26
Figura 7. Injetores testados no estudo. (EINAV et al., 2009)	26
Figura 8. Design do motor de testes. (ANDRIANOV et al., 2015).....	27
Figura 9. Vista da seção transversal do motor com indicação da localização dos sensores de tensão e termopares. (KNOWLES; KEARNEY; ROBERTS, 2005).....	28
Figura 10. Diagrama e vista dos componentes do motor de 900 lbf de empuxo. (TSOHAS et al., 2009)	29
Figura 11. Seção transversal da câmara de combustão do motor do foguete de sondagem Peregrine. (WAXMAN et al., 2014)	30
Figura 12. Seção transversal do protótipo do injetor (dimensões em mm). (WAXMAN et al., 2014).....	31
Figura 13. Motor ONERA (cima), motor FUSEX com válvula pirotécnica (embaixo) (adaptada). (ANTHOINE; PREVÓST, 2011).....	31
Figura 14. Vista da seção lateral do motor e descrição de dispositivos. (GOUVÊA, 2008).....	32
Figura 15. Sistema de ejeção de gases (adaptada). (GOUVÊA, 2008)	33
Figura 16. Diagrama do motor usado para testes de combustíveis com diferentes composições. (GALFETTI et al., 2014).....	33
Figura 17. Diagrama do motor do foguete híbrido LGCP. (EVANS et al., 2009)	34
Figura 18. Vistas transversais do motor (acima), tubeira (esquerda), sistema de injeção (direita) (adaptada). (ARNONI, 2014).....	35
Figura 19. Motor Hycom (adaptada). (LESTRADE; ANTHOINE; LAVERGNE, 2015)	36
Figura 20. Motor experimental na plataforma de teste. (TIAN et al., 2014)	37

Figura 21. a) Seção transversal do motor com descrição de componentes. b) Motor instalado e instrumentado para ensaio (adaptada) (CONTAIFER, 2009).....	38
Figura 22. Diagrama de uma abordagem para o projeto preliminar de um motor foguete híbrido (adaptada) (SUTTON; BIBLARZ, 2010).....	40
Figura 24. Representação da camada líquida e dos <i>droplets</i> resultantes da combustão da parafina como combustível em foguetes híbridos. (CHANDLER et al., 2011).....	43
Figura 25. Representação das tensões circunferencias e longitudinais. (CASE, 1999).....	52

LISTA DE QUADROS

Tabela 1. - Características do motor	42
Tabela 2. - Parâmetros teóricos para o motor.	51
Tabela 3. - Dimensionamento grão combustível e tubeira.	51

LISTA DE ABREVIATURAS

EPDM	-	Monómero De Etileno Propileno Dieno
Gox	-	Oxigênio Gasoso
HTPB	-	Polibutadieno Com Terminação Hidroxila
LDPE	-	Polietileno de Baixa Densidade
Lox	-	Oxigênio Líquido
NTO	-	Tetróxido de Nitrogênio
PB	-	Polibutileno
PE	-	Polietileno
PMMA	-	Polimetil-Metacrilato
UDMH	-	Dimetil-Hidrazina Assimétrica

LISTA DE SÍMBOLOS

\dot{r}	[mm/s]	-	Taxa de regressão
a	-	-	Constante de Regressão
n	-	-	Constante de Regressão
m	-	-	Constante de Regressão
G_{ox}	[kg/m ² s]	-	Velocidade do fluxo de oxidante
X	[m]	-	Distância do início da porta de combustão
\dot{m}_{ox}	[kg/s]	-	Fluxo mássico de oxidante
\dot{m}_f	[kg/s]	-	Fluxo mássico de combustível
\dot{m}	[kg/s]	-	Fluxo mássico de propelente
O/F	-	-	Razão mássica entre oxidante e combustível
F	[N]	-	Empuxo
P_c	[bar]	-	Pressão na câmara
P_a	[bar]	-	Pressão ambiente
P_s	[bar]	-	Pressão na saída do motor
T_s	[K]	-	Temperatura na câmara
C_F	-	-	Coefficiente de empuxo
γ	-	-	Coefficiente isentrópico
g	-	-	Aceleração da gravidade
I_{sp}	[s]	-	Impulso específico
I_t	[N.s]	-	Impulso total
t_q	[s]	-	Tempo de queima
R_0	[J/mol.K]	-	Constante universal dos gases
M	[kg/kg.mol]	-	Massa molar dos gases de combustão
c	[m/s]	-	Velocidade efetiva de ejeção
c^*	[m/s]	-	Velocidade característica
M	-	-	Número de Mach
ε	-	-	Razão de expansão da tubeira
d_i	[m]	-	Diâmetro inicial do grão
d_f	[m]	-	Diâmetro final do grão
D_p	[mm]	-	Diâmetro da porta de combustão
D_{ex}	[mm]	-	Diâmetro externo do grão combustível

L_g	[mm]	- Comprimento do grão combustível
m_c	[kg]	- Massa de combustível
V_c	[m ³]	- Volume de combustível
A^*	[m ²]	- Área característica
A_g	[m ²]	- Área da garganta
A_s	[m ²]	- Área de saída
v_e	[m/s]	- Velocidade de exaustão
σ_1	[N/m ²]	Tensão circunferencial
σ_2	[N/m ²]	Tensão Longitudinal
P	[Pa]	Pressão interna
t	[m]	Espessura do cilindro
τ_{max}	[N/m ²]	Tensão máxima de cisalhamento
ϵ_1	-	Deformação circunferencial
ϵ_2	-	Deformação Longitudinal
ϵ_T	-	Deformação volumétrica
ν	-	Coefficiente de Poisson
E	[Pa]	Modulo de elasticidade

SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO	18
1.1. CONTEXTUALIZAÇÃO DO ASSUNTO	18
1.1.1. Motores de Foguetes a Propelente Híbrido	19
1.1.2. Componentes de Motores Híbridos	19
1.2. OBJETIVO DO TRABALHO	20
1.2.1. Objetivo principal	20
1.2.2. Objetivos específicos	21
2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA.....	22
2.1. COMPARAÇÃO ENTRE MOTORES HÍBRIDOS	22
2.2. REQUERIMENTOS PARA O NOVO MOTOR DE TESTES	39
3. METODOLOGIA	40
3.1. DESCRIÇÃO DOS MÉTODOS PARA PROJETO DO MOTOR.....	40
4. PROJETO DO PROPULSOR	42
4.1. ESCOLHA DO PAR PROPELENTE.....	42
4.1.1. Combustíveis	42
4.1.2. Oxidantes	44
4.2. CÁLCULO DA BALÍSTICA INTERNA.....	44
4.2.1. A taxa de regressão.....	45
4.2.2. Parâmetros de desempenho do motor	46
4.2.2.1. Empuxo.....	46
4.2.2.2. Coeficiente de Empuxo	46

4.2.2.3. Impulso Total	47
4.2.2.4. Velocidade ideal e velocidade efetiva de ejeção	47
4.2.2.5. Impulso específico	48
4.2.2.6. Velocidade Característica	48
4.2.3. Dimensionamento do grão combustível	49
4.2.4. Dimensionamento da tubeira	50
4.3. CÁLCULO PRELIMINAR ESTRUTURAL.....	52
5. CONCLUSÃO	55
6. TRABALHOS FUTUROS.....	56
7. REFERÊNCIAS.....	57
8. ANEXOS	61

1. INTRODUÇÃO

1.1. CONTEXTUALIZAÇÃO DO ASSUNTO

O desenvolvimento humano sempre esteve estreitamente conectado com a transportação. A domesticação do cavalo e a invenção da roda tiveram um efeito dramático na civilização antiga. A maior parte do milênio passado foi fortemente influenciada pela venda de navios e suas tecnologias, ambos para guerra e comércio. No século XX, motores veiculares e aviões revolucionaram o transporte. No início do século XXI o foguete começou a se emergir como nova revolução no transporte, no entanto, somente poucos humanos fizeram viagens em foguetes movidos a propelentes. Por outro lado uma surpreendente quantidade de comunicações comerciais e domésticas é agora provida por satélites. Desde ligações telefônicas, novas imagens, internet, a maioria dessas informações viajam de uma parte do mundo para a outra através do espaço (TURNER, 2008). A proposta de retornar a Lua e os novos planos para enviar humanos a Marte são indicações da ressurgência do interesse na exploração espacial para o novo milênio.

Propulsão em um sentido amplo é o ato de modificar o movimento de um corpo. Os mecanismos de propulsão fornecem uma força que pode ser utilizada para vencer a gravidade, mudar a velocidade ou superar a resistência do meio ao movimento. A propulsão a jato baseia-se na ejeção de matéria de um sistema gerando uma força de reação sobre o sistema. A propulsão por foguete é uma classe da propulsão a jato em que o empuxo é produzido pela ejeção exclusivamente de matéria armazenada no próprio sistema, chamada de propelente (SUTTON; BIBLARZ, 2010).

Os sistemas de propulsão são classificados de acordo com a fonte de energia utilizada para prover empuxo, essa energia pode ser de fonte química, elétrica, nuclear, solar e outras. Os foguetes lançadores se enquadram na classe de propulsão química, pois se utiliza a energia liberada em reações químicas de combustão (FAROKHI, 2014).

Os foguetes podem ser classificados conforme as fases ou estados físicos dos propelentes empregados: sólidos, líquidos, a gás ou híbridos. Este trabalho aborda o desenvolvimento de um propulsor movido a propelente híbrido.

1.1.1. Motores de Foguetes a Propelente Híbrido

O conceito de propulsão de foguete onde um componente do propulsor é armazenado em fase líquida enquanto o outro é armazenado em fase sólida são chamados de sistemas de propulsão híbridos. Tais sistemas são comumente empregados o oxidante na fase líquida e o combustível na fase sólida. Várias combinações de combustíveis sólidos e oxidantes líquidos bem como combustíveis líquidos e oxidantes sólidos têm sido experimentalmente avaliadas para o uso em motores de foguete híbridos. O mais comum é o combustível sólido e o oxidante líquido. O oxidante pode ser criogênico ou não, dependendo dos requisitos da aplicação (SUTTON; BIBLARZ, 2010).

Os sistemas de propulsão de foguetes híbridos apresentam as seguintes vantagens: segurança durante a fabricação, armazenamento ou operação sem qualquer possibilidade de explosão ou detonação; capacidade de re-inicialização de empuxo; custo relativamente baixo do sistema se comparado a demais tipos de sistemas propulsivos; maior impulso específico do que os motores de foguetes sólidos e densidade específica maior do que os motores com bi-propelente líquidos; capacidade de mudar suavemente o valor do empuxo num intervalo de tempo de operação de acordo com a necessidade. Como desvantagens pode-se citar: impulso específico com certa instabilidade devido à proporção de mistura variar durante a operação em regime estacionário e estrangulamento; densidade específica de impulso mais baixa que de sistemas propulsores sólidos; uma quantidade de combustível pode ser retida na câmara de combustão após o tempo final de operação, o que reduz ligeiramente fração de massa do motor; a viabilidade para este tipo de propulsão ainda não foi avaliada em larga escala (SUTTON; BIBLARZ, 2010).

1.1.2. Componentes de Motores Híbridos

Os motores híbridos geralmente podem ser divididos em dois sistemas, o primeiro se referindo ao tanque de armazenamento de oxidante e o outro à câmara de combustão e seus componentes.

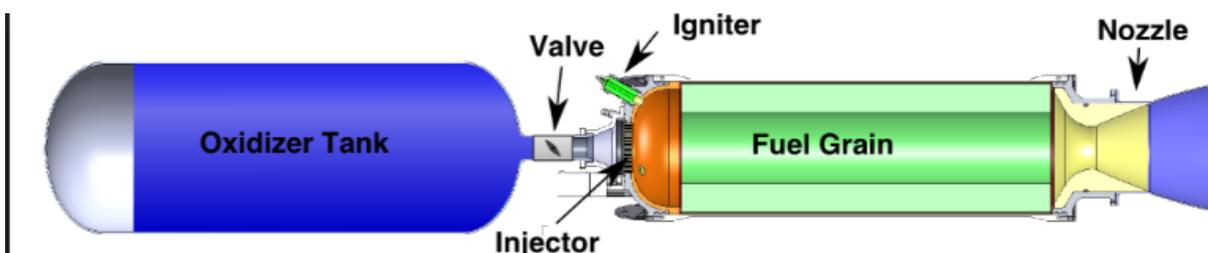


Figura 1. Diagrama de um motor de foguete híbrido (CAMPBELL).

O oxidante armazenado no tanque de oxidante é injetado em um grão combustível cilíndrico com um furo central que pode possuir diferentes geometrias. As geometrias internas dos grãos propelentes utilizadas em propulsores híbridos estão ligadas à velocidade de queima do grão e às áreas de queima envolvidas durante o processo de combustão (ARNONI, 2014).

Entre o tanque de oxidante e a câmara de combustão encontra-se a válvula de controle de oxidante juntamente do injetor, este responsável por injetar o oxidante na forma desejada para o projeto. Após a injeção do oxidante é possível encontrar a seção chamada de pré-câmara, necessária para a correta expansão do oxidante e é onde se faz a ignição por meio de um ignitor.

Na parte central da câmara de combustão está o grão combustível que reagindo com o oxidante da início à combustão do motor, após o grão é encontrado em alguns motores a seção pós-câmara que tem como função proporcionar a queima adequada de partes do grão combustível que podem ter se soltado do grão e não terem tido tempo suficiente para sofrerem a reação com oxidante. Por fim encontra-se a tubeira “nozzle”, com uma seção convergente e divergente, a tubeira é responsável pela conversão da entalpia contida no interior da câmara em energia cinética, fornecendo o empuxo que é a força necessária para colocar o dispositivo em movimento (ANDERSON JR, 1985).

1.2. OBJETIVO DO TRABALHO

1.2.1. Objetivo principal

Este trabalho tem como objetivo o projeto e construção de um motor foguete híbrido, este motor deve ser preparado para utilização em testes experimentais em bancada propiciando diferentes estudos de vários subsistemas, cuja principal

preocupação de aplicação é o curto tempo de execução nos testes experimentais para um baixo custo de operação e testes de grãos de combustível sólido de diferentes composições químicas.

1.2.2. Objetivos específicos

- Estudo comparativo entre motores encontrados na literatura;
- Definir os parâmetros iniciais do propulsor híbrido;
- Definição da balística interna do motor de testes;
- Definir geometrias para o sistema de injeção;
- Fornecer um esquema de concepção do motor de testes com arranjo de sensores;
- Descrever sobre os métodos utilizados para os cálculos do projeto do motor.
- Análises CAE dos sistemas do motor
- Escolha dos materiais para fabricação
- Design final do motor em CAD
- Construção do motor
- Fornecer desenhos técnicos dos componentes do propulsor

2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1. COMPARAÇÃO ENTRE MOTORES HÍBRIDOS

Camara e Inglez (2013) realizaram um trabalho visando uma avaliação da taxa de regressão de um grão combustível formulado a base de parafina dopada com óleo de gordura/sebo bovino.

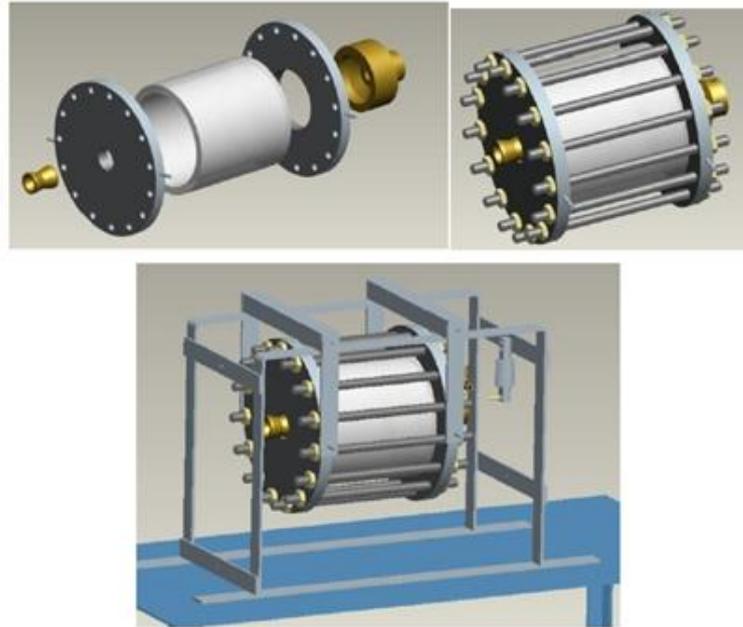


Figura 2. Montagem esquemática do grão e dos flanges (CAMARA; INGLEZ, 2013).

Pros: o motor é possui parede de nylon o que o torna mais barato em termos de material e é muito simples de se fabricar.

Cons: Possui difícil montagem; não permite alterações nas dimensões da câmara de combustão; a parede do motor é composta de nylon o que diminui a segurança.

Quanto à tubeira, vários materiais foram mencionados, mas nos resultados não é dito qual material foi escolhido para os testes, relata apenas que a tubeira composta de cobre não resistiu ao teste como era de se esperar.

Boughaba et al. (2012) mostra um estudo da taxa de regressão em um pequeno motor híbrido que usa N₂O e parafina como propelente.

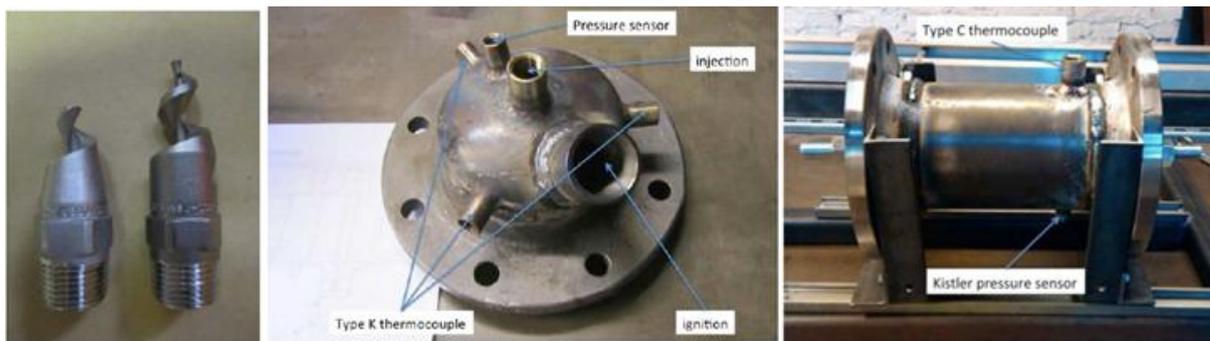


Figura 3. Imagens do motor com injetores e arranjo de sensores (BOUGHABA et al., 2012).

Pros: Oferece uma solução para instrumentação de sensores, fácil fabricação, baixo custo, pois se trata de um motor de pequeno porte o que permite também testes com dopantes mais baratos uma vez que o grão combustível tem dimensão de 45 mm de comprimento, 21.5 mm e 8 mm de diâmetro externo e interno respectivamente.

Cons: O motor é soldado, logo não pode sofrer alterações futuras.

Segundo Bhougaba, obtiveram-se problemas com a vaporização do N₂O na injeção, o que não permitia alcançar o empuxo de 1 KN (como era planejado), tentou-se então resolver o problema por três métodos diferentes, Sistemas de nitro para carros de competição com sistema de pressurização, construção de um tanque intermediário e múltiplos tanques de oxidante em paralelo, como solução foi decidido utilizar três tanques em paralelo mas ainda sim o fluxo foi abaixo do esperado, para futuros trabalhos o método do tanque intermediário foi apontado como única solução, porém por ser uma opção com complexidade de execução não foi executado no trabalho apresentado.

Quanto aos dois injetores testados (“full” cone e “hollow” cone), não apontaram qual se obteve o melhor resultado, provavelmente devido ao problema com perda de pressão. Tentaram resolver com uma válvula manual, porém o resultado não foi positivo, assim apenas concluíram que o injetor sem a válvula manual funciona melhor, pois se pôde observar fase líquida do oxidante na injeção o que permite uma melhor atomização do oxidante e conseqüentemente uma melhor combustão na câmara (BOUGHABA et al., 2012).

Carmicino e Sorge (2007) apresentam uma comparação de desempenho entre dois injetores com diferentes configurações em um motor híbrido usando gás oxigênio e polietileno como par propelente.

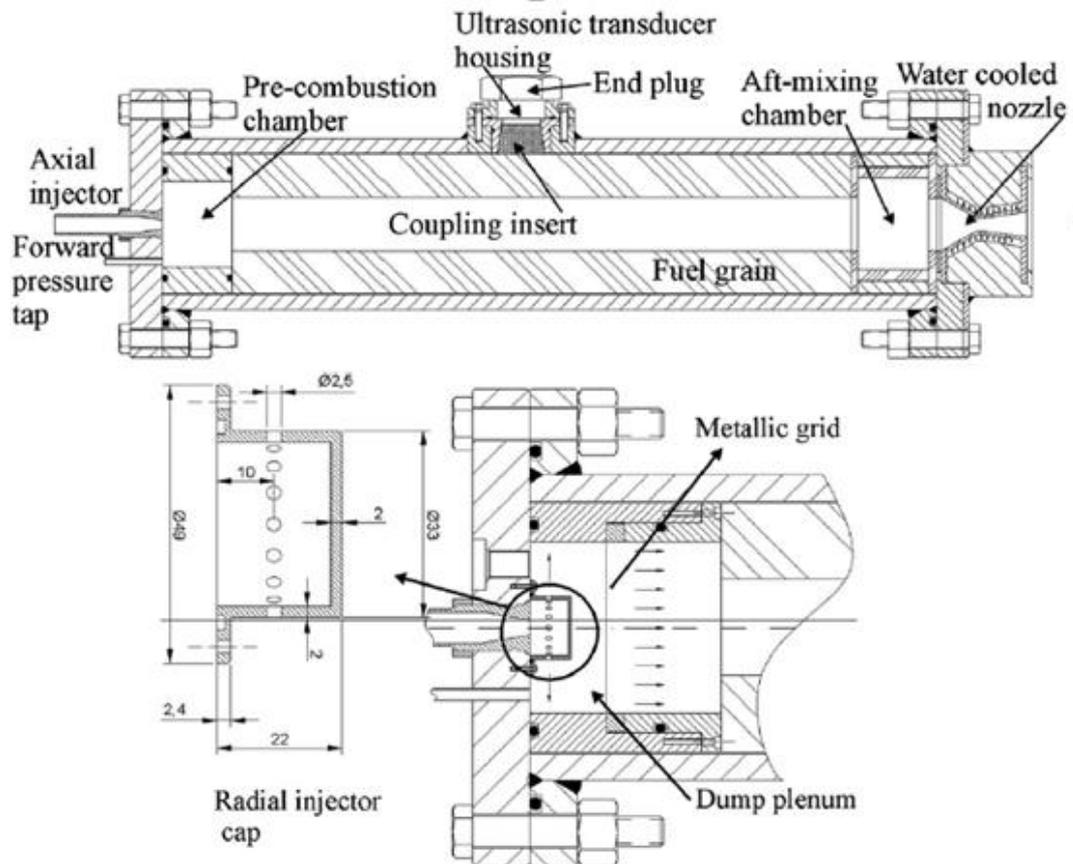


Figura 4. Esquema do motor com detalhes do sistema de injeção (CARMICINO; SORGE, 2007).

Pros: projetado para testar diferentes injetores, possui sistema de resfriamento por água na tubeira o que permite testes com maior tempo de duração, esquematicamente parece demonstrar uma fácil montagem.

Cons: Se trata de um motor de grande dimensão com um grão de 560 mm de comprimento, fazendo com que o custo de fabricação e de operação seja muito alto. Apesar de permitir testes com vários diâmetros de grão devido ao diâmetro da câmara ser alto, não permite alterações no comprimento do mesmo.

Os injetores utilizados para testes foram: um axial com forma de um “*nozzle*” cônico subsônico e um injetor radial, apesar do consumo irregular do combustível sólido ocorrido em ambos os casos, o injetor axial se mostrou mais eficiente obtendo-se uma taxa de regressão maior nos testes realizados, especulou-se que isto se deve ao fato de que este injetor possui uma zona de recirculação do oxidante na injeção o que permite uma combustão mais completa, portanto mais eficiente (CARMICINO; SORGE, 2007).

A taxa de regressão foi medida a partir de um transdutor ultrassônico localizado no meio do comprimento da câmara de combustão.

Maria e Veras (2004) Fazem um estudo comparativo entre o uso do par propelente parafina e N_2O e também os tipos mais comumente usados de acordo com a literatura, HTPB e Oxigênio.

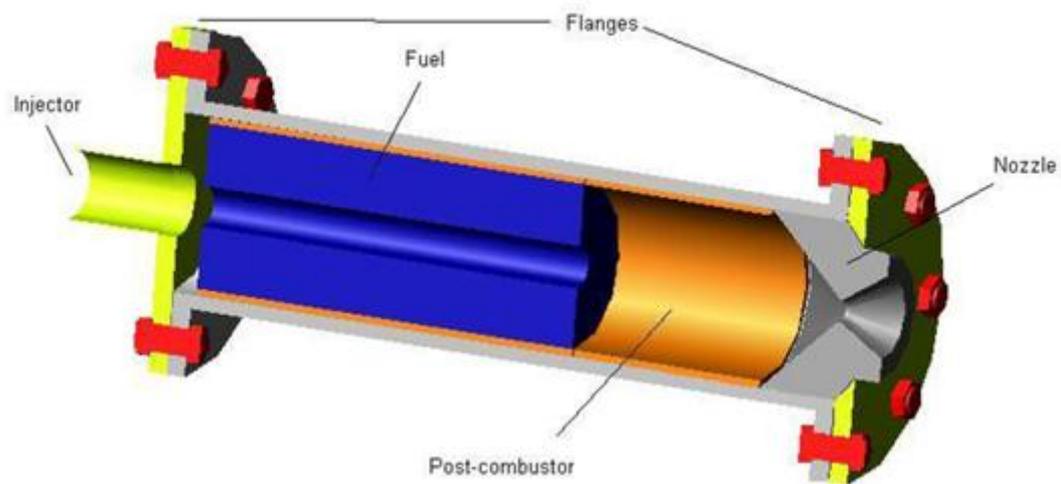


Figura 5. Vista seção transversal do motor (MARIA; VERAS, 2004).

Pros: Tamanho ideal para o trabalho proposto (grão com 23 mm e 22 mm de diâmetro e comprimento respectivamente), o que abaixa os custos de operação.

Cons: Para fazer alterações no comprimento da câmara faz-se necessário a fabricação de outro “*casing*” para o motor, não possui adaptações para o acréscimo de sensores, as medições são feitas através de uma célula de carga acoplada à bancada de testes usada.

Einav et al. (2009) Realizam um trabalho sobre adições de partículas no combustível sólido HTPB com intuito de aumentar a taxa de regressão na combustão do motor, usando N_2O como oxidante, é apresentado o desenvolvimento do motor para os testes como também o sistema de alimentação para a realização destes testes.

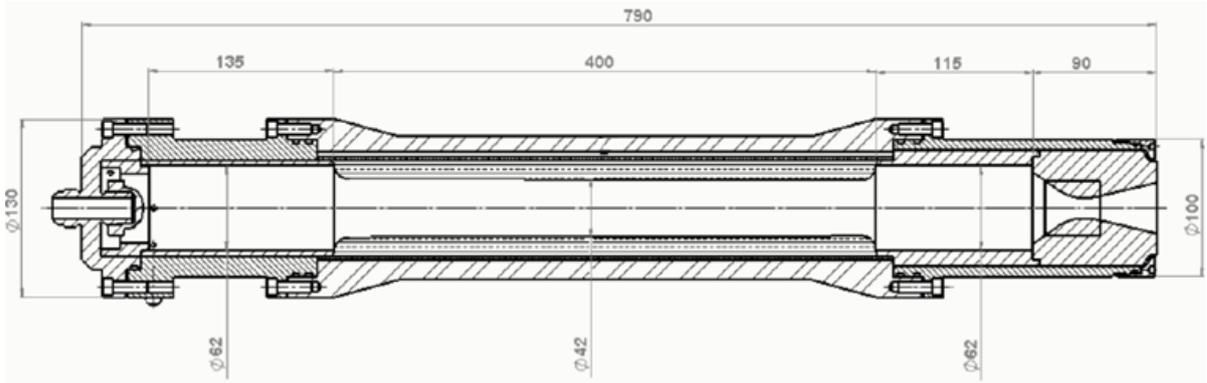


Figura 6. Layout do motor com as principais dimensões (EINAV et al., 2009).

Pros: Possui uma câmara de combustão modular que permite alterações no comprimento do motor para testes de diferentes grãos combustível, o trabalho mostra também soluções para o sistema de injeção, ignição e para erosão da tubeira (importante para testes de combustíveis sólidos dopados com materiais erosivos).

Cons: Se trata de um motor consideravelmente grande para o objetivo deste trabalho, pois possui um comprimento de 400 mm, empuxo médio de 1,4 KN com 7 segundos de operação. O sistema de ignição é feito por metano e oxigênio pressurizados, armazenados em cilindros alocados juntos dos tanques de oxidante, esta solução diminui a segurança de operação que é uma característica importante pertencente a motores híbridos e requerida a motores de laboratório.

Foram testados três tipos diferentes de injetores:



Figura 7. Injetores testados no estudo (EINAV et al., 2009).

Apesar de todos mostrarem a mesma perda de pressão (0.5 MPa), o injetor “*impingement-on-pin*” foi escolhido para os testes de queima, esta escolha ocorreu devido aos testes à frio com injeção de água realizados e o injetor mencionado mostrou uma melhor capacidade de injeção da água na forma de spray que era uma das características desejada para o sistema de injeção.

Outro ponto importante apresentado no trabalho é o fato de que a garganta da tubeira foi acoplada de três a quatro anéis de tungstênio para evitar o efeito erosivo devido à má combustão das partículas adicionadas ao combustível sólido.

Andrianov et al. (2015) Mostra o design de um motor híbrido para desaceleração da reentrada atmosférica de uma cápsula, desenvolvido especialmente para ambiente de laboratório o motor usa parafina e óxido nítrico como par propelente.

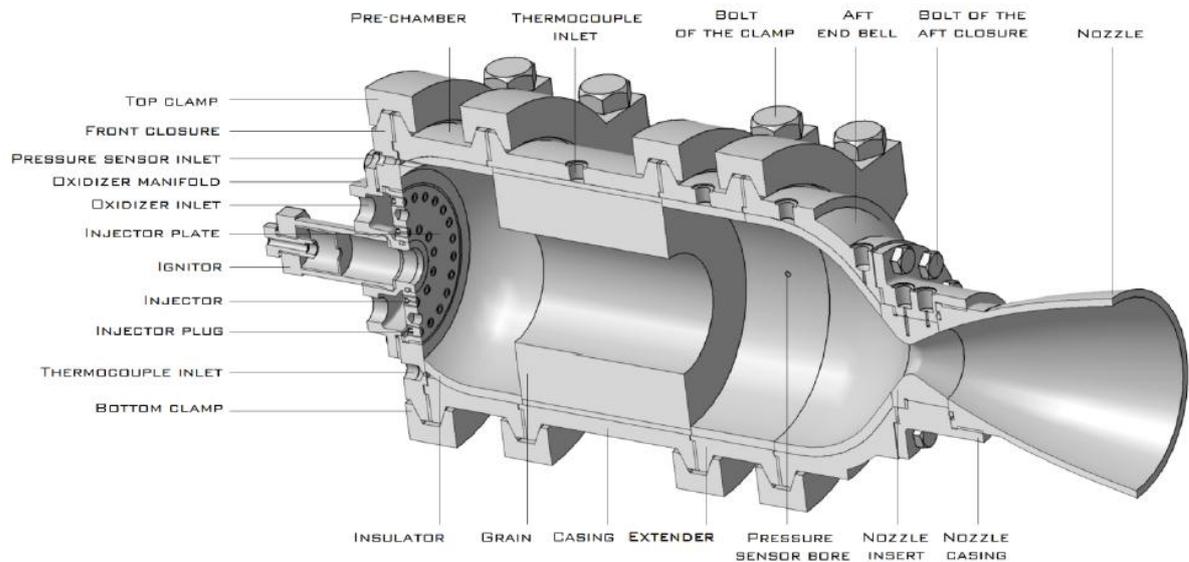


Figura 8. Design do motor de testes (ANDRIANOV et al., 2015).

Pros: O motor é versátil com fácil instalação diminuindo o tempo de preparação para os testes, possui câmara modular o que permite testar diferentes configurações de grãos combustíveis, oferece soluções para medição dos parâmetros do motor em tempo real por meio de sensores integrados, os materiais foram escolhidos levando-se em consideração a oferta no país economizando assim custos de importação e a tubeira é acoplada por meio de conexão rosqueada facilitando a troca de diferentes configurações de tubeias.

Cons: Como se trata de um motor relativamente grande, em certos experimentos o custo de operação acaba sendo alto limitando a quantidade de testes possíveis para o trabalho em questão, o sistema de isolamento térmico é feito em grande parte pelo material Celeron, apesar de funcionar bem para tal objetivo, este material aumenta também o custo de fabricação do motor.

Knowles et al. (2005) Mostra um motor híbrido usando HTPB como combustível sólido e LO_2 como oxidante, apresenta a maior configuração mostrada aqui, com 10 polegadas de diâmetro este motor é capaz de fornecer um empuxo médio de 25,5 kN e um tempo de queima de aproximadamente 24 s.

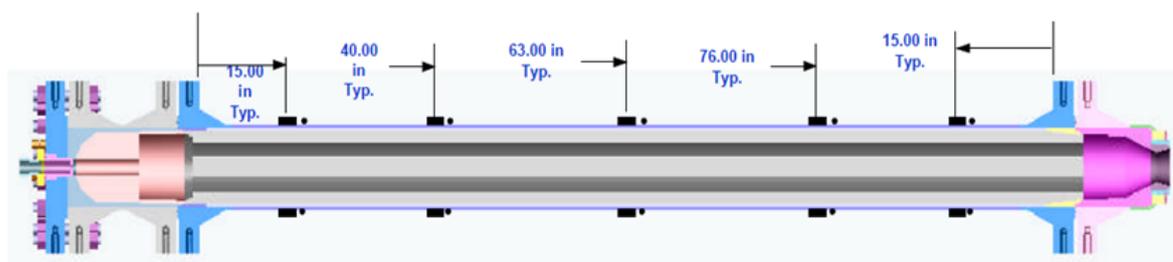


Figura 9. Vista da seção transversal do motor com indicação da localização dos sensores de tensão e termopares (KNOWLES; KEARNEY; ROBERTS, 2005).

Pros: Possui boa solução para instalação de sensores para coleta de dados nos testes. Apesar de não ser viável para o estudo proposto neste trabalho, o motor aqui apresentado permitiu uma visão mais crítica de projeto por ser um motor de maior porte se comparado a outros motores híbridos de testes, propiciando ambientes mais extremos para componentes, configurações etc.

Cons: O motor usa uma mistura de combustível criogênico com HTPB modificado, o oxigênio líquido utilizado como oxidante promove complicações para os testes aqui planejados, aumentando a complexidade e o custo de execução do projeto.

É relatado que no primeiro teste planejou-se um tempo de funcionamento parcial (12,5 s) para possibilitar comparações dos resultados obtidos com resultados analíticos feitos anteriormente identificou-se que o grão combustível teve sua integridade física prejudicada tendo assim partes ejetadas pela tubeira sem sofrerem reação química, o que resultou em uma drástica queda no valor do empuxo previsto. Com este problema especulou-se três possíveis razões: baixa resistência a tração do grão composto de uma mistura de HTPB, convergência do modo de vibração do motor com a frequência natural do mesmo e por fim a alta pressão gerada pelo injetor de oxigênio gasoso (usado para ignição) que foi danificado durante o teste.

Tsohas et al. (2009) Mostra o desenvolvimento e lançamento de um foguete híbrido, o motor mostrado abaixo usa como par propelente $\text{H}_2\text{O}_2/\text{LDPE}$. A tubeira é feita pelo material Sílica-Fenólica e isolações térmicas feitas com uma camada de papel

fenólico, para proteção térmica da pós-câmara usam-se um RTV silicone e EPDM preenchido com carbono. A ignição é feita com um catalisador consumível de desenvolvimento próprio.

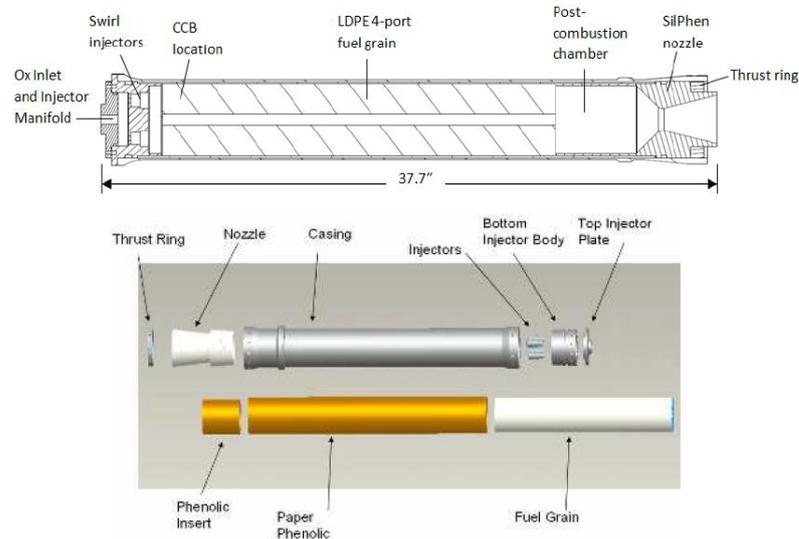


Figura 10. Diagrama e vista dos componentes do motor de 900 lbf de empuxo (TSOHAS et al., 2009).

Pros: O motor fornece solução para proteção térmica e um método próprio de ignição que se mostrou efetivo, além disso, faz aplicação de materiais compósitos.

Cons: O motor é de grande porte fugindo assim do escopo deste projeto, não oferece um bom arranjo para instrumentação de sensores, pois se trata de um modelo para vôo e não para laboratório, o oxidante utilizado necessita de um sistema de pressurização para injeção, aumentando a complexidade de execução de testes em laboratório e não é modular.

Waxman et al. (2014) Mostra um estudo sobre o efeito de diferentes injetores na estabilidade da combustão de motores híbridos.

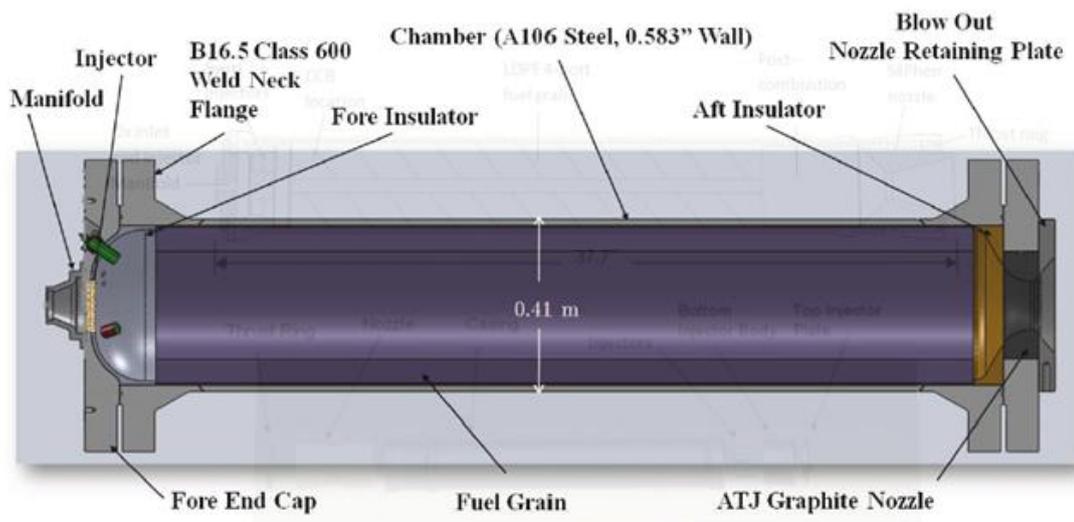


Figura 11. Seção transversal da câmara de combustão do motor do foguete de sondagem Peregrine (WAXMAN et al., 2014).

Pros: Possui um design simples e apresenta um modelo de injeção de oxidantes desenvolvido para o foguete Peregrine, segundo Waxman (2014), o novo injetor é capaz de corrigir instabilidades provenientes do sistema de alimentação.

Cons: No trabalho não há muitas informações sobre o motor em si, uma vez que o foco do estudo são os injetores. Como é possível observar pelo diâmetro da câmara de combustão, trata-se de um motor híbrido de grande porte, o que torna caro os testes estáticos e o desqualifica para o objetivo deste projeto.

O injetor batizado de “*novel injector*” foi desenvolvido a partir da teoria de área crítica referente à “*nozzles*”. Para avaliação foram feitos testes a frio usando óxido nítrico a $-17\text{ }^{\circ}\text{C}$, estes testes mostraram claramente que o projeto do novo injetor foi bem sucedido na realização de escoamento crítico a pressões de câmara bem acima da pressão de vapor (WAXMAN et al., 2014).

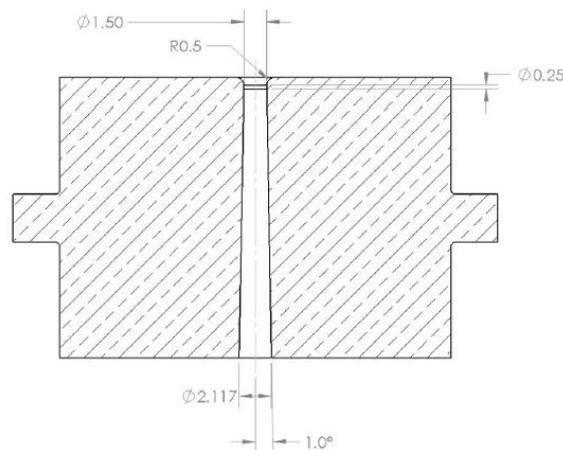


Figura 12. Seção transversal do protótipo do injetor (dimensões em mm) (WAXMAN et al., 2014).

Anthoine e Prevóst (2011) Relatam as atividades desenvolvidas no âmbito da propulsão híbrida apresentando dois motores desenvolvidos por eles, o primeiro ONERA e o motor FUSEX. Ambos usando H_2O_2 ou N_2O como oxidantes e PE, HTPB e PMMA como combustíveis sólidos, vários testes foram efetuados, alguns também com dopagem de nanopartículas de alumínio e bolas de estireno em HTPB com intuito de aumentar a taxa de regressão desse combustível.

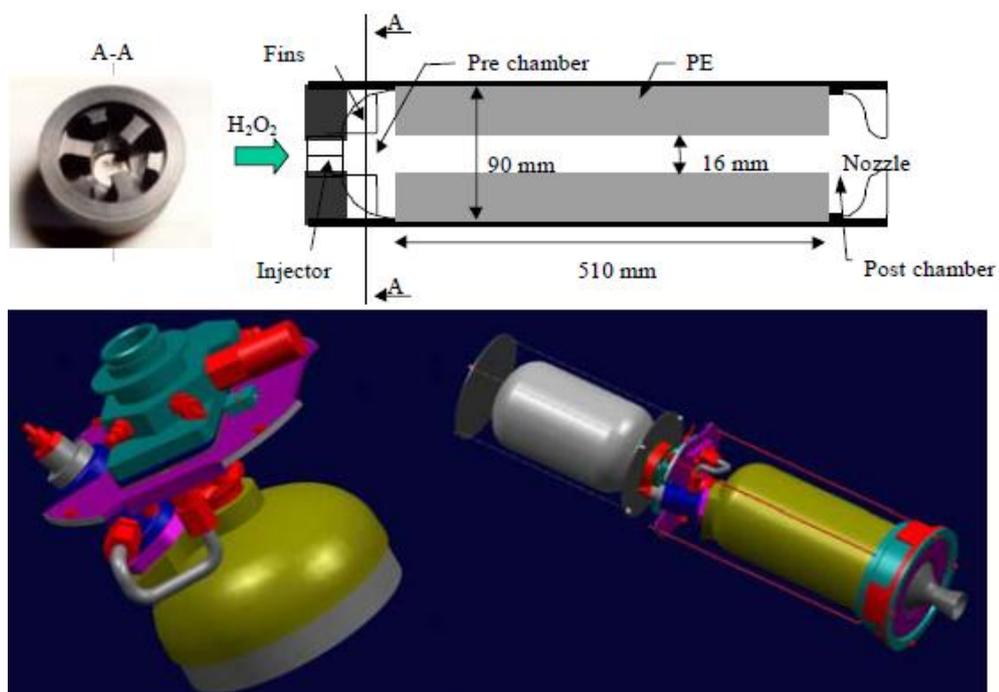


Figura 13. Motor ONERA (cima), motor FUSEX com válvula pirotécnica (embaixo) (adaptada) (ANTHOINE; PREVÓST, 2011).

Pros: Apesar de ser um modelo de vôo, o motor apresenta ótimo layout para instrumentação de sensores, contendo transdutores piezo elétricos localizados na pré-câmara e pós-câmara para medição da pressão, medidor de fluxo de Coriolis para medição do fluxo mássico de oxidante, transdutor ultra-sônico para medição da taxa de regressão (muito importante uma vez que testaram vários tipos de pares propelentes) e células de carga para medição de empuxo.

Cons: Possui formas geométricas que aumentam a complexidade de fabricação e um tempo de queima muito baixo (2 s), limitando o motor para alguns testes como, por exemplo, o de emprego de aditivos em combustível sólido.

Gouvêa (2008) apresenta um estudo sobre desempenho de motores híbridos usando H_2O_2 e N_2O como oxidantes e parafina como combustível.

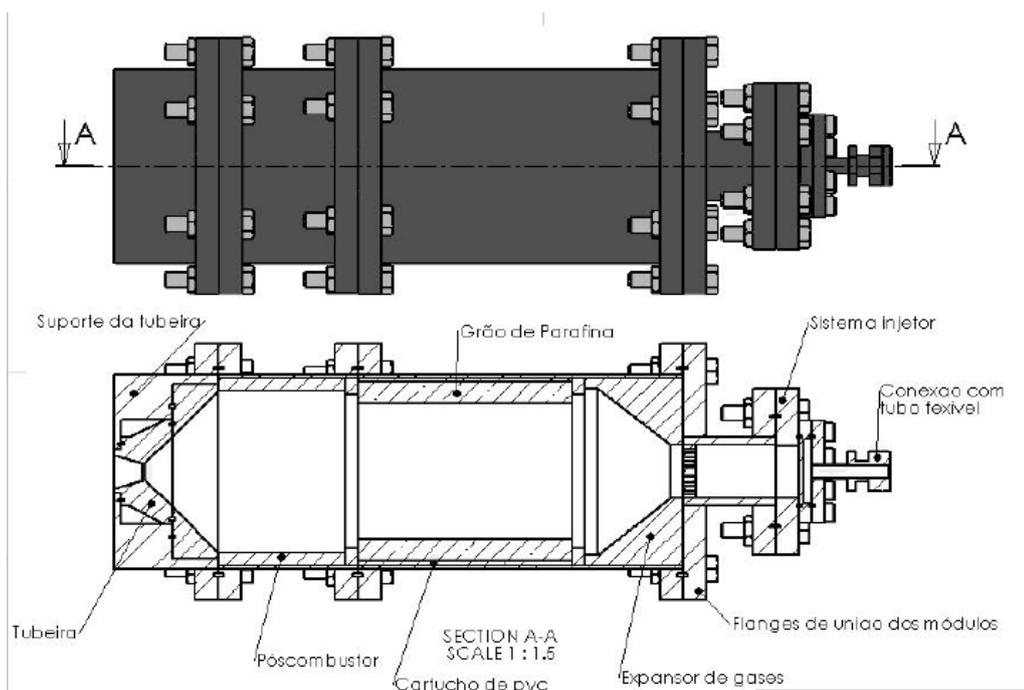


Figura 14. Vista da seção lateral do motor e descrição de dispositivos (GOUVÊA, 2008).

Pros: É um motor de baixo empuxo (100 N) com aproximadamente 5 s de queima, o que o torna adequado para este trabalho, pois possui baixo custo de operação em termos de propelente, o motor é dividido em módulos, isto auxilia em processos de manutenção e reparo. Oferece um método de resfriamento da tubeira para testes de longa duração como mostrado na figura (15).

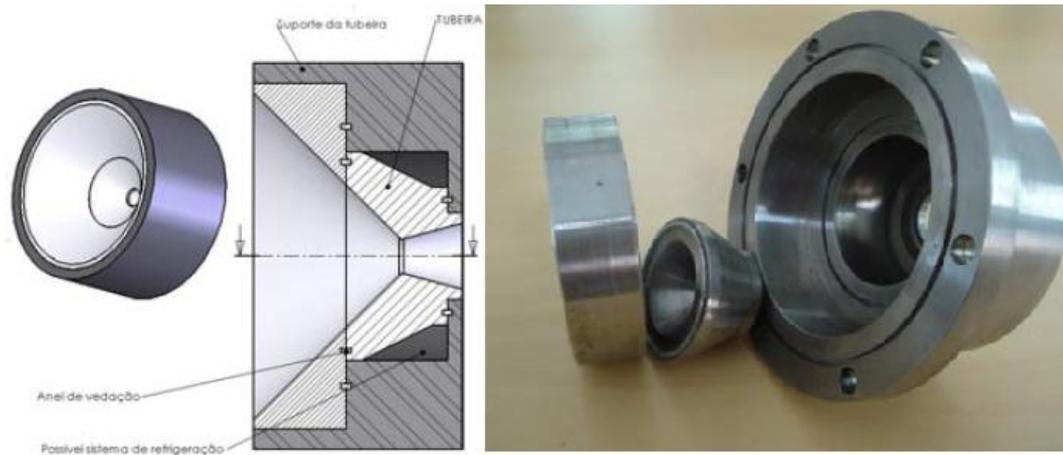


Figura 15. Sistema de ejeção de gases (adaptada) (GOUVÊA, 2008).

Cons: não oferece soluções para acoplamento de sensores para aquisição de dados, todos os dados coletados foram provenientes de uma célula de carga acoplada à bancada de testes.

Galfetti et al. (2014) Realiza uma comparação de taxa de regressão entre 17 formulações de combustíveis sólidos para foguetes híbridos, usando o HTPB puro como resultado padrão, dentre estas formulações encontra-se, por exemplo, parafinas “waxes” (gel e sólida), dopadas com pequenas concentrações de nanopartículas de alumínio, poliuretano, lítio, querosene, hidreto de magnésio etc.

O intuito desses aditivos era não somente aumentar a taxa de regressão como também fortalecer a resistência mecânica da parafina que possui taxa de regressão maior que o HTPB, porém uma resistência mecânica menor.

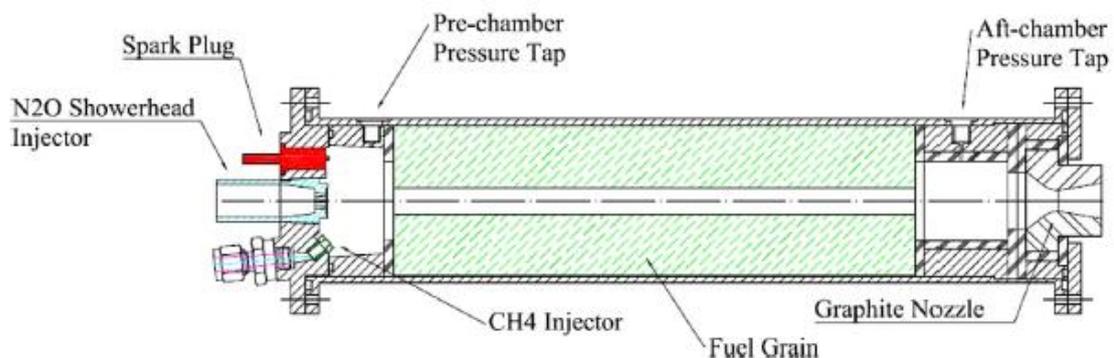


Figura 16. Diagrama do motor usado para testes de combustíveis com diferentes composições (GALFETTI et al., 2014).

Pros: O motor é de baixo empuxo (200 N), ideal para testes de diferentes composições de combustíveis, pois torna o custo de operação menor. A ignição é feita com a injeção simultânea de gás metano e oxidante (GOx ou N₂O) durante 3 segundos, proporcionando condições reproduzíveis na ignição do motor bem como garantir a re-ignição do mesmo. Galfetti (2014) Oferece também modelo para instrumentação de dois transdutores capacitivos para medição da pressão na câmara de combustão.

Cons: Não oferece suporte para instalação de sensores para coleta de dados sobre temperatura e taxa de regressão, para o estudo o cálculo da taxa de regressão foi feito analiticamente comparando-se o grão inicial e o grão após o teste. Apesar do sistema de injeção garantir condições melhores para trabalhos experimentais, o uso de CH₄ é um fator de risco a mais na operação dos testes.

Evans et al. (2009) realiza um estudo sobre aumento da taxa de regressão de HTPB adicionando baixa concentração de nanopartículas de alumínio e outros materiais. Em todos os testes o oxidante utilizado foi GOx.

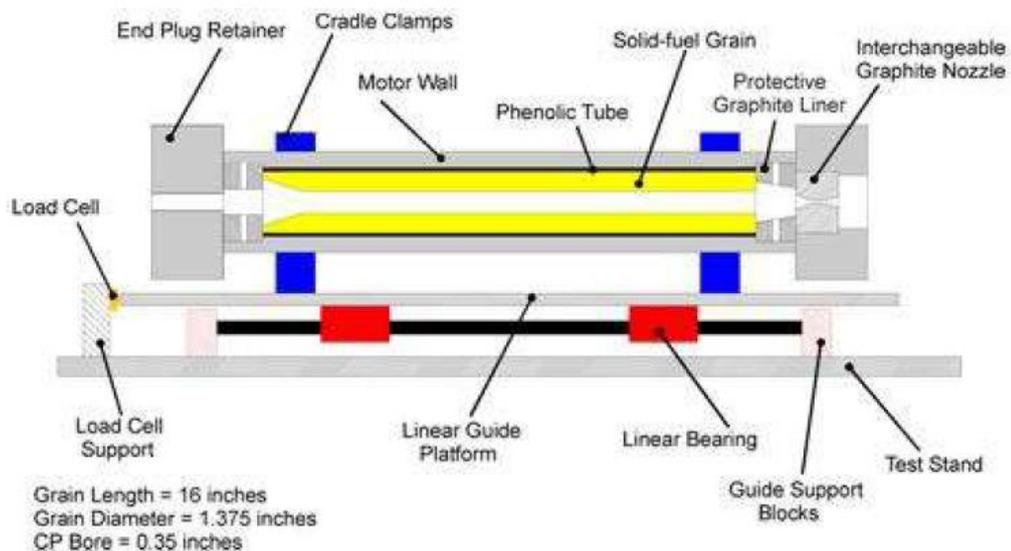


Figura 17. Diagrama do motor do foguete híbrido LGCP (EVANS et al., 2009).

Pros: Apesar de não estar contido na imagem acima o motor é equipado com dois sensores para pressão, apresenta uma solução interessante para troca de tubeiras onde é possível colocar diferentes tubeiras pré-cortadas. Possui um sistema para

injeção de nitrogênio que é injetado imediatamente após o teste quente, com tempo de duração médio de 6 s, para resfriamento de todo o sistema.

Cons: O motor usa Gox como oxidante, que apesar de ser mais barato que N_2O , por exemplo, exige um sistema de pressurização para injeção. A câmara de combustão não é modular, não permitindo alterações em suas dimensões, a localização do arranjo de sensores não ficou claro nos diagramas mostrados.

Arnoni (2014) Apresenta uma investigação sobre um propulsor híbrido que utiliza Polietileno de alta densidade e tetróxido de nitrogênio como par propelente.

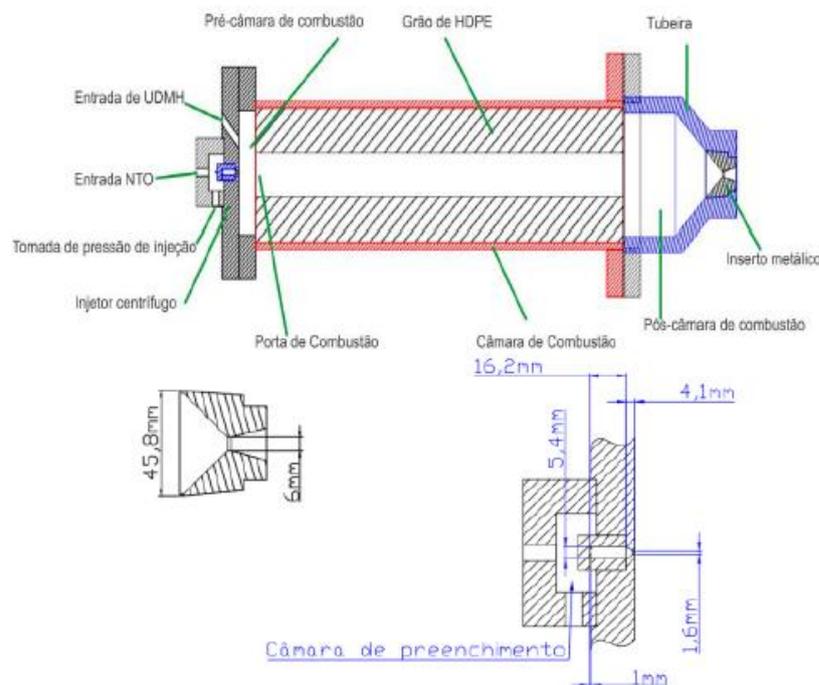


Figura 18. Vistas transversais do motor (acima), tubeira (esquerda), sistema de injeção (direita) (adaptada) (ARNONI, 2014).

Pros: O motor apresenta fácil fabricação e fácil montagem. Trata-se de um propulsor de baixo empuxo (90 N), o que abaixa os custos de operação nos testes experimentais.

Cons: O motor é muito pesado (40 kg) o que complica no manuseio e instalação na bancada de testes. O motor usa como oxidante o NTO que aumenta o risco de explosão em testes uma vez que o tetróxido de nitrogênio é explosivo, outro ponto é o elemento usado para ignição, o motor usa para isto a dimetilhidrazina assimétrica (UDMH), pois quando em contato com NTO formam um par hipergólico, porém o

UDMH é extremamente tóxico, aumentando-se mais uma vez os riscos. Por fim o resultado da combinação de NTO com polietileno de alta densidade não gerou uma taxa de regressão melhorada ficando na faixa dos 0,15 mm/s (ARNONI, 2014).

Lestrade et al. (2015) Apresentam um código com função de avaliar o efeito da liquefação do combustível na taxa de regressão em foguetes híbridos, para validação dos resultados testes experimentais foram executados no seguinte motor:

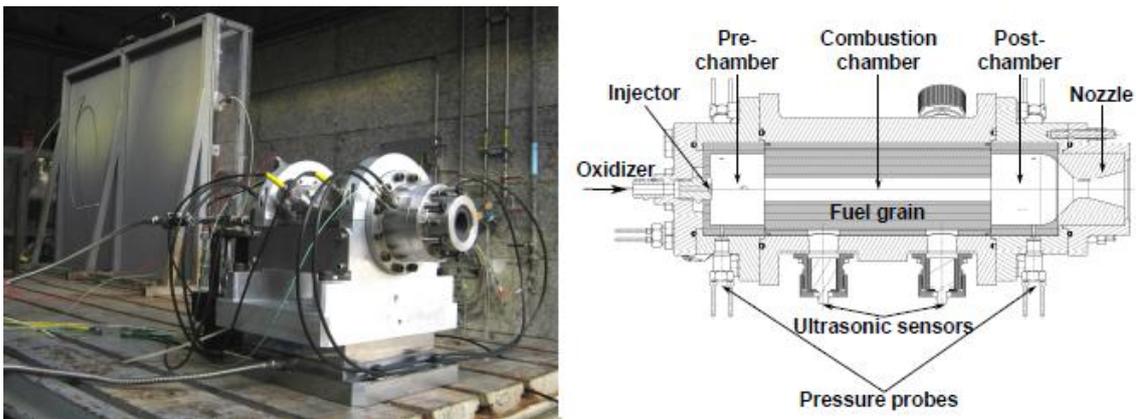


Figura 19. Motor Hycom (adaptada) (LESTRADE; ANTHOINE; LAVERGNE, 2015).

Pros: O motor é preparado para instalação de sensores ultrasônicos e sensores de pressão, usa óxido nítrico e parafina como combustíveis e possui dimensões favoráveis a um baixo custo de operação, de pequeno porte o motor possui aproximadamente 150 N de empuxo e 5 segundos de queima.

Cons: Não oferece sistema para termopares e não é modular, não permitindo alterações em suas dimensões.

Tian et al. (2014) Busca validação de um código desenvolvido para simular a taxa de regressão em um motor híbrido usando peróxido de hidrogênio como oxidante e HTPB como combustível sólido, o modelo numérico baseia-se na equação de Navier Stokes com turbulência, reações químicas, pirólise de combustível e interações de contorno sólido-gás. Para validação do modelo numérico o motor abaixo foi utilizado.



Figura 20. Motor experimental na plataforma de teste (TIAN et al., 2014).

Pros: O motor é preparado para aquisição de dados da pressão na câmara e tanque de oxidante uma vez que é necessário sistema de pressurização para o uso de peróxido de hidrogênio como oxidante.

Cons: O sistema de aquisição poderia ser mais completo com termopares e sensores para medição da taxa de regressão, uma vez que o objetivo era comparação da taxa de regressão obtida experimentalmente com a obtida pelo modelo numérico, outro ponto é o fato de que o motor é extremamente grande, com mais de 1 metro de comprimento e 3 KN de empuxo durante 20 segundos de queima (valor experimental), com isso o custo de operação se torna alto. Foi relatado também problemas de efeito erosivo na garganta da tubeira e no isolamento térmico da mesma, provavelmente devido ao alto tempo de operação sem um sistema de resfriamento da tubeira.

Contaifer (2009) Apresenta o projeto de uma bancada de testes para motores híbridos de baixo empuxo, para isto ele desenvolve também o propulsor apresentado abaixo:

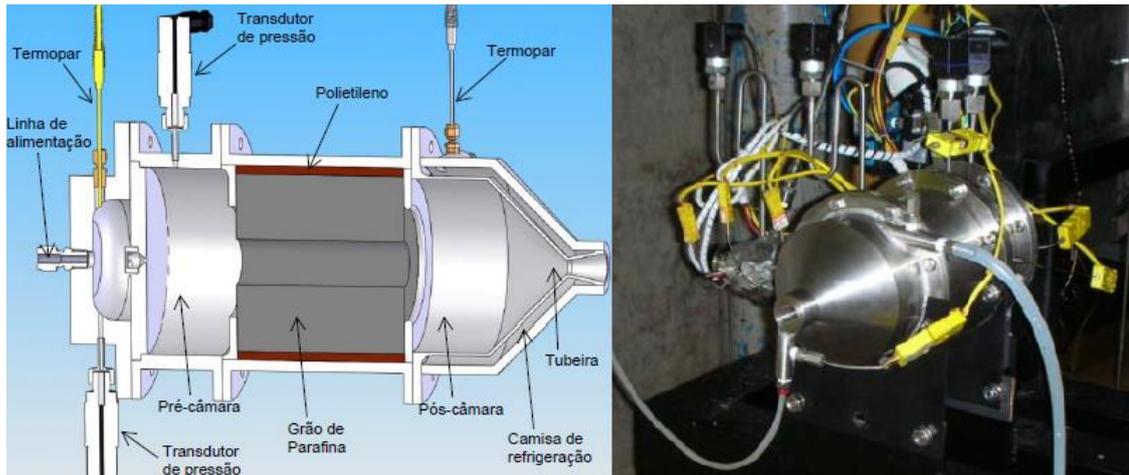


Figura 21. a) Seção transversal do motor com descrição de componentes. b) Motor instalado e instrumentado para ensaio (adaptada) (CONTAIFER, 2009).

Pros: O motor é modular, oferecendo opções de testes curtos ideais para baixo custo de operação e testes que não exigem tempo alto de funcionamento, quanto também teste com tempo maior de duração. Para testes de longa duração oferece uma tubeira com sistema de refrigeração. Possui arranjo de sensores para pressão temperatura. Apresenta fácil fabricação e montagem. O sistema de ignição é composto por um ignitor termoeletrico catalítico que aquece o óxido nítrico até a sua decomposição permitindo a ignição.

Cons: Não foi projetado a implementação de um transdutor ultrasônico para estudos de vibração no motor, importante para avaliação de vários parâmetros, dentre eles o estudo da taxa de regressão do motor.

Concluindo, a maioria dos motores Maioria dos motores tem design bem simples composto de tubos com flanges, junções por meio de número de parafusos. A desmontagem destes motores necessita de tempo. Motores feitos por meio de soldagem não podem ser desmontados.

Existem alguns motores com design modular, que fornece muitas vantagens, mesmo assim com design um pouco complicado.

Para testes em vácuo ou em condições frias todos os motores precisam câmara de vácuo.

2.2. REQUERIMENTOS PARA O NOVO MOTOR DE TESTES

As exigências para o novo motor levando-se em consideração os requerimentos de projeto são:

- Design (simples de fácil fabricação e fácil montagem)
- Parâmetros (empuxo de 500 N com tempo de operação de 5 s para fornecer baixo custo de operação).
- Fornecer sistema para instrumentação de diferentes sensores para coleta de dados como pressão, temperatura, vibração, empuxo.
- Fornecer condições de vácuo sem câmara auxiliar.

3. METODOLOGIA

3.1. DESCRIÇÃO DOS MÉTODOS PARA PROJETO DO MOTOR

Não há disponível na literatura métodos próprios para design de motores foguetes híbridos, porém Sutton (2010) apresenta uma adaptação proveniente do processo de design dos sistemas de foguetes sólidos.

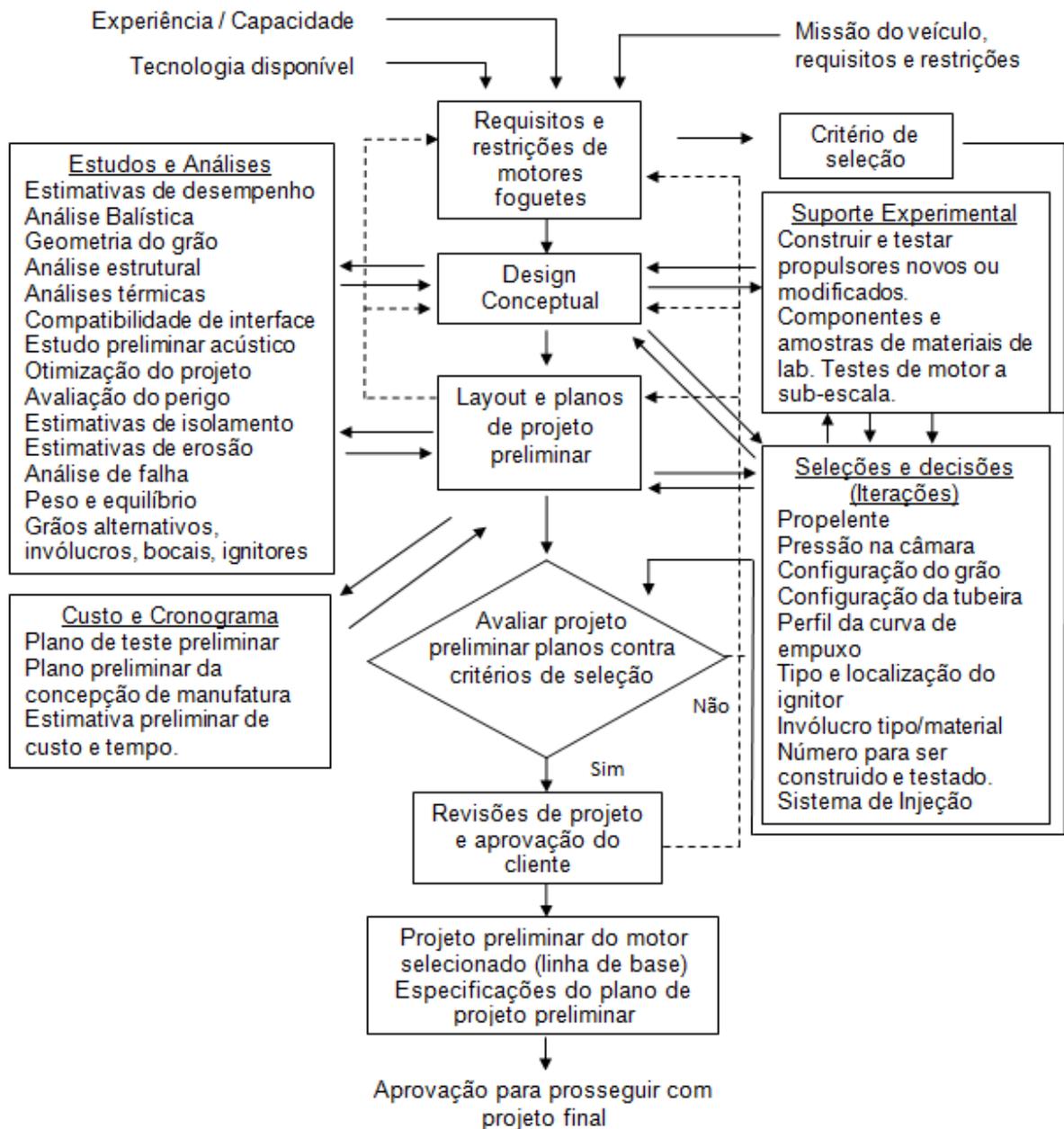


Figura 22. Diagrama de uma abordagem para o projeto preliminar de um motor foguete híbrido (adaptada) (SUTTON; BIBLARZ, 2010).

Os sistemas do propulsor serão dimensionados levando-se em consideração as configurações existentes na bancada de testes estáticos da Faculdade do Gama, possibilitando a correta utilização da bancada e o novo propulsor.

Para o cálculo dos principais elementos do propulsor no que concerne a balística interna, foi desenvolvido um código implementado em linguagem Matlab utilizando a metodologia apresentada por Sutton (2010). O programa de equilíbrio químico da NASA CEA, também foi utilizado no cálculo de alguns parâmetros.

Métodos analíticos foram usados para o cálculo preliminar dos esforços acometidos no sistema estrutural, bem como, o cálculo do dimensionamento preliminar da estrutura do motor.

A modelagem do propulsor será feita com o auxílio do software de engenharia CATIA V5R19, para verificação e visualização da qualidade do projeto antes da construção e montagem de todo o conjunto.

Todos os subsistemas serão avaliados por métodos CAE com o auxílio do software ANSYS Workbench 16, análises estruturais, fluidodinâmicas e modais serão executadas.

4. PROJETO DO PROPULSOR

Para o projeto do motor, é necessário definir seus parâmetros iniciais, a partir dos quais todos os outros sistemas serão processados. A Tabela 1 apresenta alguns dos parâmetros iniciais utilizados para o projeto do propulsor.

Tabela 1. - Características do motor

Características do motor	
Empuxo	500 [N]
Tempo de queima	5 [s]
Pressão na câmara de combustão	30 [bar]
Impulso específico	237 [s]

4.1. ESCOLHA DO PAR PROPELENTE

4.1.1. Combustíveis

A escolha do propelente é um passo muito importante para o objetivo da missão que o propulsor irá executar, alguns aspectos devem ser prioritariamente levados em consideração como custos, impactos ao meio ambiente, segurança, facilidade de operação, armazenagem etc.

Em foguetes híbridos, os combustíveis são geralmente polímeros à base de carbono na forma de plásticos ou borrachas, como por exemplo, o acrílico, polimetilmetacrilato (PMMA), polietileno (PE) e polibutadieno (PB). Esses polímeros têm nas terminações de suas cadeias hidroxilas e carboxilas (SUTTON; BIBLARZ, 2010).

O mais popular combustível híbrido é o polibutadieno com uma hidroxila na terminação, *hydroxyl-terminated polybutadiene* - HTPB - uma borracha extremamente segura para manipulação (BERTOLDI, 2007). No entanto, propulsores híbridos que utilizam combustíveis convencionais tais como o HTPB OU PE, apresentam um nível de empuxo relativamente baixo, devido às baixas taxas de regressão do grão combustível, o que pode-se fazer necessário o uso de grande número de portas no grão (KARABEYOGLU et al., 2004).

O uso de várias portas de combustão em um combustível pode acarretar problemas como a perda de grande quantidade do combustível que não é queimado durante a propulsão, problemas de integridade do grão quando a espessura entre os

furos é pequena, tornando o grão suscetível à falha estrutural, difícil fabricação, possibilidade de queima não uniforme entre as portas, dentre outros. Devido a isto, maneiras alternativas para o aumento da taxa de regressão vêm sendo estudadas. A adição de partículas de diferentes composições vem sendo empregadas a fim de aumentar a eficiência desses combustíveis, a adição de partículas de alumínio, por exemplo, mostraram um aumento da taxa de regressão em combustíveis sólidos, apresentando melhores níveis de empuxo para volumes menores de combustíveis e conseqüentemente, reduzindo o volume e massa do motor (SHIN et al., 2005).

Karabeyoglu et al. (2004) verificaram ser possível triplicar a taxa de regressão de motores a propelente híbridos utilizando parafina como combustível sólido. Estes elevados valores de taxa de regressão colocaram a propulsão híbrida com impulso específico maior que os foguetes a combustível sólido, chegando ao valor de 300 s em testes experimentais, enquanto foguetes sólidos ficam na faixa dos 270 s. Este aumento se deve a um processo de produção e lançamento de gotas de parafina no escoamento central, os chamados “*droplets*”.

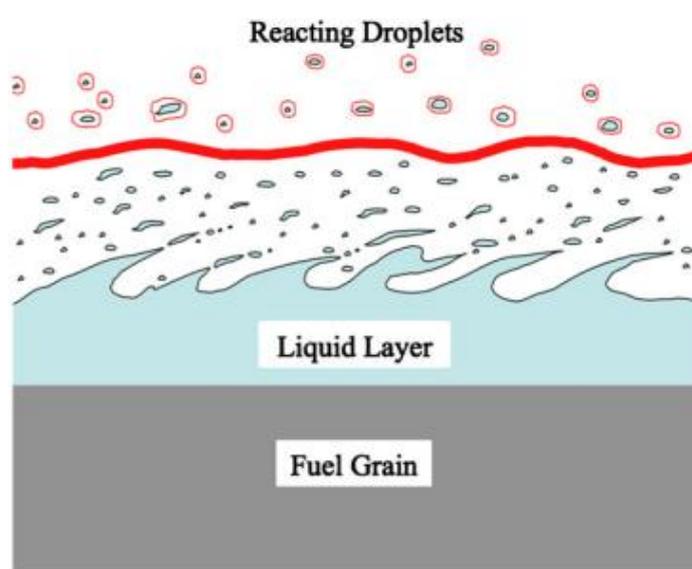


Figura 23. Representação da camada líquida e dos *droplets* resultantes da combustão da parafina como combustível em foguetes híbridos (CHANDLER et al., 2011).

Para este trabalho foi selecionado a parafina como combustível sólido para o projeto do motor devido as características mostradas acima, pois com uma taxa de regressão maior é possível minimizar custos na fabricação do motor uma vez que será necessário menos materiais e menor complexidade na confecções dos grãos

combustíveis que terão apenas uma porta de combustão central, além de ser um material não tóxico, barato e acessível. Vale salientar que o motor contará com acoplagem modular, desta forma se necessário, será possível trocar o material do combustível sólido desejado para estudos futuros.

4.1.2. Oxidantes

Como oxidantes geralmente são usados o oxigênio (O_2) líquido ou gasoso (Lox e Gox), peróxido de hidrogênio (H_2O_2), tetróxido de nitrogênio (N_2O_4), óxido nitroso (N_2O) e flúor.

O óxido nitroso oferece muitas vantagens como oxidante, não corrosivo podendo ser usado com materiais estruturais comuns. O óxido nitroso é estável e relativamente não reativo em temperaturas ambiente com, por exemplo, o ozônio, hidrogênio, halogênios, metais alcalinos, etc. É decomposto em nitrogênio e oxigênio por aquecimento acima $520\text{ }^\circ\text{C}$. A composição química dos produtos da decomposição (36,3% O_2 + 63,7% N_2) é semelhante à do ar. A reação de decomposição pode ser acelerada através do uso de catalisadores. Em temperaturas elevadas o óxido nitroso queima e oxida certos compostos orgânicos, metais alcalinos, etc (CONTAIFER, 2009)(BROOKS; ROBERTS, 2011).

O uso do N_2O em foguetes híbridos é bastante comum devido às inúmeras vantagens que ele oferece, como por exemplo, pode ser armazenado como um líquido com pressão de vapor de cerca de 52 bar a $20\text{ }^\circ\text{C}$, decompõe-se exotermicamente a $1640\text{ }^\circ\text{C}$ e a partir da decomposição o oxigênio livre fica disponível para queimar com vários tipos de combustíveis e é auto-pressurizado, dispensando uso de sistemas de pressurização, diminuindo a complexidade de operação. Pode ser usado também em sistemas de resfriamento, como o da tubeira por exemplo, dando utilidade ao nitrogênio existente no oxidante (LEMIEUX, 2010). Devido as características descritas acima e por apresentar bons resultados na literatura quando em uso com a parafina o N_2O foi selecionado como oxidante para o projeto do novo motor.

4.2. CÁLCULO DA BALÍSTICA INTERNA

Aqui será apresentada a formulação matemática que fora utilizada para o cálculo dos parâmetros de funcionamento do motor bem como suas dimensões.

4.2.1. A taxa de regressão

A velocidade de queima de um propelente corresponde à sua taxa de regressão, portanto, o estudo da taxa de regressão é extremamente importante no projeto de propulsores híbridos, pelo fato de estar diretamente ligado à determinação do empuxo especificado para uma missão e o dimensionamento do envelope-motor (KARABEYOGLU et al., 2005).

A taxa de regressão é dada por:

$$\dot{r} = aG_{ox}^n X^m \quad (1)$$

onde:

\dot{r} = taxa de regressão do propelente sólido (mm/s);

G_{ox} = fluxo de oxidante (kg/(m²s));

X = distância do início da porta (m);

a, n, m = constantes de regressão (característica dos propelentes).

A equação (1) é comumente encontrada na literatura sobre propulsão híbrida, ela relaciona o fluxo mássico do oxidante com a taxa de regressão do propelente sólido.

Com o aumento da taxa de regressão pode-se aumentar o fluxo de massa total dos propelentes e o fluxo de massa total é convertido na variação da quantidade de movimento do foguete (BROWN; LYDON, 2005). Sendo assim, grande parte das pesquisas realizadas em propulsores híbridos está voltada ao desenvolvimento de alternativas para o aumento da taxa de regressão.

A determinação da variação da taxa de regressão ao longo do grão propelente e do fluxo de combustível proveniente do grão propelente não é simples, SUTTON (2001) apresenta uma forma simplificada da expressão da taxa de regressão, considerando-se um valor médio ao longo do comprimento do grão e o fluxo de combustível é desconsiderado, como mostrado na equação (2).

$$\dot{r} = aG_{ox}^n \quad (2)$$

As constantes são obtidas por modelos empíricos enquanto que o G_{ox} que é o fluxo de massa de oxidante por unidade de área, pode ser obtido pela equação (3).

$$\bar{G}_{ox} = \frac{16 \dot{m}_{ox}}{\pi(d_i + d_f)^2} \quad (3)$$

O valor da velocidade do fluxo mássico de oxidante sobre a velocidade do fluxo mássico total é arbitrária, uma vez que podem ser corrigidos pela razão de mistura média O/F do motor (KARABEYOGLU et al., 2004).

4.2.2. Parâmetros de desempenho do motor

Neste tópico serão apresentados os conceitos básicos sobre propulsão, as formulações abaixo são baseadas na ejeção de massa, sendo válidas para qualquer sistema de propulsão de foguetes, seja ele sólido, híbrido ou líquido.

4.2.2.1. Empuxo

Como dito anteriormente, o empuxo é a força necessária para se colocar um veículo em movimento, a equação para o empuxo de um foguete pode ser determinada pela aplicação da primeira lei de Newton, é possível entender também o funcionamento de um foguete a partir da lei de ação e reação (3ª lei de Newton). Os motores foguete químicos são produzem gases superaquecidos, por meio da combustão de substâncias químicas denominadas propelentes. O calor gerado pelo processo de combustão causa um aumento significativo da pressão no interior do motor. Devido a esse ambiente de alta pressão produzido dentro do tanque de combustão, os gases superaquecidos, são expelidos através da tubeira. Este movimento dos gases para a seção de saída da tubeira faz com que o foguete se mova em direção oposta.

O empuxo de um foguete é dado pela equação (4)

$$F = \dot{m}v_e + (P_s - P_a)A_s \quad (4)$$

Onde \dot{m} é a vazão mássica do propelente, v_e é a velocidade de ejeção do propelente, P_s é a pressão na saída da tubeira, P_a é a pressão ambiente local e A_s é a área de exaustão da tubeira.

4.2.2.2. Coeficiente de Empuxo

O coeficiente de empuxo é uma grandeza adimensional, destinada a avaliar o desempenho de uma tubeira e pode ser definido pelas equações (5) e (6), onde, na

equação (6) considera-se um escoamento unidimensional dos produtos de combustão com propriedades constantes.

$$C_F = \frac{F}{P_c A_g} \quad (5)$$

$$C_F = P_c A_g \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\gamma+1/\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{P_s}{P_c}\right)^{(\gamma-1)/\gamma}\right]} + (P_s - P_a)A_s \quad (6)$$

onde γ é a razão entre os calores específicos a pressão e a volume constantes.

O C_F tem seu máximo valor quando a pressão na saída da tubeira é igual à pressão ambiente local.

4.2.2.3. Impulso Total

O impulso total é representado pela intensidade da força que um corpo recebe durante o tempo de aplicação dessa força, ou seja, pela integração da força ao longo do tempo, como mostra a equação abaixo:

$$I_t = \int_0^{t_q} F dt \quad (7)$$

Onde para foguetes essa força é representada pelo empuxo, caso o empuxo seja constante a equação (7) pode ser reescrita da seguinte forma:

$$I_t = F t_q \quad (8)$$

4.2.2.4. Velocidade ideal e velocidade efetiva de ejeção

Caso não houvesse perdas durante o processo de combustão e escoamento dos gases na câmara, a velocidade de ejeção de gases teria um valor ideal, que pode ser calculado pela seguinte expressão:

$$v_e = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \frac{R_0 T_c}{M} \left[1 - \left(\frac{P_s}{P_c}\right)^{\gamma-1/\gamma}\right]} \quad (9)$$

Onde R_0 é a constante universal dos gases, M é a massa molar dos gases de combustão (kg/kg-mol) e T é a temperatura de combustão (K).

A velocidade efetiva de ejeção é calculada por:

$$c = \frac{F}{\dot{m}} \quad (10)$$

4.2.2.5. Impulso específico

O impulso específico é dado pela razão entre o impulso total e o peso de propelente consumido.

Quando o empuxo e o fluxo mássico de propelente são constantes, o impulso específico pode ser calculado da seguinte maneira:

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g} \quad (11)$$

Vale salientar também que o I_{sp} é função das propriedades termodinâmicas do propelente (γ, R_0, T_c, M, P_c). Podendo ser calculado a partir destes parâmetros:

$$I_{sp} = \frac{v_e}{g} = \frac{1}{g} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \frac{R_0 T_c}{M} \left[1 - \left(\frac{P_s}{P_c} \right)^{\gamma-1/\gamma} \right]} \quad (12)$$

Pela equação (12), observa-se que quanto maior for a temperatura de combustão, e mais leve forem os gases produzidos pela combustão do propelente maior será o impulso específico do propelente.

4.2.2.6. Velocidade Característica

A velocidade característica é um parâmetro importantíssimo na avaliação do desempenho de um propelente, pois ela mede até que ponto a reação química de combustão do propelente é capaz de produzir gases com alta temperatura e pressão.

Considerando um escoamento reativo unidimensional com propriedades constantes, a velocidade característica pode ser obtida pela seguinte relação:

$$c^* = \frac{\sqrt{\frac{\gamma R_0 T_c}{M}}}{\gamma \sqrt{\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\gamma+1/\gamma-1}}} \quad (13)$$

A velocidade característica pode ser obtida também em função da pressão da câmara, área da garganta da tubeira e pelo fluxo mássico de propelente.

$$c^* = \frac{P_c A_g}{\dot{m}} \quad (14)$$

Também é possível obter uma expressão para c^* através da razão entre a velocidade de ejeção efetiva e o coeficiente de empuxo.

$$c^* = \frac{I_{sp} g}{C_F} = \frac{c}{C_F} \quad (15)$$

4.2.3. Dimensionamento do grão combustível

Para o dimensionamento do grão combustível é necessário definir vários parâmetros do motor, dentre eles, a vazão mássica de propelente, que é composta da soma da vazão mássica de oxidante e a vazão mássica de combustível. Estas vazões podem ser calculadas da seguinte maneira:

$$\dot{m}_p = \frac{F}{g I_{sp}} \quad (16)$$

e

$$\dot{m}_{ox} = \frac{\dot{m}_p}{1 + \left(\frac{1}{O/C}\right)} \quad (17)$$

onde F é o empuxo, g é a aceleração da gravidade, I_{sp} é o impulso específico e O/C é a razão de massa entre oxidante e combustível.

Conhecido o fluxo mássico de propelente é possível calcular o diâmetro interno inicial do grão de combustível, dado por:

$$D_p = \sqrt{\left(\frac{4\dot{m}_p}{\pi G_{ox}}\right)} \quad (18)$$

O diâmetro externo do grão de combustível é calculado por:

$$D_{ex} = \left[\left(\frac{a}{1000}\right) (4n + 2) \left(\frac{4\dot{m}_p}{\pi}\right)^n t_q + D_p^{2n+1} \right]^{1/2n+1} \quad (19)$$

onde t_q é o tempo de queima e a e n são as constantes de regressão do par propelente.

A massa, m_c , e o volume, V_c , do combustível são calculados, respectivamente, por:

$$m_c = \frac{\dot{m}_p t_q}{O/C} \quad (20)$$

e

$$V_c = \frac{m_c}{\rho_c} \quad (21)$$

Por fim o comprimento do grão, L_g , é obtido pela equação (22).

$$L_g = \frac{4V_c}{\pi(D_{ex}^2 - D_p^2)} \quad (22)$$

4.2.4. Dimensionamento da tubeira

Para calcular a área da garganta A_g e a área de saída da tubeira, A_s , utilizam-se as equações abaixo:

$$A_g = \frac{F}{C_F P_c} \quad (23)$$

$$A_s = \varepsilon A_g \quad (24)$$

O ε corresponde à razão de expansão da tubeira e pode ser calculado em função do coeficiente isentrópico e das pressões na câmara e na saída da tubeira ou pela relação de área e número de Mach na saída.

$$\varepsilon = \left(\frac{\gamma + 1}{2}\right)^{1/\gamma-1} \left(\frac{P_s}{P_c}\right)^{1/\gamma} \sqrt{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1} \left[1 - \left(\frac{P_s}{P_c}\right)^{\gamma-1/\gamma}\right]} \quad (25)$$

$$\frac{A}{A^*} = \left(\frac{\gamma + 1}{2}\right)^{-\gamma+1/2(\gamma-1)} \frac{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\gamma+1/2(\gamma-1)}}{M} \quad (26)$$

Onde M é o número de Mach na saída da tubeira e A^* representa a área característica, que é onde o escoamento atinge velocidade sônica, ou seja, $M = 1$, no projeto da tubeira é importante que $A^* = A_g$ para que a tubeira tenha sua eficiência ideal.

Para o dimensionamento do motor, o I_{sp} e o C_f foram calculados pelo software de equilíbrio químico da NASA CEA.

A tabela 2 mostra os parâmetros calculados para o projeto do motor.

Tabela 2. - Parâmetros teóricos para o motor.

Resultados teóricos	
Razão Oxidante/Combustível	8.5
Taxa de regressão teórica	2.4 [mm/s]
Impulso Específico	237 [s]
Coefficiente de Empuxo	1.49
Fluxo mássico de propelente	0.21 [kg/s]
Fluxo mássico de oxidante	0.19 [kg/s]

A Tabela 3 mostra os valores obtidos no dimensionamento do grão combustível e da tubeira.

Tabela 3. - Dimensionamento grão combustível e tubeira.

Dimensões do grão combustível e da tubeira	
Diâmetro da porta de Combustão	37 [mm]
Diâmetro externo do grão	66.1 [mm]

Comprimento do grão	90 [mm]
Diâmetro da garganta	11.9 [mm]
Área de saída da tubeira	24.97 [mm]

4.3. CÁLCULO PRELIMINAR ESTRUTURAL

O motor em questão pode ser considerado como um invólucro cilíndrico sob pressão interna devido aos gases provenientes da combustão do propelente, onde a pressão interna atua que atua ao longo dos lados compridos do cilindro gera uma tensão circunferencial na parede do cilindro e a pressão atuante nas extremidades do motor gera tensões longitudinais nas paredes (CASE; CHILVER; ROSS, 1999).

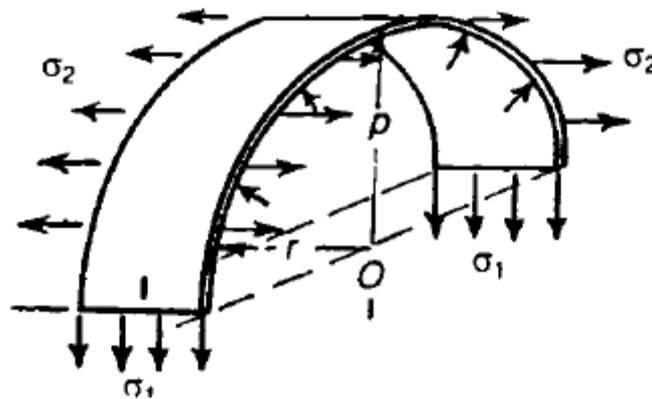


Figura 24. Representação das tensões circunferenciais e longitudinais (CASE, 1999).

A tensão circunferencial pode ser calculada a partir da seguinte relação.

$$\sigma_1 = \frac{Pr}{t} \quad (27)$$

Onde P é a pressão interna, r é o raio e t é a espessura da parede.

Para o cálculo da tensão longitudinal aplica-se a equação abaixo.

$$\sigma_2 = \frac{Pr}{2t} \quad (28)$$

Percebe-se que a tensão longitudinal equivale à metade da tensão circunferencial.

No motor existe também uma tensão radial p sobre a face interna, representada na figura (23), no entanto r é muito maior que t , portanto a tensão p é pequena se comparada com σ_1 e σ_2 , devido a esta análise é possível aproximar o estado de tensões na parede do cilindro para um sistema bi-dimensional com as principais tensões σ_1 e σ_2 .

As tensões cisalhantes máximas podem ser calculadas pelas equações abaixo.

$$\tau_{max} = \frac{1}{2}(\sigma_1 - \sigma_2) = \frac{Pr}{4t} \quad (29)$$

Analisando apenas para os planos de σ_1 e σ_2 as tensões cisalhantes máximas podem ser calculadas respectivamente por:

$$\tau_{max} = \frac{1}{2}(\sigma_1) = \frac{Pr}{2t} \quad (30)$$

$$\tau_{max} = \frac{1}{2}(\sigma_2) = \frac{Pr}{4t} \quad (31)$$

A maior dessas tensões máximas de cisalhamento é encontrada pela equação (30) e (31) pela que ocorrem num plano a 45° da tangente e paralelamente ao eixo longitudinal do cilindro.

As tensões circunferenciais e longitudinais são acompanhadas por deformações diretas. Para o regime elástico do material, estas deformações correspondentes são dadas por:

$$\varepsilon_1 = \frac{1}{E}(\sigma_1 - \nu\sigma_2) = \frac{Pr}{Et} \left(1 - \frac{1}{2}\nu\right) \quad (32)$$

$$\varepsilon_2 = \frac{1}{E}(\sigma_2 - \nu\sigma_1) = \frac{Pr}{Et} \left(\frac{1}{2} - \nu\right) \quad (33)$$

Onde ν é o coeficiente de Poisson e E o módulo de elasticidade do material.

A deformação volumétrica, em termos de sigmas pode ser calculada pela seguinte relação.

$$\varepsilon_T = 2\varepsilon_1 + \varepsilon_2 = \frac{Pr}{Et} \left[2 \left(1 - \frac{1}{2}\nu\right) + \left(\frac{1}{2} - \nu\right) \right] = \frac{Pr}{Et} \left(\frac{5}{2} - 2\nu\right) \quad (34)$$

Segundo Case (1999) uma forma de reduzir as tensões de flexão em um cilindro quando as extremidades são planas é aplicar extremidades hemisféricas no cilindro. Se as espessuras da seção cilíndrica e da extremidade hemisférica são proporcionais, de modo que a expansão radial é a mesma para ambos os cilindros e hemisfério, as tensões de flexão pode ser eliminadas na junção das duas peças.

Igualando as deformações circunferenciais é possível obter uma relação para as espessuras necessárias para a seção cilíndrica e para a extremidade hemisférica, denominadas por t_1 e t_2 respectivamente.

$$\frac{t_1}{t_2} = \frac{2 - \nu}{1 - \nu} \quad (35)$$

5. CONCLUSÃO

A primeira parte do trabalho constituiu-se na apresentação dos sistemas de propulsão híbridos e seus subsistemas. Efetuou-se uma extensiva comparação entre inúmeros motores desenvolvidos e publicados na literatura, apresentando-se os pontos positivos e negativos de cada propulsor, esta comparação será de suma importância no projeto do desenho e mecanismos do motor a ser desenvolvido. Foi feito também, todo o desenvolvimento matemático e o cálculo da balística interna do motor que ditará as dimensões e condições internas do motor. No que tange ao sistema estrutural, um equacionamento foi apresentado e utilizado para o cálculo preliminar estrutural que será utilizado futuramente como base de comparação com os resultados que serão obtidos por FEM. Com os resultados obtidos até aqui será possível prosseguir com o trabalho com análises mais precisas para cada subsistema do motor e também poderá ser usado como base de comparação para os futuros resultados

6. TRABALHOS FUTUROS

Com o estudo referencial e com os resultados dos cálculos preliminares realizados é possível seguir adiante com o projeto do desenvolvimento do propulsor em escala laboratorial, para isto, todo o trabalho será dividido em tópicos de acordo com os subsistemas encontrados no propulsor.

O primeiro passo será a confecção do esboço do motor, seguido da definição do sistema de injeção que será utilizado, a partir de simulações fluido dinâmica que servirão como comprovação da escolha feita. Posteriormente serão realizadas avaliações na câmara de combustão e na tubeira a fim de confrontar os dados obtidos na modelagem analítica já apresentada, estas avaliações serão executadas também com simulações computacionais.

Outro tópico a ser realizado é o de escolha de materiais para compor o motor, bem como o seu desenho estrutural acompanhado de desenhos técnicos com cotas para produção. Por fim serão realizadas também análises estruturais no projeto estrutural do motor, guiadas pelo método de elementos finitos.

7. REFERÊNCIAS

ANDERSON JR, J. **Fundamentals of Aerodynamics**. 3. ed. Maryland: Mc Graw Hill, 1985.

ANDRIANOV, A. et al. **Concept and design of the hybrid test-motor for the development of a propulsive decelerator of SARA reentry capsule**. Joint Propulsion Conference. **Anais...**Orlando: AIAA, 2015

ANTHOINE, J.; PREVÓST, M. **Hybrid Propulsion : An Overview of the Onera Activities**. 4Th European Conference for Aerospace Sciences (Eucass). **Anais...**Mauzac - France: 2011

ARNONI, L. V. **INVESTIGAÇÃO EXPERIMENTAL DE UM PROPULSOR HÍBRIDO USANDO POLIETILENO E TETRÓXIDO DE NITROGÊNIO**. [s.l.] Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE, 2014.

BERTOLDI, A. E. DE M. Avaliação experimental da queima de parafina e óxido nítrico em motores híbridos. p. 129, 2007.

BOUGHABA, K. et al. **Regression rate study in a small Hybrid Rocket Engine using N₂O / paraffin propellant**. 9th National Congress on Theoretical and Applied Mechanics. **Anais...**Brussels, Belgium: 2012

BROOKS, M. J.; ROBERTS, L. W. **Performance Modeling of a Paraffin Wax / Nitrous Oxide Hybrid Rocket Motor**. 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition 4 - 7 January 2011, Orlando, Florida. **Anais...**2011

BROWN, T. R.; LYDON, M. C. **Testing of Paraffin-Based Hybrid Rocket Fuel Using Hydrogen Peroxide Oxidizer**Colorado Space Grant Consortium. [s.l: s.n.].

CAMARA, G. Z.; INGLEZ, T. M. D. **Desenvolvimento e teste de combustível alternativo a base de parafina para motores de foguete a propelente híbrido**. [s.l.] Universidade de Brasília, 2013.

CAMPBELL, C. **Hybrid Rocket Motors**. Disponível em:
<<http://www.spacesafetymagazine.com/aerospace-engineering/rocketry/hybrid->

rockets-overview/>. Acesso em: 6 jun. 2016.

CARMICINO, C.; SORGE, A. R. Performance comparison between two different injector configurations in a hybrid rocket. **Aerospace Science and Technology**, v. 11, n. 1, p. 61–67, 2007.

CASE, J.; CHILVER, LORD; ROSS, T. F. C. **Strength of Materials and Structures**. 4. ed. London: Arnold, 1999.

CHANDLER, A. A. et al. Feasibility of a single port Hybrid Propulsion system for a Mars Ascent Vehicle. **Acta Astronautica**, v. 69, n. 11-12, p. 1066–1072, 2011.

CONTAIFER, R. A. **Desenvolvimento De Uma Bancada De Testes De Propulsores Híbridos De Baixo Empuxo**. [s.l.] Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE, 2009.

EINAV, O. et al. **Development of a Lab-Scale System for Hybrid Rocket Motor Testing**. Joint Propulsion Conference. **Anais...**Denver: AIAA, 2009

EVANS, B. et al. Hybrid rocket investigations at Penn State university's high pressure combustion laboratory: Overview and recent results. **AIAA Paper**, n. August, p. 1–22, 2009.

FAROKHI, S. **Aircraft Propulsion**. 2nd. ed. Kansas: Wiley, 2014.

GALFETTI, L. et al. An Italian network to improve hybrid rocket performance: Strategy and results. **Acta Astronautica**, v. 96, n. 1, p. 246–260, 2014.

GOUVÊA, L. H. **Análise de Desempenho de um Motor Híbrido Utilizando Parafina e Peróxido de Hidrogênio Como Propelentes**. [s.l.] Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE, 2008.

KARABEYOGLU, A. et al. Scale-Up Tests of High Regression Rate Paraffin-Based Hybrid Rocket Fuels. **Journal of Propulsion and Power**, v. 20, n. 6, p. 1037–1045, 2004.

KARABEYOGLU, M. A. et al. **Development of scalable space-time averaged regression rate expression for hybrid rockets**. 41st AIAA/ASME/ASEE Joint

Propulsion Conference. **Anais...**Tucson: AIAA, 2005

KNOWLES, T.; KEARNEY, D.; ROBERTS, R. **Overview of 10 Inch Diameter HTPB Hybrid Motor Testing with Liquid Oxygen at Stennis Space Center**. 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. **Anais...**Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 10 jul. 2005Disponível em: <<http://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2005-4092>>

LEMIEUX, P. Nitrous oxide cooling in hybrid rocket nozzles. **Progress in Aerospace Sciences**, v. 46, n. 2-3, p. 106–115, 2010.

LESTRADE, J. Y.; ANTHOINE, J.; LAVERGNE, G. Liquefying fuel regression rate modeling in hybrid propulsion. **Aerospace Science and Technology**, v. 42, n. Figure 1, p. 80–87, 2015.

MARIA, L.; VERAS, C. A. G. **Experimental Investigation of a Paraffin Based Hybrid Rocket**. 10th Brazilian Congress of Thermal Sciences and Engineering - ENCIT. **Anais...**Rio de Janeiro: 2004

SHIN, K.-H. et al. **The Enhancement of Regression Rate of Hybrid Rocket Fuel by Various Methods**. 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. **Anais...**Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 10 jan. 2005Disponível em: <<http://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2005-359>>

SUTTON, G.; BIBLARZ, O. **Rocket Propulsion Elements**. 8. ed. New Jersey: Wiley, 2010.

TIAN, H. et al. Numerical and experimental studies of the hybrid rocket motor with multi-port fuel grain. **Acta Astronautica**, v. 96, n. 1, p. 261–268, 2014.

TSOHAS, J. et al. **Development and Launch of the Purdue Hybrid Rocket Technology Demonstrator**. 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. **Anais...**Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2 ago. 2009Disponível em: <<http://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2009-4842>>

TURNER, M. J. L. **Rocket and spacecraft propulsion: principles, practice and**

new developments. 2. ed. New York, Springer, 2008.

WAXMAN, B. S. et al. Effects of Injector Design on Combustion Stability in Hybrid Rockets Using Self-Pressurizing Oxidizers. **50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference**, p. 1–29, 2014.

8. ANEXOS

Anexo A - Código escrito em Matlab para cálculo dos principais parâmetros do motor foguete híbrido.

```

%% Inputs

Isp = 237; % specific impulse
Cf = 1.49; % Thrust Coefficient
F = 500; %Thrust
r = 8.5; % razao o/f
GAMA = 1.27;
g = 9.81;
Gox_i = 200; % Initial Oxidizer mass flux velocity
N = 1;
tq = 5;
Tc = 3108; %[k]
Rho_f = 900;
Rho_o = 742;

R = 285;
Pc = 30e5;
Ps = 1e5;

a = 0.17/1000;
n = 0.5;
m = 0; % Expoente da taxa de regressão

%% Flow Characteristics

r_dot = a*Gox_i^n;% Regression rate

m_dot = F/(Isp*g); % Mass flow rate of propellant

m_dot_f = m_dot/(1+(1/(1/r)));% Mass flow rate of fuel

m_dot_ox = m_dot - m_dot_f; % Mass flow rate of oxidizer

Gf_i = Gox_i/r; % Initial Fuel mass flux

G = Gf_i + Gox_i;% Total mass flux velocity

%% Grain Configurations

Dp = sqrt((4*m_dot)/(pi*Gox_i)); %Port Diameter

Dex1 = a * (4*n+2) * ((4*m_dot/pi)^n) * tq + Dp^(2*n+1); % Auxiliar
Variable

Dex = 0.010+Dex1^(1/(2*n+1)); %External diameter
Dexw = Dex1^(1/(2*n+1));% External diameter without extra fuel
Gox_medio = (16*m_dot_ox)/(pi*(Dp+Dex)^2)

mc = m_dot_f*tq; % mass of fuel

vc = mc/Rho_f; % Fuel Volume

```

```

Lg = (4*vc) / (pi*( (Dexw^2)- (Dp^2))); %Grain Lenght

Pp = pi*Dp; % Port Perimeter

%% Nozzle Configurations
% Calculation of parameters in the throat and exit of nozzle.

Rho = Pc/(R*Tc); % Considering Ideal Gas;

R_rho = (2/(GAMA+1))^(1/(GAMA-1)); % Density Relation (Rho_tr/Rho)//tr=star
Rho_tr = R_rho*Rho;

P_r = Pc/Ps;
Me = sqrt(((P_r^(1/(GAMA/(GAMA-1))))-1)*(2/(GAMA-1))); %Mach at exit

R_T = 1+((GAMA-1)/2)*Me^2; % temperature relation
Te = Tc/R_T; %Temperature at exit

ae = sqrt(GAMA*R*Te); % Speed of sound at exit
Ve = ae*Me; % Air velocity at exit [m/s]

A_R = sqrt ((1 / (Me^2)) * (((2 / (GAMA + 1)) * (1 + ((GAMA - 1) / 2) * Me
^2))^( ((GAMA + 1) / (GAMA - 1))))); % Area Relation (A/A_star)

Ag = F/(Cf*Pc); %throat area

As = Ag*A_R; %Exit area with first area relation

r_tr = sqrt(Ag/pi);
r_s = sqrt(As/pi);

D_tr = 2*r_tr;
D_s = 2*r_s;

Cf3 = F/(Pc*Ag);

% saida dos dados
disp('Resultados:');
disp(['Oxidizer/fuel ratio = ' num2str(r) ])
disp(['Regression rate = ' num2str(r_dot*1000) ' mm/s ' ])
disp(['Isp = ' num2str(Isp) ' s ' ])
disp(['Cf = ' num2str(Cf) ])
disp(['mdot_p = ' num2str(m_dot) ' kg/s ' ])
disp(['mdot_o = ' num2str(m_dot_ox) ' kg/s ' ])
disp(['Internal grain diameter = ' num2str(Dp*1000) ' mm ' ])
disp(['External grain diameter = ' num2str(Dex*1000) ' mm ' ])
disp(['fuel mass = ' num2str(mc) ' kg' ])
disp(['grain length = ' num2str(Lg*1000) ' mm ' ])
disp(['throat diameter = ' num2str(D_tr*1000) ' mm ' ])
disp(['exit diameter = ' num2str(D_s*1000) ' mm ' ])

```