

**UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO
ESCOLA DE ENGENHARIA DE SÃO CARLOS**

Otávio Augusto Chaves Fernandes dos Santos

**Projeto de Motor Foguete de Propelente Líquido e
Bancada de Testes Associada**

São Carlos

2024

Otávio Augusto Chaves Fernandes dos Santos

**Projeto de Motor Foguete de Propelente Líquido e
Bancada de Testes Associada**

Monografia apresentada ao Curso de Engenharia Aeronáutica, da Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São Paulo, como parte dos requisitos para obtenção do título de Engenheiro Aeronáutico.

Orientador: Prof. Dr. Ricardo Afonso Angélico

**São Carlos
2024**

AUTORIZO A REPRODUÇÃO TOTAL OU PARCIAL DESTE TRABALHO,
POR QUALQUER MEIO CONVENCIONAL OU ELETRÔNICO, PARA FINS
DE ESTUDO E PESQUISA, DESDE QUE CITADA A FONTE.

Ficha catalográfica elaborada pela Biblioteca Prof. Dr. Sérgio Rodrigues Fontes da
EESC/USP com os dados inseridos pelo(a) autor(a).

DS237p
p dos Santos, Otávio Augusto Chaves Fernandes
Projeto de Motor Foguete de Propelente Líquido e
Bancada de Testes Associada / Otávio Augusto Chaves
Fernandes dos Santos; orientador Ricardo Afonso
Angélico. São Carlos, 2024.

Monografia (Graduação em Engenharia Aeronáutica)
-- Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade
de São Paulo, 2024.

1. Foguete. 2. Propulsão. 3. Aeroespacial. 4.
Propelente Líquido. 5. Injetor Centrífugo. 6.
Resfriamento Regenerativo. 7. Combustão. 8. Projeto
Mecânico. I. Título.

FOLHA DE APROVAÇÃO
Approval sheet

Candidato / Student: Otávio Augusto Chaves Fernandes dos Santos
Título do TCC / Title : Projeto de Motor Foguete de Propelente Líquido e Bancada de Testes Associada
Data de defesa / Date: 19/12/2024

Comissão Julgadora / Examining committee	Resultado / result
Professor Doutor Ricardo Afonso Angélico	APROVADO
Instituição / Affiliation: EESC - SAA	
Professor Doutor Paulo Celso Greco Júnior	APROVADO
Instituição / Affiliation: EESC - SAA	
Professor Doutor Álvaro Martins Abdalla 	APROVADO
Instituição / Affiliation: EESC - SAA	

Presidente da Banca / Chair of the Examining Committee:



Professor Doutor Ricardo Afonso Angélico
(assinatura / signature)

Este trabalho é dedicado aos meu querido tio, Fernando.
Um homem inteligentíssimo e de grande coração.
Perdeu a vida quando comecei minha graduação,
então nada mais justo que o fazer reencontrar a vida aqui nas minhas humildes palavras.

AGRADECIMENTOS

Este trabalho teria sido impossível sem a fundamental ajuda e parceria de João Batista. Amigo leal, grande entusiasta de exploração espacial, e técnico habilidoso em múltiplas áreas, foi quem me guiou no projeto da bancada de testes, e me auxiliou na busca por referências cruciais ao projeto do motor em si. Por todos esses motivos, eu deixo os meus mais sinceros agradecimentos. Foi uma grande sorte poder contar com seu apoio. Fica a homenagem ao seu primo, Luiz, que morreu tragicamente enquanto produzíamos este trabalho.

Agradeço também à parceria e olhar crítico dos professores da USP envolvidos na conclusão deste trabalho: os meus *dois* orientadores, Marcelo Leite e Ricardo Angélico, e os demais envolvidos na banca, Álvaro e Paulo Greco. Particularmente, Paulo Greco havia me orientado em Iniciação Científica onde criei as bases para o projeto aqui conduzido.

Aproveito o espaço para mencionar alguns grandes amigos dos meus tempos de graduação na USP de São Carlos. Há aqueles que conheci no meu próprio curso, como meu colega de turma Thiago Andrade, *um grande entusiasta de aviação e aventuras pelo interior paulista*. Há aqueles que conheci nas mesas de bar, como Jhonatan, *aquele que me ensinou a viver, comer e se divertir sem ter dinheiro*, Thiago Bretas, meu *grande guia cultural*, e Fernanda, *a garota propositiva*. E há aqueles que foram meus colegas nos primeiros anos, quando ainda era um calouro e morava nos alojamento estudantil, como Lucas, o *Sasha, uma das mentes mais brilhantes que já conheci*. Com alguns deles cheguei a morar na mesma casa. Com todos eu dividi lutas e desabafos. São irmãos que São Carlos me deu.

É necessário citar, com certeza, Luis Fernando Lopes Borim, o Borim, professor e dono do colégio onde estudei dos 13 aos 17 anos, por toda a confiança depositada em mim, por todo o suporte que me deu para alçar voos mais altos, os maiores possíveis. Borim é sinônimo de esperança num futuro de excelência, e mais ainda, é um grande sonhador.

Para finalizar, um especial espaço à minha família. Meus pai, Silvio, melhor artesão em couro do Circuito das Águas Paulista, um pai trabalhador, humilde, e que realizou os mais árduos sacrifícios para me fazer acreditar que eu poderia sonhar. Minha mãe, Maria Eva, uma mulher querida, expansiva, capaz de proporcionar as melhores conversas do mundo, e dona de casa dedicada, cujo ato de cuidar tornou em profissão, ao cuidar de senhoras idosas. Devo citar também minha irmã, uma jovem radiante e que, assim como eu, ousou sonhar mais alto, contra tudo e contra todos, indo para uma grande cidade conquistar o mundo. O tempo passa, e continuo surpreendendo com o quanto é possível aprender com vocês e admirá-los mais e mais. Com amor, *Tavinho*.

*“Na vida, ao contrário do xadrez,
o jogo continua após o xeque-mate.”*

Isaac Asimov

RESUMO

Dos Santos, O. **Projeto de Motor Foguete de Propelente Líquido e Bancada de Testes Associada**. 2024. 98 p. Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2024.

O primeiro veículo a chegar ao espaço foi o míssil alemão V2, com tecnologia de propulsão química baseada em motor de foguete e tendo como propelentes o etanol e o oxigênio líquido. Passados tantos anos, o Brasil ainda caminha no setor, com seus primeiros projetos relevantes na área envolvendo a mesma combinação de propelentes. O presente trabalho tem como objetivo um projeto preliminar de motor de foguete a etanol e oxigênio líquido e a bancada de testes associada. Os parâmetros globais, sobretudo pressão e razão de mistura, foram selecionados após extensa análise em software termoquímico da NASA. O projeto do motor em si foi segmentado em dimensionamento da câmara de combustão, projeto dos injetores, projeto do sistema de resfriamento e projeto da parede externa. Foi proposto um conjunto de nove injetores, sendo um maior, de oxigênio líquido, e oito menores de etanol. O sistema de resfriamento se concentrou em refrigeração regenerativa utilizando etanol e refrigeração por irradiação de metal refratário. A parede externa teve sua espessura calculada e o material escolhido. A bancada de testes em si contou com quatro circuitos, sendo dois de propelentes e dois de gases pressurizantes, e foi proposta uma abordagem de operações detalhada. Os resultados foram discutidos e caminhos melhores para algumas das dificuldades enfrentadas foram sugeridos.

Palavras-chave: Foguete. Propulsão. Aeroespacial. Propelente Líquido. Injetor Centrífugo. Resfriamento Regenerativo. Combustão. Projeto Mecânico.

ABSTRACT

Dos Santos, O. **Model for TCC in L^AT_EX using the USPSC Package to the EESC**. 2024. 98 p. Monograph (Conclusion Course Paper) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2024.

The first vehicle to reach space was the German V2 missile, with chemical propulsion technology based on a rocket engine and using ethanol and liquid oxygen as propellants. After so many years, Brazil is still moving forward in the sector, with its first relevant projects in the area involving the same combination of propellants. The objective of this work is a preliminary design of an ethanol and liquid oxygen rocket engine and the associated test bench. The global parameters, especially pressure and mixing ratio, were selected after extensive analysis using NASA thermochemical software. The engine design itself was segmented into combustion chamber sizing, injector design, cooling system design and external wall design. A set of nine injectors was proposed, one larger for liquid oxygen and eight smaller for ethanol. The cooling system focused on regenerative refrigeration using ethanol and refractory metal irradiation refrigeration. The thickness of the external wall was calculated and the material chosen. The test bench itself had four circuits, two for propellants and two for pressurizing gases, and a detailed operations approach was proposed. The results were discussed and better ways to overcome some of the difficulties faced were suggested.

Keywords: Rocket. Propulsion. Aerospace. Liquid Propellant. Centrifugal Injector. Regenerative Cooling. Combustion. Mechanical Design.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Curvas de temperatura para todas as pressões simuladas conforme varia a razão de mistura.	28
Figura 2 – Curvas de velocidade característica para todas as pressões simuladas conforme varia a razão de mistura.	29
Figura 3 – Curvas de coeficiente de empuxo para todas as pressões simuladas conforme varia a razão de mistura.	29
Figura 4 – Curvas de impulso específico para todas as pressões simuladas conforme varia a razão de mistura.	30
Figura 5 – Dimensões internas mais importantes da seção longitudinal da câmara de combustão, do cabeçote (esquerda) até a garganta (direita). Fonte: (Filho, 2021)	34
Figura 6 – Tipos de injetores de acordo com a energia envolvida na atomização. Fonte: (Fischer, 2014)	38
Figura 7 – Potência específica de cada tipo de injetor. Fonte: (Fischer, 2014) . . .	39
Figura 8 – Exemplo de formação de spray pelo injetor a jato. Fonte: (Fischer, 2014)	40
Figura 9 – Injetor do tipo jatos colidentes bipropelentes. Fonte: (Fischer, 2014) . .	40
Figura 10 – Representação do escoamento através de um injetor centrífugo. Fonte: (Fischer, 2014)	41
Figura 11 – Efeitos da pressão em injetores centrífugos. Fonte: (Vásquez, 2011) . .	42
Figura 12 – Escoamento do líquido em um injetor centrífugo. Fonte: (Fischer, 2014)	43
Figura 13 – Coeficiente de Descarga variando de acordo com o Coeficiente de Preenchimento para vários valores de K, deixando evidente a curva de μ ótimo. Fonte: (Fischer, 2014)	45
Figura 14 – Ângulo α e Coeficientes de Descarga e de Preenchimento como funções do Parâmetro Geométrico. Fonte: (Fischer, 2014)	46
Figura 15 – Esquema de Injetor Bipropelente. Fonte: (Fischer, 2014)	50
Figura 16 – Configuração dos Injetores no topo da câmara de combustão inclui um injetor maior de LOX ao centro e oito injetores menores de etanol ao redor.	51
Figura 17 – Esquema de injetor destacando o ângulo β . Fonte: (Fischer, 2014) . . .	51
Figura 18 – Um dos quatro injetores “curtos” de etanol.	52
Figura 19 – Um dos quatro injetores “longos” de etanol.	52
Figura 20 – Injetor único de Oxigênio Líquido.	53
Figura 21 – Temperaturas das paredes interna e externa da câmara de combustão e do fluido refrigerante (etanol) ao longo das estações em que a câmara foi discretizada.	60

Figura 22 – Peça Maior da Câmara de Combustão, de Cobre e com 8 canais de resfriamento de espessura variável para percorrer o etanol.	61
Figura 23 – Peça de Nióbio correspondendo à maior parte da Seção Divergente do Bocal.	62
Figura 24 – Vista Isométrica da Montagem do Motor com Bocal, Câmara de Combustão e Injetores.	63
Figura 25 – Vista de Perfil da Montagem do Motor com Bocal, Câmara de Combustão e Injetores.	63
Figura 26 – Vista do motor exibindo a parede externa de Inconel 625.	64
Figura 27 – Vista do motor exibindo a parede externa de Inconel 625 com transparência parcial para ressaltar os canais de resfriamento.	65
Figura 28 – Vista do motor exibindo a parede externa de Inconel 625 com transparência parcial para ressaltar os canais de resfriamento e os injetores de etanol no cabeçote.	65
Figura 29 – Pipe and Instrumatation Diagram da Bancada de Testes do Motor Foguete.	68
Figura 30 – Cilindro Industrial de Nitrogênio Tipo T (2631 psig, 235 Ø, 1425 mm, 61 Kg em Tara, 50L). Fonte: (Cilindro..., b)	69
Figura 31 – Cilindro de Hélio Balloon 50L, 1,59cmA x 23cmL x 58Kg, 7,8 metros cúbicos, 200 bar). Fonte: (Cilindro..., a)	69
Figura 32 – Regulador de Pressão R2322, apropriado para faixas de operação de 77 atm para pressão de saída e 242 atm para pressão de entrada. Fonte: (Pressure...,)	70
Figura 33 – Disco de Ruptura RD1000, para pressões de explosão de 1000 psi, ou seja, 69 atm. Fonte: (Rupture...,)	70
Figura 34 – Válvula Manual Esfera e Tripartida BWRS1015CF5. Fonte: (Válvula..., b)	71
Figura 35 – Válvula Solenóide GNC de alta pressão 5000 psi ASCO™ 291. Fonte: (Válvula..., d)	71
Figura 36 – Válvula Esfera Tri. 3 Vias L Pr 1" 316 Com Atuador Elétrico. Fonte: (Válvula..., a)	71
Figura 37 – Válvula Retentora Sextavada Em Linha S20a1 - 1 Bsp. Fonte: (Válvula..., c)	72
Figura 38 – Indicador de Pressão: Manômetro Inox 63 mm Vertical 1/4 Glicerina 350 Bar. Fonte: (Manômetro...,)	72
Figura 39 – Transdutor de pressão, 0 a 5000psi, 4 a 20mA. Fonte: (Transdutor...,)	73
Figura 40 – Termômetro Termopar Sensor K Medição Temperatura -100 1250°C M8 50mm. Fonte: (Termopar...,)	73
Figura 41 – Sensor de Fluxo Venturi. Fonte: (Venturi...,)	73

Figura 42 – Filtro de Combustível Inox. Fonte: (Filtro...,)	74
Figura 43 – Peça Maior da Câmara de Combustão, de Cobre.	95
Figura 44 – Injetor de Etanol Curto, de Aço Inoxidável.	95
Figura 45 – Injetor de Etanol Longo, de Aço Inoxidável.	96
Figura 46 – Injetor de LOX, de Aço Inoxidável.	96
Figura 47 – Seção Divergente do Bocal, de Nióbio.	97
Figura 48 – Peça da Parede Externa da Câmara de Combustão.	97
Figura 49 – Montagem Completa.	98

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Propriedades da termoquímica da combustão e parâmetros de desempenho. Fonte: Elaborada pelo autor.	31
Tabela 2 – Dimensões mais importantes no projeto da câmara de combustão e do bocal. Fonte: Elaborada pelo autor.	37

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	23
1.1	Contexto Histórico	23
1.2	Objetivos	25
2	DEFINIÇÃO DE PARÂMETROS GLOBAIS	27
3	PROJETO DO MOTOR	33
3.1	Revisão Bibliográfica	33
3.2	Dimensionamento da Câmara de Combustão	34
3.3	Dimensionamento do Injetor	37
3.3.1	Tipos de Injetores	37
3.3.2	A Física de Injetores Centrífugos	42
3.3.3	Rotina Computacional para o Projeto de Injetor Centrífugo	46
3.4	Sistema de Resfriamento	54
3.4.1	Métodos Empregados	54
3.4.2	Rotina Computacional para a Refrigeração Regenerativa da Câmara de Combustão	55
3.4.3	Resultados Finais e Impactos no Projeto do Motor	59
3.5	Espessura da Parede Externa da Câmara de Combustão	63
4	PROJETO DA BANCADA DE TESTES	67
4.1	Requisitos e Revisão Bibliográfica	67
4.2	Sistema Básico de Abastecimento (SBA)	67
4.3	Procedimentos Operacionais	74
5	CONCLUSÃO	77
	REFERÊNCIAS	79
	APÊNDICES	81
	APÊNDICE A – ROTINA COMPUTACIONAL EM MATLAB	83
	APÊNDICE B – DESENHOS TÉCNICOS MECÂNICOS DAS PEÇAS	95

1 INTRODUÇÃO: MOTIVAÇÃO E OBJETIVOS

1.1 Contexto Histórico

Geralmente atribui-se o início da história da exploração espacial ao lançamento do satélite soviético Sputnik 1, em 4 de outubro de 1957, no topo de um foguete que era nada mais do que uma adaptação do primeiro míssil balístico intercontinental, ou seja, o R-7 Semyorka. Os propelentes utilizados por esse foguete eram querosene e oxigênio líquido, uma combinação até hoje muito comum na astronáutica, sendo empregada por exemplo nos foguetes Falcon 9 da empresa estadunidense SpaceX.

Entretanto, o que poucos sabem é que, muito antes do Sputnik, outro objeto artificial já havia atingido o espaço, embora sem entrar em órbita. O foguete alemão V2 (em alemão *Vergeltungswaffe 2*, ou “Arma de Vingança 2”), no dia 20 de junho de 1944, partindo do Centro de Pesquisas do Exército de Peenemünde, atingiu a apogeu de 176 km durante o teste MW 18014. Essa altitude situa-se muito além da chamada Linha de Kármán (100 km), internacionalmente reconhecida em décadas seguintes como o início do espaço sideral, ou em outras palavras, o fim da atmosfera terrestre. O foguete V2 foi utilizado pelos nazistas para matar milhares de civis durante a Segunda Guerra Mundial; outros milhares morreram para produzi-los em condições de escravidão. Felizmente, no restante do século XX, a tecnologia inaugurada por esse foguete encontraria usos científicos e pacíficos mais dignos da Humanidade.

Com a derrota das forças do Eixo, os técnicos que trabalharam no programa do V2 foram em grande medida enviados para trabalhar nos Estados Unidos após a operação Paperclip, desencadeando projetos como o míssil Redstone e em algum momento o próprio Saturno V que levaria os primeiros homens à Lua (Sutton, 2006). Importante ressaltar que o foguete V2 utilizava como propelentes etanol 75% e oxigênio líquido (conhecido pela sigla em inglês LOX). Trata-se de uma combinação de propelentes muito acessível, particularmente num país como o Brasil que é um grande produtor de etanol.

É nesse ponto que vale a pena nos concentrarmos no desenvolvimento contemporâneo de foguetes no Brasil. Desde a década de 1960 foram várias as famílias de foguete de propelente sólido em nosso país através do IAE, Instituto de Aeronáutica e Espaço, organização militar subordinada ao Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA). Destacamos, dentre essas famílias de foguetes, os veículos suborbitais Sonda I, II, III e IV, e mais recentemente VS-30, VS-40 e VSB-30. Além disso, também no IAE houve o projeto de nosso primeiro veículo orbital, o VLS, também de propelente sólido, que infelizmente não obteve êxito: após as tentativas de lançamento em 1997 e 1999, que terminaram em falha durante o voo, em 2003 houve uma explosão dias antes da missão

ainda na plataforma de lançamento, levando à morte de 21 de nossos melhores técnicos e engenheiros. Chegou a haver um esforço para revisão e retomada do projeto, com a construção e testes de uma nova Torre Móvel de Integração no Centro de Lançamento de Alcântara (CLA) em 2012, bem como a produção de um novo protótipo do VLS na época, mas em 2016 foi definida a descontinuação definitiva do programa. O que se seguiu foi a priorização de outro projeto de foguete orbital, o Veículo Lançador de Microssatélites (VLM), herdando muito da tecnologia do VLS, mas até o momento este não decolou, e o Brasil permanece sendo uma grande potência sem capacidade de colocar em órbita seus próprios satélites, necessitando de pagar por foguetes estadunidenses, chineses, europeus, indianos ou russos para essa fim.

A propulsão líquida, que traz muitas vantagens como a possibilidade de maior impulso específico e mais controlabilidade, ao custo de também muito mais complexidade técnica, só no presente século encontrou alguma atenção no nosso país: Também o IAE, agora em parceria com a empresa Orbital Engenharia, desenvolveu o motor L5, de 5 kN de empuxo e configuração “pressure fed”, utilizando os mesmos propelentes dos antigos mísseis V2 e Redstone: etanol e oxigênio líquido. O L5 notabilizou-se por ter sido o primeiro motor de propelente líquido que de fato voou no Brasil, como segundo estágio de um foguete VS-30 lançado do CLA em 1 de setembro de 2014, na Operação Raposa. Funcionou com perfeição nos 90 segundos em que operou. Anos depois o IAE foi palco de um projeto ainda mais ousado, ou seja, o L75, de 75 kN e ainda a combinação de etanol e LOX. Este projeto, de configuração “gas generator”, contou com uma turbobomba de projeto nacional, e realizou sucessivos testes bem sucedidos até 2021 com diversas configurações de pressão e razão de mistura.

Hoje em dia deter o controle sobre uma tecnologia própria de motores de foguete de propelente líquido é uma questão de soberania nacional e, como se pode notar pelo breve histórico apresentado, o Brasil, apesar de alguns importantes avanços, ainda se encontra num momento bastante primordial, com largos passos a serem dados para atingir o domínio efetivo dessa forma de propulsão espacial. O maior foguete de propelente líquido por aqui projetado, construído e testado, ainda que não em vôo, foi o L75, cuja marca de 75 kN é uma fração do empuxo, por exemplo, do motor estadunidense Merlin da SpaceX, o qual atinge mais 850 kN de empuxo. São empregados 9 motores Merlin em cada foguete Falcon 9, da mesma empresa. E o Falcon 9 é atualmente um dos melhores exemplos de foguete orbital do mundo, ao menos se pensarmos na frequência em que é lançado. Diante desses números, fica claro como o Brasil ainda está distante de competir com outros países no setor.

Foi com essas preocupações em mente que o autor deste Trabalho de Conclusão de Curso desenvolveu, entre 2020 e 2021, através de um projeto de Iniciação Científica pelo Programa Unificado de Bolsas (PUB) da USP um pequeno motor de foguete de 500 N

de empuxo, a etanol e oxigênio gasoso (GOX), bem como a bancada de testes associada, incluindo tanques, reguladores de pressão, sensores e um sistema de controle simples. Com base no excelente trabalho da tese de doutorado de René Nardi (Rezende, 2016), foi possível dimensionar câmara de combustão e injetores coaxiais de combustível. Todo um projeto de fixações também foi conduzido. Entretanto, faltou uma análise mais aprofundada quanto ao desafio do sistema de refrigeração, por exemplo, entre outros detalhes.

1.2 Objetivos

O objetivo deste trabalho é desenvolver o projeto preliminar de um motor foguete de propelente líquido do tipo *pressure fed*, ou seja, pressurizado a partir dos tanques de propelentes, e semelhante, em linhas gerais, ao L5 do IAE, ou seja, com 5 kN de empuxo e alimentado por etanol e oxigênio líquido. Para além disso, também será feito o projeto da bancada de testes estáticos que fornecerá os propelentes na pressão e na vazão corretas para o motor operar em testes de pelo menos 10 segundos.

O seguinte capítulo se dedicará à determinação de dois **parâmetros globais** absolutamente fundamentais para o projeto de modo geral: pressão na câmara e razão de mistura.

Em seguida, haverá um capítulo voltado ao projeto do motor e um capítulo contendo o projeto da bancada de testes.

2 DEFINIÇÃO DE PARÂMETROS GLOBAIS

No desenvolvimento do projeto de um motor de foguete dois parâmetros globais fundamentais são a **pressão na câmara** e a **razão de mistura**, a qual corresponde à razão entre a vazão mássica de oxidante e a vazão mássica de combustível entrando no motor. A pressão e a razão de mistura, juntamente dos atributos dos propelentes utilizados, determinarão todas as propriedades da reação de combustão que se dará no motor. Dentre essas propriedades, algumas de muita importância são a temperatura, a massa molar, o coeficiente de expansão adiabática γ , o número de Mach, o calor específico sob pressão constante, a viscosidade dinâmica, o número de Prandtl, e parâmetros de performance como velocidade característica, coeficiente de empuxo e impulso específico. Várias dessas propriedades, sobretudo as “propriedades de estagnação” (aquelas do início da câmara de combustão, quando se assume energia cinética nula) servirão como entradas em equacionamentos termodinâmicos, os quais permitirão a execução do design do bocal, componente mais crucial de um motor de foguete.

Particularmente importantes, no processo de escolha da combinação de pressão na câmara e razão de mistura a ser utilizada, são a temperatura (que será decisiva para o projeto do resfriamento térmico da câmara de combustão e do bocal) e os parâmetros de performance velocidade característica, coeficiente de empuxo e impulso específico. Em geral, o que se busca é a menor temperatura possível com os mais altos valores dos parâmetros de performance.

Decidiu-se por fazer uma análise no software NASA CEA (*Chemical Equilibrium with Applications*), uma referência mundial no estudo da termoquímica da combustão de motores de foguete. As entradas da simulação foram definidas conforme se segue:

- **Pressões:** Pressões variando de 20 a 50 atm, com incrementos de 2 atm, totalizando 16 valores.
- **Combustível:** Etanol hidratado com 95% de pureza e a 298.15 K (temperatura ambiente). Para o etanol, assumiu-se densidade de 785 kg/m³ e entalpia de formação de -277 kJ/mol, ao passo que para a água a densidade definida foi de 997 kg/m³ e adotou-se o valor de -293 kJ/mol.
- **Oxidante:** Oxigênio Líquido, conhecido como “LOX” na indústria aeroespacial (a partir da expressão em inglês *Liquid Oxygen*). Aqui apenas foi definida a temperatura (90 K, perto do ponto de condensação do gás oxigênio), visto que as demais propriedades já estão embutidas no próprio software para essa substância.

- **Razões de Mistura:** Razões de Mistura variando de 1 a 2, com incrementos de 0.1, totalizando 11 valores.
- **Condições de Saída:** Foram verificados as propriedades em três posições do motor, ou seja, na câmara, na garganta e na saída do bocal, assumindo pressão externa de 1 atm, de tal modo que, por exemplo, para a pressão de 20 atm, a posição da saída do bocal seja aquela de razão de pressão na câmara por pressão externa igual a 20 (20 atm / 1 atm). Dessa forma, garantiu-se a razão de expansão ótima no nível do mar.
- **Equilíbrio Químico:** O NASA CEA traz duas opções de equilíbrio químico, sendo uma delas o equilíbrio instantâneo (que assume equilíbrio químico sendo atingido instantaneamente a cada posição do fluxo ao longo do bocal) e equilíbrio congelado (que assume que as mesmas frações molares são mantidas ao longo de todo o fluxo). Geralmente a primeira opção superestima os valores de temperatura e performance, enquanto a segunda opção as subestima, e diante disso é uma prática recomendada por (Sutton, 2001) fazer uma média dos valores gerados nas duas possibilidades de equilíbrio químico. Para essa primeira análise comparativa optou-se por implementar a simulação na condição de equilíbrio instantâneo.

Os resultados da simulação são apresentados nos gráficos abaixo:

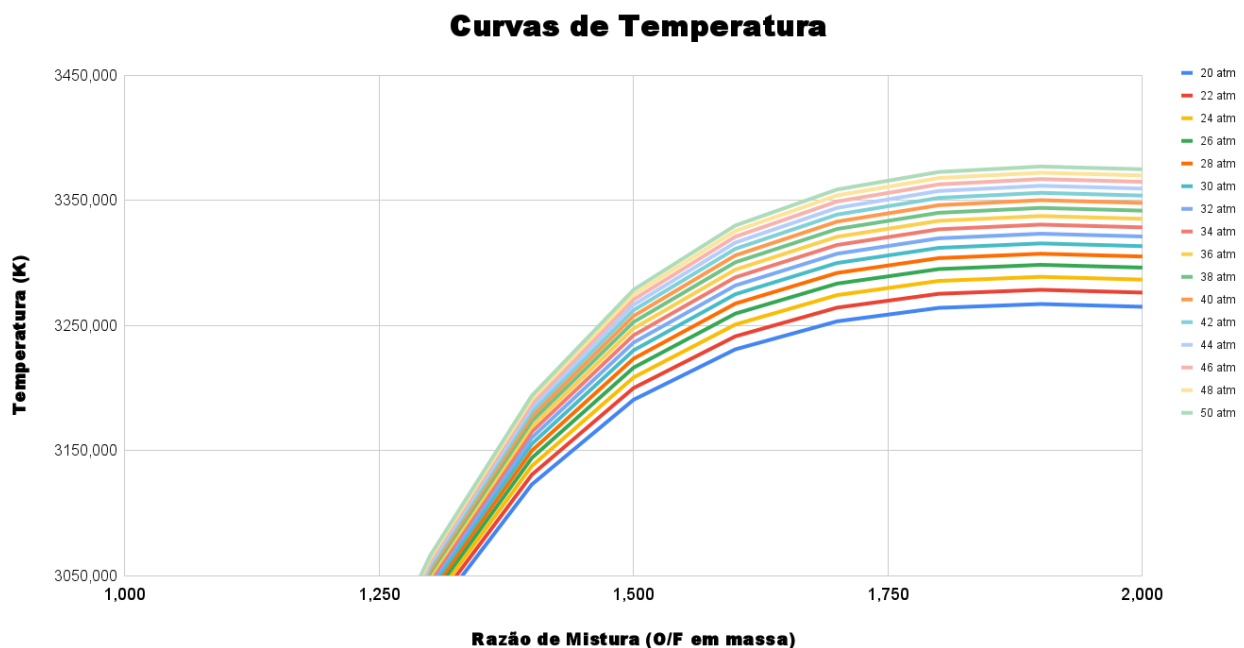


Figura 1 – Curvas de temperatura para todas as pressões simuladas conforme varia a razão de mistura.

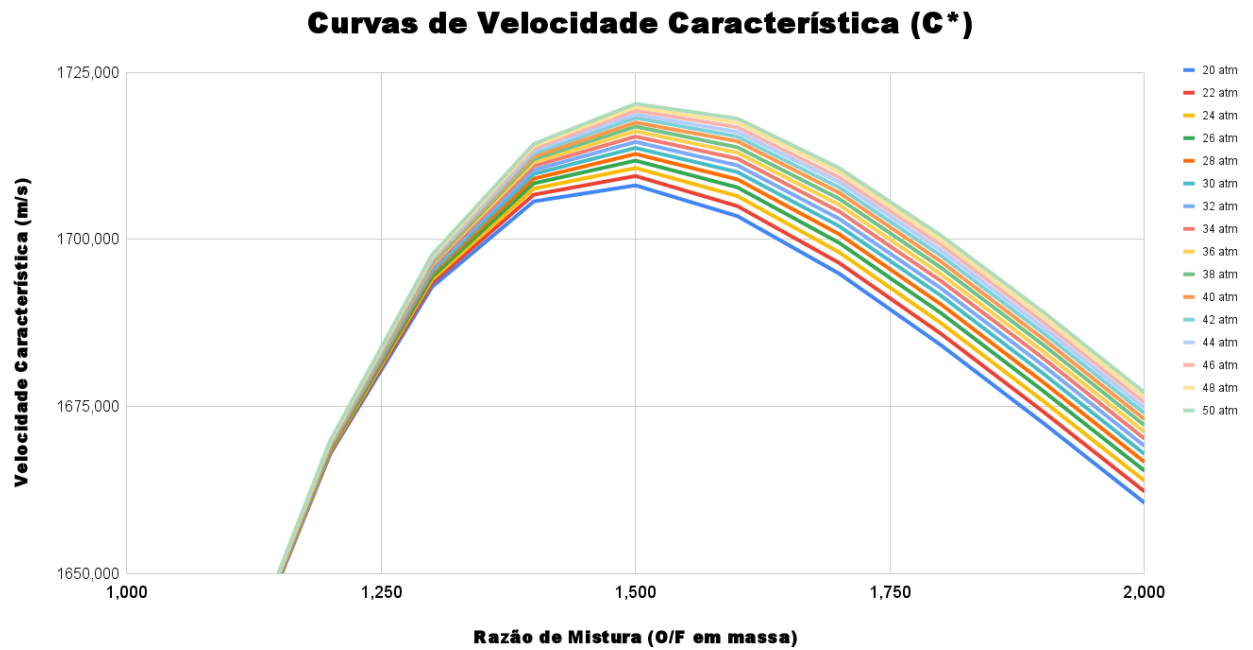


Figura 2 – Curvas de velocidade característica para todas as pressões simuladas conforme varia a razão de mistura.

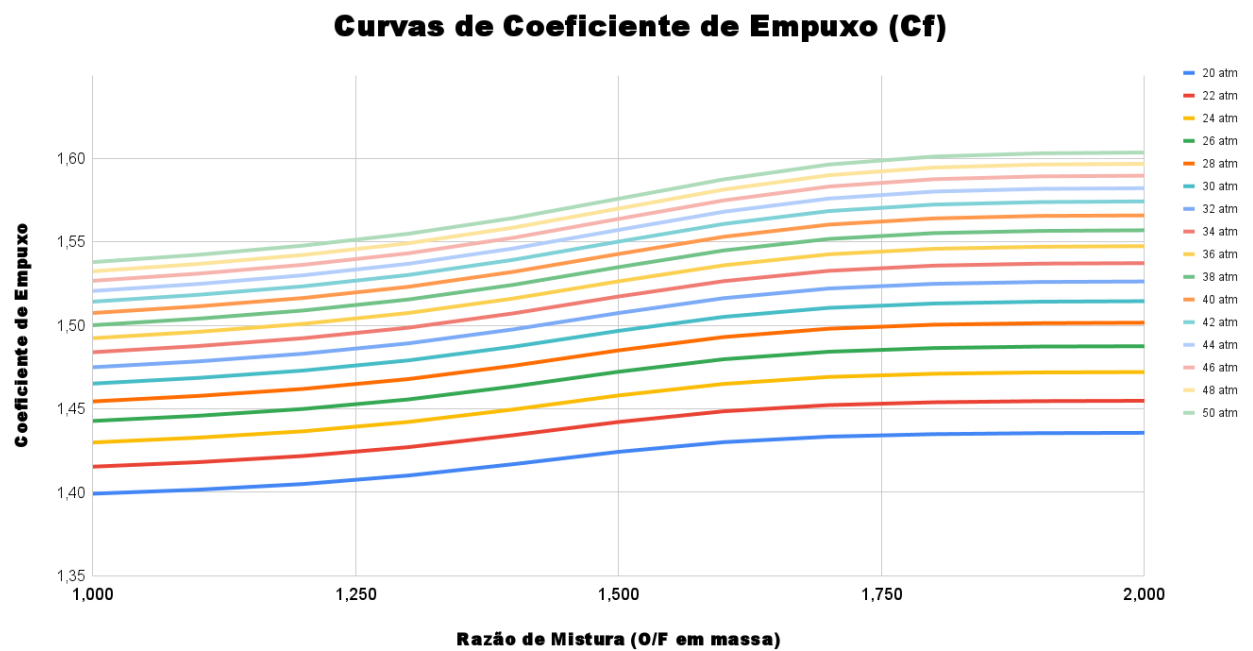


Figura 3 – Curvas de coeficiente de empuxo para todas as pressões simuladas conforme varia a razão de mistura.

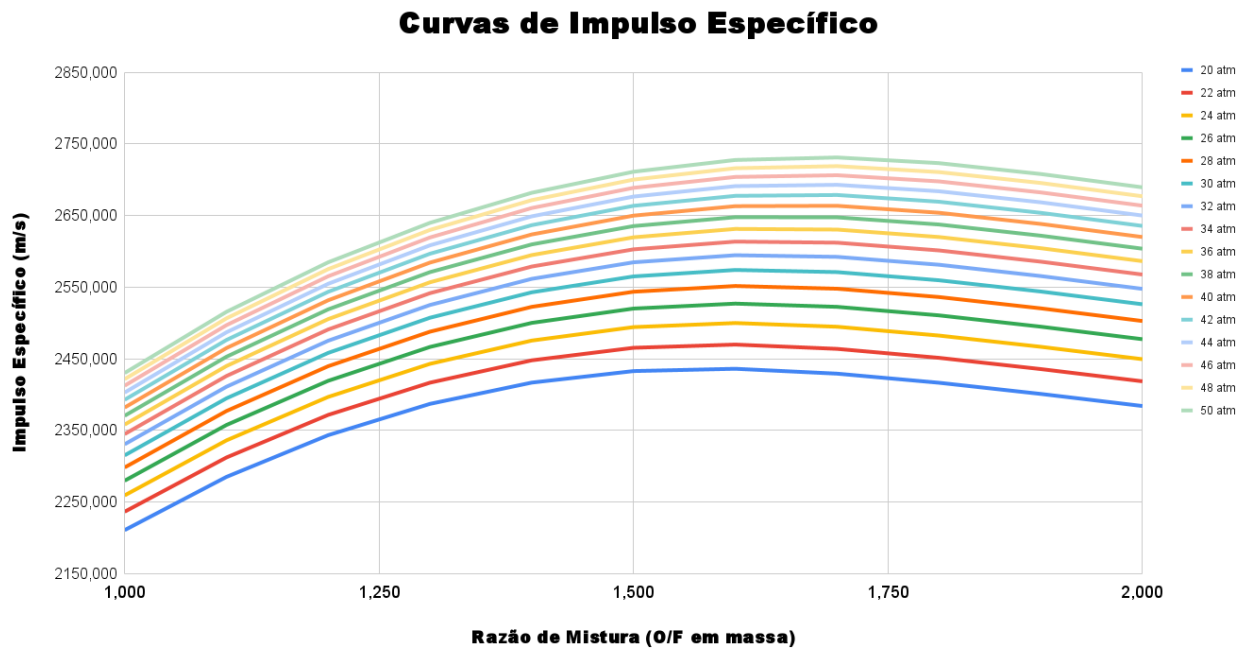


Figura 4 – Curvas de impulso específico para todas as pressões simuladas conforme varia a razão de mistura.

Observando os gráficos das figuras 1, 2, 3 e 5, podem ser feitos os seguintes comentários:

- **Temperatura:** Aumenta com a pressão e com a razão de mistura, mas os valores se estabilizam para razões de mistura maiores do que 1.75. De fato, é comum que as queimas “ricas em oxidante” sejam as de temperatura mais elevada.
- **Velocidade Característica:** Aumenta com a pressão e atinge os maiores picos sempre para uma razão de mistura por volta de 1.5.
- **Coefficiente de Empuxo:** Aumenta com a pressão e com a razão de mistura, mas os valores se estabilizam para razões de mistura maiores do que 1.75.
- **Impulso Específico:** Aumenta com a pressão e atinge os maiores picos sempre para razões de mistura entre 1.5 e 1.7.

Tendo em vista o melhor compromisso entre alto desempenho e temperaturas e pressões não tão altas para a estrutura suportar, **optou-se por pressão na câmara de 30 atm e razão de mistura 1.5**. O pico de velocidade característica observado nessa razão de mistura foi um fator importante no processo de escolha.

Entretanto, como será melhor explicado na seção 3.4, decidiu-se adotar mais especificamente o etanol com pureza de 95.6%, a temperatura de entrada para o combustível

foi alterada para 343 K (mas ainda mantendo os valores de densidade e entalpia de formação referentes a 298 K, com pouca margem de erro na aproximação), e foram extraídos os dados para o equilíbrio químico congelado. Com essas pequenas modificações, mas ainda preservando a pressão de 30 atm e a razão de mistura 1.5, foi possível determinar o conjunto de propriedades apresentado a seguir para câmara de combustão e garganta e saída do bocal:

Parâmetro	Câmara de Combustão	Garganta	Saída do Bocal
Pressão (atm)	30	16.929	1
Temperatura (K)	3240.37	2946.73	1802.48
Densidade (kg/m ³)	2.5492	1.5819	0.15276
Massa Molar (g)	22.594	22.594	22.594
Viscosidade (mP)	1.0536	0.98377	0.68505
Calor Específico (kJ/(kg*mol))	2.2298	2.2029	2.0214
Número de Prandtl (-)	0.6719	0.6762	0.7026
Coefficiente γ (-)	1.1977	1.2006	1.2226
Número de Mach (-)	0	1	2.757
Razão de Expansão (-)	-	1	4.7583
Velocidade Característica (m/s)	-	1684.2	1684.2
Coefficiente de Empuxo (-)	-	0.6775	1.4744
Impulso Específico (m/s)	-	1141.0	2483.1

Tabela 1 – Propriedades da termoquímica da combustão e parâmetros de desempenho.
Fonte: Elaborada pelo autor.

A partir do Empuxo E e do Impulso Específico I_{sp} (Valor para a saída do bocal na tabela 1), é possível obter a vazão mássica total de propelente $\dot{m}$:

$$\dot{m} = \frac{E}{I_{sp}} \quad (2.1)$$

Fazendo uso do valor de razão de mistura rm teremos as vazões mássicas de combustível $\dot{m}_c$ e de oxidante $\dot{m}_o$:

$$\dot{m}_c = \frac{\dot{m}}{1 + rm} \quad (2.2)$$

$$\dot{m}_o = \dot{m} - \dot{m}_c \quad (2.3)$$

Os valores das vazões mássicas determinados para cada propelente são exibidos abaixo:

- Vazão de Combustível $\dot{m}_c$: 0.8054 kg/s

- Vazão de Oxidante $\dot{m}_o$: 1.2082 kg/s

3 PROJETO DO MOTOR

3.1 Revisão Bibliográfica

Conforme descrito na seção 1.2 o primeiro grande objetivo deste trabalho é o projeto preliminar de um motor foguete de 5 kN de empuxo utilizando os propelentes etanol e oxigênio líquido. Este objetivo só pode ser atingido pela definição dos parâmetros globais e todas as propriedades termoquímicas e de desempenho decorrentes desses parâmetros, conforme apresentado na seção 2.

O próximo passo é o design da câmara de combustão e do bocal. A fim de realizar este design, foi adotada uma sequência de cálculos implementada por (Filho, 2021) com base no trabalho de (Kessaev, 1997). Essa sequência de cálculos será apresentada na seção 3.2. O trabalho de (Rezende, 2016) também foi uma importante fonte, sobretudo para o projeto da seção divergente do bocal, como será apresentado.

Para a efetiva combustão na câmara é essencial que os propelentes sejam injetados corretamente, garantindo a máxima atomização. No âmbito do projeto de injetores, novamente o trabalho de (Filho, 2021) reuniu ótimas referências, ou seja, as dissertações de (Vásquez, 2011) e de (Fischer, 2014), que trazem amplo desenvolvimento de base teórica. A fim de dimensionar os injetores, o procedimento de cálculo empregado neste projeto seguiu os passos propostos por (Fischer, 2014) e transformados em rotina computacional por (Filho, 2021), mas com algumas adaptações ocasionais.

Motores de foguete são caracterizados por reações de combustão extremamente quentes, acontecendo em temperaturas que chegam a ser muito superiores às necessárias para a fusão dos metais mais utilizados na indústria. Dessa forma, algum mecanismo de resfriamento que impeça o derretimento da parede do motor é um aspecto muito importante do projeto. Para tanto, decidiu-se empregar a refrigeração regenerativa desde o cabeçote até pouco depois da garganta do bocal. Trata-se de utilizar um dos propelentes (no caso, o etanol) em canais externos à parede da câmara de combustão, no sentido longitudinal, antes da injeção desse propelente. Em outras palavras, o etanol é introduzido nos canais no começo da seção divergente do bocal e os percorre até o cabeçote, onde estão os injetores de combustível. Nesse processo, ele esquenta, indo de temperaturas negativas até quase seu ponto de ebulição, e contribuindo assim para extrair parte do calor gerado pelo motor. Entretanto, na maior parte da seção divergente do bocal, onde as temperaturas são menores, preferiu-se utilizar a refrigeração por irradiação, com um metal refratário apropriado para esse fim. Para a realização do projeto do sistema de resfriamento do motor, na seção 3.4, foram empregadas duas referências, sendo uma delas o artigo de (Foltran; Blavier, 2018), que traz um algoritmo dedicado ao sistema da refrigeração regenerativa. A

outra referência é o trabalho de (Filho, 2021), que fornece uma modelagem simples para a análise de resfriamento por irradiação de metais refratários.

Não houve um estudo aprofundado da ignição do motor, mas em motores de foguete menores, como o deste projeto, pode-se aplicar pequenos dispositivos explosivos, por exemplo com pólvora, conectados a uma fonte elétrica. A elevada pressão da câmara de combustão assim que iniciada a operação do motor é capaz de rapidamente expulsar do motor o dispositivo explosivo após este ter sido utilizado.

3.2 Dimensionamento da Câmara de Combustão

A câmara de combustão do motor desenvolvida neste trabalho se compõe de três partes: seção divergente do bocal, seção convergente do bocal e seção cilíndrica. O termo “cabeçote” vai ser utilizado para se referir ao que há acima da seção cilíndrica, ou seja, o compartimento abrigando os injetores, que serão descritos na seção 3.3.

O design de seção longitudinal das seções cilíndrica e convergent pode ser observado com as dimensões internas na figura abaixo:

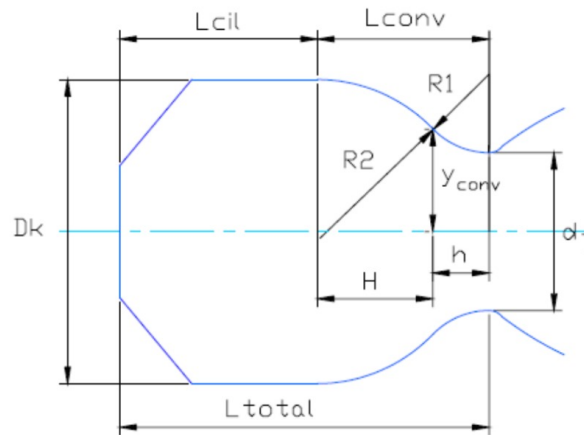


Figura 5 – Dimensões internas mais importantes da seção longitudinal da câmara de combustão, do cabeçote (esquerda) até a garganta (direita). Fonte: (Filho, 2021)

A primeira dimensão a ser calculada no processo de dimensionamento é o diâmetro da garganta:

$$D^* = 2\sqrt{\frac{E}{\pi C_F P_0}} \quad (3.1)$$

onde E é o empuxo em Newtons, C_F é o coeficiente de empuxo (valor final, na coluna “Saída do Bocal” da tabela 1) e P_0 é a pressão na câmara em Pascais.

Através do diâmetro da garganta, é possível obter a área da garganta:

$$A^* = \pi \frac{D^{*2}}{4} \quad (3.2)$$

A área da saída, por sua vez, é determinada a partir da razão de expansão ϵ_{exp} (valor da coluna “Saída do Bocal” na tabela 1):

$$D_s = D^* \sqrt{\epsilon_{exp}} \quad (3.3)$$

Como recomendado por (Rezende, 2016), a seção divergente do bocal pode ser aproximada para um formato cônico com ângulo de divergência α de 15° . Em seguida é possível calcular o comprimento da seção divergente do bocal:

$$L_{div} = \frac{D_s - D^*}{2 \tan \alpha} \quad (3.4)$$

O diâmetro da câmara, D_K , vem da expressão a seguir:

$$D_K = D^* \sqrt{\bar{A}} \quad (3.5)$$

O parâmetro empírico $\bar{A}$, por sua vez, é determinado pela equação abaixo:

$$\bar{A} = \frac{C}{\sqrt{10^4 P_0 D^*}} \quad (3.6)$$

onde temos mais um valor experimental, ou seja, $C = 63500 \text{ kg}^{0,5} \text{ s}^{-1}$.

Com o diâmetro D_K poderemos obter a área interna da seção transversal da câmara, A_K :

$$A_K = \pi \frac{D_K^2}{4} \quad (3.7)$$

A próxima etapa é definir a Razão de Raios R_R , que teremos pela expressão:

$$R_R = 0,1 \frac{P_0}{10^6} + 1 \quad (3.8)$$

onde a divisão da pressão da câmara por 10^6 é feita pois a fórmula faz uso do valor da pressão em MPa. Agora obteremos o comprimento da seção convergente do bocal:

$$L_{conv} = 0,5 D^* \sqrt{\left(2 + R_R \sqrt{\bar{A}}\right)^2 - \left[(R_R - 1) \sqrt{\bar{A}} + 3\right]^2} \quad (3.9)$$

As dimensões h e H serão definidas pelas seguinte equações:

$$h = L_{conv} \left(\frac{2}{2 + R_R \sqrt{A}} \right) \quad (3.10)$$

$$H = L_{conv} \left(1 - \frac{h}{L_{conv}} \right) \quad (3.11)$$

Com os valores de h e H poderemos determinar o parâmetro $\bar{Y}$, necessário para o cálculo da dimensão γ_{conv} :

$$\bar{Y} = \frac{h}{L_{conv}} \sqrt{A} + \frac{H}{L_{conv}} \quad (3.12)$$

$$\gamma_{conv} = \bar{Y} \frac{D^*}{2} \quad (3.13)$$

Com as medidas e parâmetros estabelecidos até aqui torna-se possível calcular o volume da seção convergente do bocal:

$$\Delta V_K = A^* L_{conv} \left[\left[(2\bar{A} + \bar{Y}^2) \frac{H}{3L_{conv}} \right] + (\bar{Y}^2 + \bar{Y} + 4) \frac{h}{6L_{conv}} \right] \quad (3.14)$$

A abordagem empírica de (Kessaev, 1997) nos permite estimar um parâmetro muito importante no design da câmara de combustão, ou seja, o **Comprimento Característico** L^* :

$$L^* = \frac{A}{\sqrt{10P_0}} \quad (3.15)$$

onde o parâmetro A , conforme definido por (Kessaev, 1997), é dado por $713 \text{ kg}^{0,5} \text{ s}^{-1} \text{ m}^{0,5}$.

A expressão mais importante, entretanto, em que se aplica o conceito de Comprimento Característico, é a que se segue:

$$L^* = \frac{V_K}{A^*} \quad (3.16)$$

onde V_K é o volume total da câmara de combustão até a garganta do bocal. Da diferença entre o volume total e o volume da seção convergente do bocal encontra-se o volume da seção cilíndrica e, por meio deste, o comprimento da seção cilíndrica:

$$L_{cil} = \frac{(V_K - \Delta V_K)}{A^*} \quad (3.17)$$

Neste momento podemos saber o comprimento total da câmara de combustão, desde o seu topo até a saída do bocal:

$$L_t = L_{div} + L_{conv} + L_{cil} \quad (3.18)$$

Resta agora determinar os raios R_1 e R_2 necessários para o desenho da curvatura da seção convergente:

$$R_1 = \frac{[\gamma_{conv} + (R_2 - \frac{D_K}{2})](H + h)}{H} - \frac{D^*}{2} - \left(R_2 - \frac{D_K}{2}\right) \quad (3.19)$$

$$R_2 = R_r \frac{D_K}{2} \quad (3.20)$$

Toda a sequência de equações aqui exposta foi implementada na rotina computacional “Projeto Completo do Motor”, escrita em Matlab, e apresentada no Apêndice A deste trabalho. Os resultados de interesse para a execução do design da câmara de combustão são demonstrados na tabela abaixo:

Dimensão	Valor (mm)
D^*	37.94
D_s	82.76
D_K	52.05
h	16.40
H	14.63
γ_{conv}	22.7
R_1	37.94
R_2	33.83
L_{div}	83.63
L_{conv}	31.03
L_{cil}	46.07
L_t	160.7

Tabela 2 – Dimensões mais importantes no projeto da câmara de combustão e do bocal.
Fonte: Elaborada pelo autor.

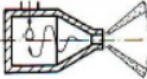
3.3 Dimensionamento do Injetor

3.3.1 Tipos de Injetores

Injetores, assim como nebulizadores, bocais, e atomizadores, são dispositivos capazes de atomizar líquidos, ou seja, desintegrar jatos, filmes ou folhas líquidas, por intermédio da ruptura da superfície do fluido contra as tensões superficiais e a dissipação de energia através das forças viscosas, transformando a corrente em filmes e ligamentos instáveis, gotas e finalmente gotículas. Chamamos essas nuvens de gotas resultantes de *sprays*, e eles costumam ter amplos espectros de tamanhos de gotas devido à natureza aleatória do fenômeno (Vásquez, 2011).

Mais especificamente, os injetores são os dispositivos atomizadores utilizados para criar sprays de propelentes dentro da câmara de combustão de um motor foguete (Fischer, 2014). É um fator de eficiência fundamental, em motores a combustão em geral, converter os propelentes líquidos em nuvens de gotículas pois isso eleva a área superficial específica do combustível e permite atingir altas taxas de mistura e evaporação (Vásquez, 2011).

Existem dezenas de tipos de injetores, mas eles podem ser agrupados segundo o tipo de energia utilizado na atomização (Fischer, 2014), conforme se pode ver na figura abaixo:

Tipo de Energia	Tipo de Injetor
Energia do líquido	Injetores a jato contínuo ou intermitente  Injetores centrífugos  Injetores jato-centrífugos 
Energia do gás	Injetores pneumáticos 
Energia mecânica	Injetores rotativos 
Energia de vibração, elétrica e outras fontes.	Injetores acústicos, ultrassônicos, eletrostáticos e outros.

Fonte: Adaptada de Bayvel e Orzechowski (1993)

Figura 6 – Tipos de injetores de acordo com a energia envolvida na atomização. Fonte: (Fischer, 2014)

No processo de escolha de qual injetor empregar no projeto de um motor de foguete, é importante verificar a potência específica necessária para a desintegração de um líquido:

Tipo de injetor	Potência, W/kg
Injetores a jato	2 – 4
Injetores centrífugos	2 – 4
Injetores jato-centrífugos	2 – 4
Injetores pneumáticos	50 – 60
Injetores rotativos	15

Fonte: Adaptada de Bayvel e Orzechowski (1993)

Figura 7 – Potência específica de cada tipo de injetor. Fonte: (Fischer, 2014)

Como se pode notar, os injetores de mais baixa potência específica necessária são os centrífugos, de jato e jato-centrífugos, ou seja, aqueles classificados como injetores que usam da energia do líquido para a atomização, na figura 6. Também conhecidos como injetores por pressão, eles de fato são os mais indicados para aplicações em motores de foguete, com eficiências de atomização variando entre 0,05 – 0,07% para geração de gotas com um diâmetro de 100 μm e de vários centésimos de um por cento para a geração de gotas com um diâmetro menor do que 50 μm . Para outros tipos de injetores, a eficiência de atomização é ainda menor. Entende-se essa eficiência como a razão entre a energia necessária para a formação de uma nova superfície de líquidos e a energia total envolvida no processo. (Fischer, 2014).

Os injetores a jato produzem cones de spray que dificilmente excedem ângulos de 10 a 15° e assim são pouco úteis no núcleo de câmaras de combustão, onde se espera uma maior distribuição espacial do propelente a ser atomizado (Fischer, 2014). Eles encontram maior utilidade para formação de filmes de propelente na parede interna da câmara de combustão, com o benefício de auxiliar no resfriamento desta, conforme implementado por (Filho, 2021). Outra desvantagem nesses injetores é que o ângulo dos sprays é afetado apenas pelo diâmetro do orifício de descarga e pela razão entre o comprimento e o diâmetro do injetor. Este tipo de injetor é fortemente dependente da viscosidade e da tensão superficial do líquido e da turbulência do jato emitido. Grandes ângulos podem ser alcançados usando outros tipos de injetores por pressão (Fischer, 2014). Segue uma representação de um injetor a jato:

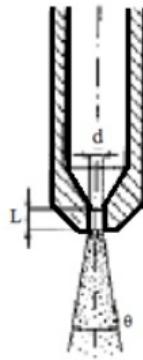


Figura 8 – Exemplo de formação de spray pelo injetor a jato. Fonte: (Fischer, 2014)

Uma maneira, típica em aplicações no setor aeroespacial, de otimizar a desintegração de jatos é através de configurações de jatos colidentes, como esquematizado na figura a seguir:

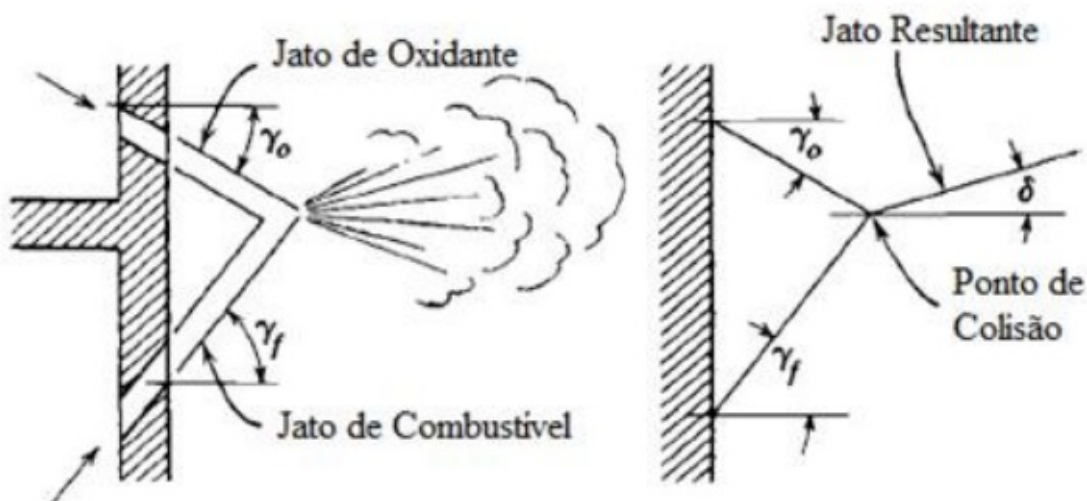


Figura 9 – Injetor do tipo jatos colidentes bipropelentes. Fonte: (Fischer, 2014)

No entanto é possível prever uma dificuldade enorme em lidar com um design de injetores colidentes na medida em que seria necessário lidar com a usinagem de vários furos inclinados no cabeçote do motor de foguete.

Sem considerar aplicações de resfriamento por filme, que não serão implementadas neste trabalho, será adotado o design de injetor centrífugo, que traz várias vantagens.

O projeto de um injetor centrífugo se concentra no dimensionamento de três partes principais: câmara de vórtice, orifícios de entrada tangencial e um orifício de descarga. Os orifícios de entrada, tangenciais à parede da câmara de vórtice, podem ser incluídos em quantidade de 2 até 6 deles. Quanto maior o número, melhor a distribuição de massa. O

orifício de descarga, ou saída, geralmente tem um diâmetro menor do que a câmara de vórtice. Uma representação esquemática se encontra na figura abaixo:

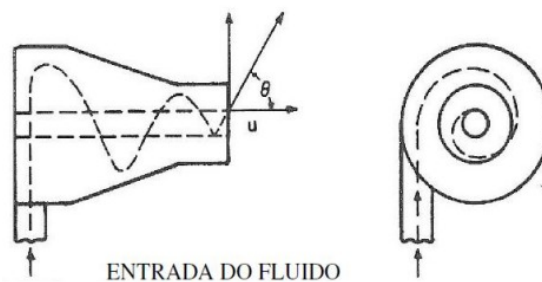


Figura 10 – Representação do escoamento através de um injetor centrífugo. Fonte: (Fischer, 2014)

O nome injetor centrífugo se deve à rotação que o líquido realiza dentro de uma assim chamda câmara de vórtice. Estes injetores geralmente fornecem boa atomização para pressões moderadas e até mesmo para baixas pressões de injeção. Por causa disso e de seu projeto relativamente simples, os injetores centrífugos são os mais amplamente usados em aplicações para motoresfoguetes (Fischer, 2014).

O princípio de funcionamento de um injetor centrífugo envolve a formação não de um jato compacto, mas sim de uma folha cônica de líquido. Como resultado do movimento de rotação dentro da câmara de vórtice, o líquido vai se acumulando perto das paredes internas do injetor, onde exerce a máxima pressão, e essa pressão vai se reduzindo radialmente até chegar à pressão do ar ambiente (ou da câmara de combustão, no caso deste projeto). Nesse ponto, deixa de haver líquido, e o que se forma é um núcleo de ar (Fischer, 2014). O incremento de pressão definirá o formato da distribuição líquida saindo do injetor, desde um jato até um spray plenamente desenvolvimento, passando pelas etapas de “hélice”, “cebola” e “tulipa”:

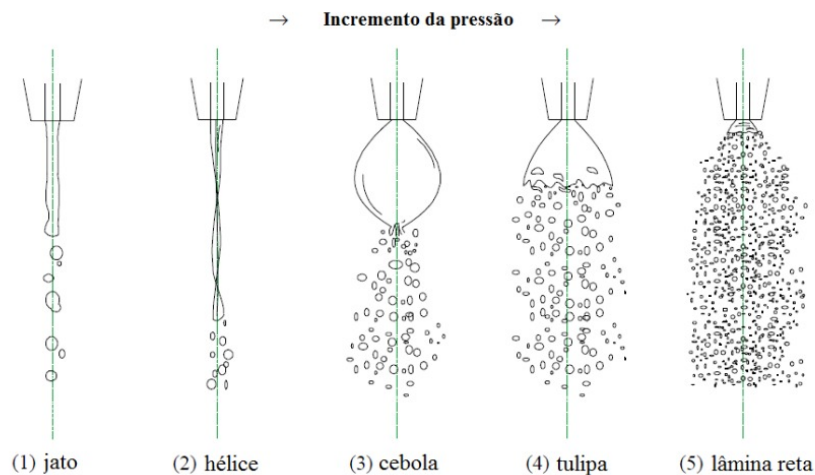


Figura 11 – Efeitos da pressão em injetores centrífugos. Fonte: (Vásquez, 2011)

Para uma dada combinação de queda de pressão e vazão, um injetor centrífugo pode ter sua geometria ajustada nos três elementos já citados, ou seja, câmara de vórtice, orifícios de entrada tangencial e orifício de descarga, a fim de atingir um determinado ângulo para o cone de atomização, vantagem importantíssima que traz muita comodidade no projeto de motores de foguete (Fischer, 2014).

3.3.2 A Física de Injetores Centrífugos

Trazer todo o desenvolvimento teórico sintetizando a física de injetores centrífugos foge ao escopo deste texto. O foco aqui será nas premissas adotadas, em algumas das principais equações iniciais e nos mais importantes parâmetros de projeto, bem como considerações acerca da inclusão do efeito da viscosidade do líquido percorrendo o injetor.

O primeiro passo na teoria clássica de projeto de injetores centrífugos é assumir uma série de premissas simplificadoras. Segundo (Fischer, 2014), elas são:

- 1. Campo de velocidades potencial em toda a região entre as paredes da câmara e o vórtice de gás.
- 2. A quantidade de movimento angular do fluxo dentro da câmara de vórtice é constante.
- 3. Efeito da gravidade desprezível.
- 4. Escoamento estável e axissimétrico.
- 5. Nenhum componente radial de velocidade.

Assim sendo, a lei da conservação de energia, na forma da equação de Bernoulli, é dada por:

$$P + \frac{1}{2}\rho(u^2 + v^2) = P_{inj} \quad (3.21)$$

onde u em v são, respectivamente, as componentes axial e tangencial de velocidade, ao passo que P é a pressão ambiente (na câmara de combustão) e P_{inj} é a pressão do líquido imediatamente antes de entrar no injetor (Fischer, 2014). Podemos adotar a pressão manométrica $\Delta P = P_{inj} - P_{amb}$, de modo a termos:

$$\Delta P = \frac{1}{2}\rho(u^2 + v^2) \quad (3.22)$$

A grandeza ΔP , queda de pressão ao longo do injetor, é portanto uma das entradas mais importantes no projeto (Fischer, 2014). A conservação da quantidade de movimento angular, por sua vez, pode ser expressa pela seguinte equação:

$$vr = \text{constante} \quad (3.23)$$

onde r é o raio, em relação ao eixo do injetor centrífugo, do ponto analisado no fluxo. É possível concluir que, com raio zero a velocidade tenderia para o infinito e consequentemente, pela expressão 3.22, a pressão teria de ser negativa ao longo do eixo do injetor. No entanto, o que realmente ocorre, como já citado, é a formação de um núcleo de ar onde a superfície do líquido atinge a pressão ambiente (Fischer, 2014). A representação abaixo auxilia o entendimento desse comportamento:

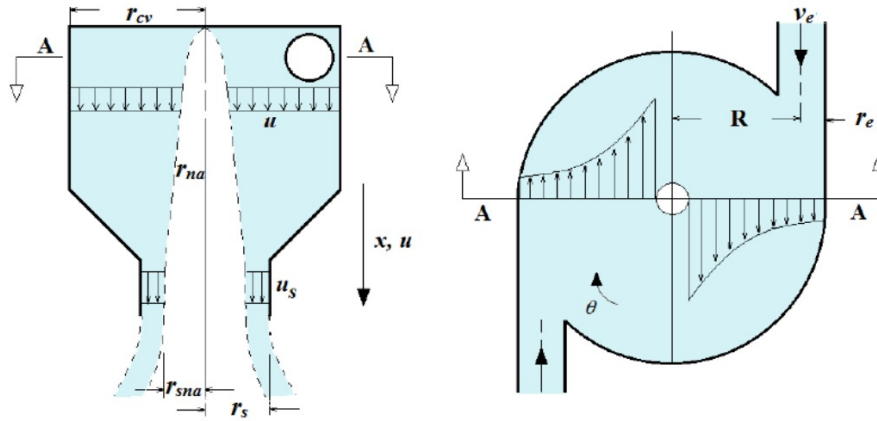


Figura 12 – Escoamento do líquido em um injetor centrífugo. Fonte: (Fischer, 2014)

Na figura 12, r_{cv} é o raio da câmara de vórtice, r_{na} é o raio do núcleo de ar, r_{sna} é o raio de saída do núcleo de ar, r_s é o raio do orifício de saída, r_e é o raio do orifício de entrada, v_e é a velocidade de entrada no canal tangencial, R é o raio do centro da câmara de vórtice até o eixo do canal tangencial. u é a velocidade axial ponto qualquer da câmara de vórtice e u_s é a velocidade axial na saída.

O desenvolvimento teórico clássico conduzido depois por (Fischer, 2014) se concentra em obter as componentes de velocidade axial e radial até que, num dado momento, são introduzidos alguns parâmetros adimensionais fundamentais. O primeiro deles é o chamado Coeficiente de Preenchimento ϵ , que corresponde à razão entre a área preenchida por líquido, A_L e a área de saída do injetor, A_S :

$$\epsilon = \frac{A_L}{A_S} = \frac{\pi(r_s^2 - r_{sna}^2)}{\pi r_s^2} = 1 - \frac{r_{sna}^2}{r_s^2} \quad (3.24)$$

A seguir é definido o mais importante parâmetro em projetos de injetores centrífugos, ou seja, o Coeficiente de Descarga μ :

$$\mu = \frac{\dot{m}}{\rho \pi r_s^2 \sqrt{\frac{2\Delta P}{\rho}}} \quad (3.25)$$

O Coeficiente de Descarga diz respeito à razão entre a vazão de líquido entregue pelo injetor, $\dot{m}$, e a vazão máxima ideal que se poderia obter.

A seguir é determinado o Parâmetro Geométrico K , cuja expressão segue abaixo:

$$K = \frac{v_e R}{u_s r_s} = \frac{A_s R}{A_e r_s} = \frac{\pi r_s^2 R}{A_e r_s} = \frac{\pi r_s R}{A_e} \quad (3.26)$$

onde $A_e = n_e \pi r_e^2$ é a área total dos n_e orifícios de entrada.

É possível colocar num gráfico os parâmetros ϵ , K e μ de modo a determinar a curva de máximos valores de Coeficiente de Descarga:

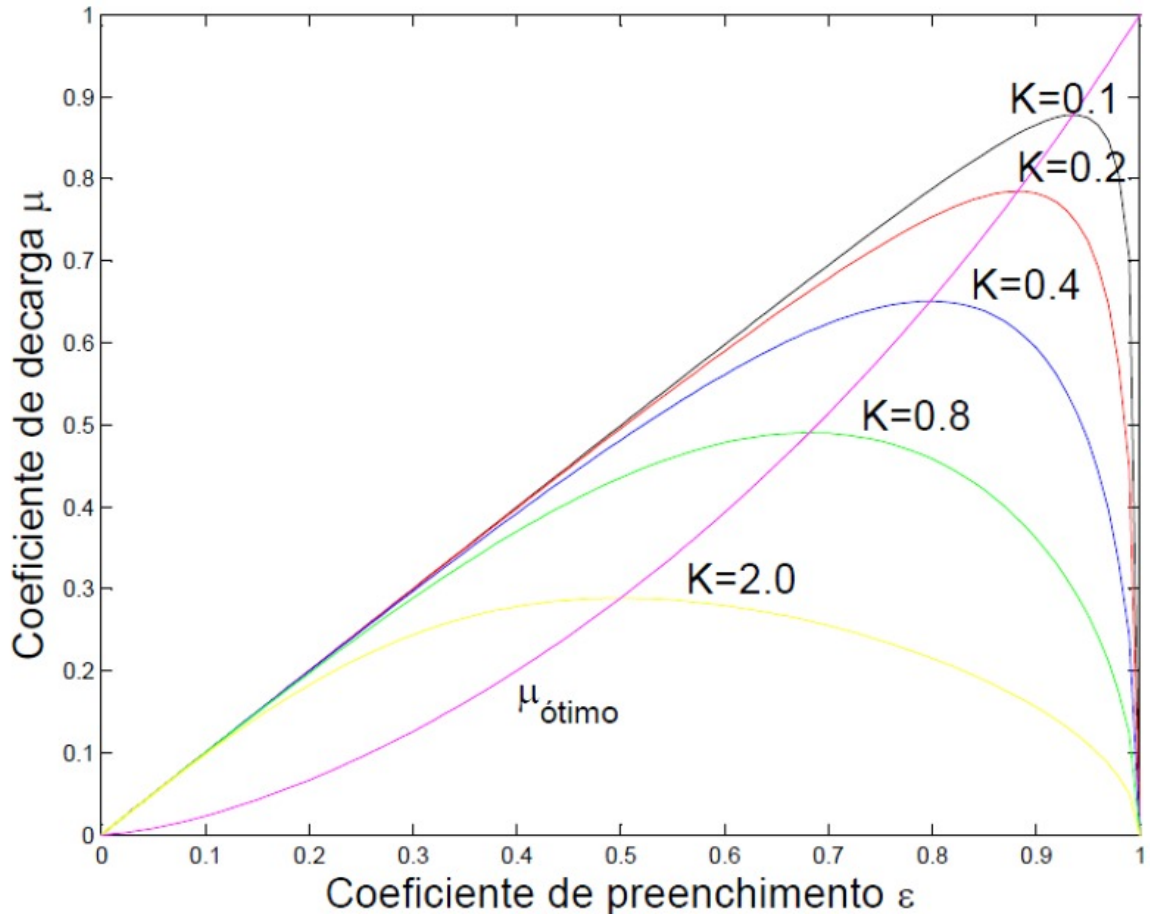


Figura 13 – Coeficiente de Descarga variando de acordo com o Coeficiente de Preenchimento para vários valores de K , deixando evidente a curva de μ ótimo. Fonte: (Fischer, 2014)

Mas a saída mais importante do projeto de um injetor centrífugo certamente é o ângulo α , do cone de atomização. A fim de obtê-lo, (Fischer, 2014) introduz um parâmetro adicional, ou seja, o Raio Adimensional do Vórtice de Gás S :

$$S = \sqrt{1 - \epsilon} \quad (3.27)$$

Dessa forma, uma expressão para o semiângulo do cone de atomização é dada conforme se segue:

$$\tan \frac{\alpha}{2} = \frac{2\mu K}{\sqrt{(1 + S)^2 + 4\mu^2 K^2}} \quad (3.28)$$

(Fischer, 2014) traz outro importante gráfico, dessa vez relacionando o ângulo α com alguns dos mais importantes parâmetros adimensionais de projeto até aqui apresentados:

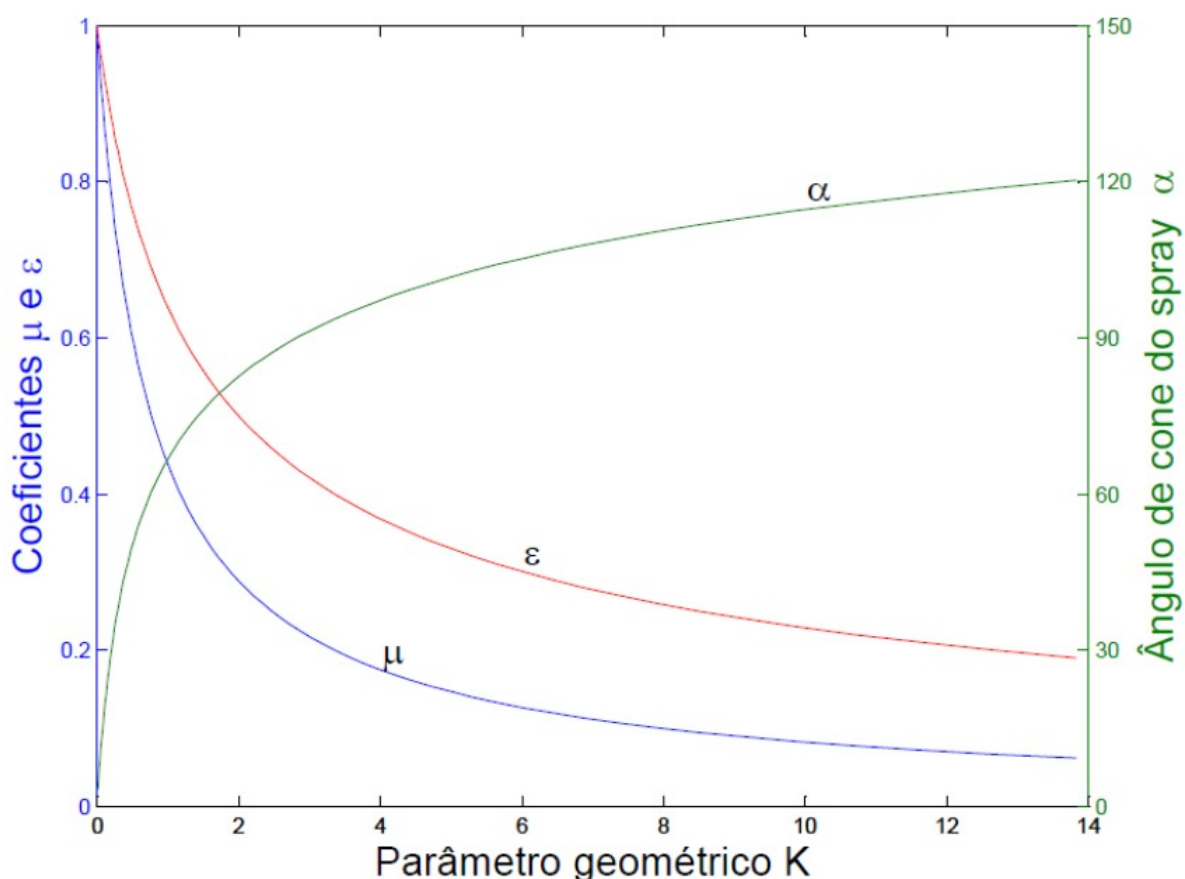


Figura 14 – Ângulo α e Coeficientes de Descarga e de Preenchimento como funções do Parâmetro Geométrico. Fonte: (Fischer, 2014)

No fluxo de um líquido real dentro de um injetor centrífugo é necessário considerar o efeito da viscosidade, o que implica em atrito contra as paredes internas do injetor e redução da quantidade de movimento angular. O desenvolvimento teórico extenso trazido por (Fischer, 2014) neste ponto, com amplo resgate de bibliografia relacionada, culmina em novos valores para os parâmetros já citados, ou seja, μ , K e ϵ , além do próprio ângulo do cone de atomização α . De modo geral, para um líquido real sendo pulverizado por um injetor centrífugo, o que se espera é uma redução do ângulo do cone de atomização e um maior Coeficiente de Descarga.

3.3.3 Rotina Computacional para o Projeto de Injetor Centrífugo

Ao fim de seu desenvolvimento teórico, (Fischer, 2014) propõe um procedimento de cálculo composto de uma sequência de etapas que permitem a obtenção das principais dimensões de um injetor centrífugo considerando o efeito da viscosidade dos propelentes a serem pulverizados. A sequência de etapas aqui apresentada considera esse procedimento de cálculo conforme ele foi implementado na rotina computacional de (Filho, 2021), mas com pequenas adaptações.

- **1.** Primeiramente, um processo iterativo, dependendo de um chute inicial, é aplicado a um conjunto de quatro equações para encontrar os primeiros valores (desconsiderando perdas de energia e momento por viscosidade) dos parâmetros μ (Coeficiente de Descarga), K (Parâmetro Geométrico), ϵ (Coeficiente de Preenchimento) e S (Raio Adimensional do Vórtice de Gás):

$$\mu = \frac{\epsilon\sqrt{\epsilon}}{\sqrt{2-\epsilon}} \quad (3.29)$$

$$K = \frac{(1-\epsilon)\sqrt{2}}{\epsilon\sqrt{\epsilon}} \quad (3.30)$$

$$\tan \frac{\alpha}{2} = \frac{2\mu K}{\sqrt{(1+S)^2 + 4\mu^2 K^2}} \quad (3.31)$$

$$\mu = \sqrt{1 - \mu^2 K^2} - S\sqrt{S^2 - \mu^2 K^2} - \mu^2 K^2 \ln \left[\frac{1 + \sqrt{1 - \mu^2 K^2}}{S + \sqrt{S^2 - \mu^2 K^2}} \right] \quad (3.32)$$

- **2.** Determinar o diâmetro do bocal de saída pela expressão:

$$d_s = \sqrt{\frac{4\dot{m}}{\pi\mu\sqrt{2\rho\Delta P}}} \quad (3.33)$$

Com este valor, sabe-se também o raio do bocal de saída, $r_s = d_s/2$.

- **3.** Determinar o raio R , do centro do injetor até o centro dos orifícios tangenciais. (Fischer, 2014) recomenda que seja equivalente a algo entre duas e quatro vezes o raio do orifício de saída. Optou-se aqui por $R = 4r_s = 2d_s$.
- **4.** Determinar o raio dos orifícios de entrada tangencial pela expressão:

$$d_e = \sqrt{\frac{2Rd_s}{n_e K}} \quad (3.34)$$

Com este valor, sabe-se também o raio dos orifícios de entrada tangencial, $r_e = d_e/2$.

- **5.** Algumas dimensões adicionais são obtidas, ou seja, o diâmetro da câmara de vórtice D_{cv} , o comprimento da câmara de vórtice l_{cv} (apenas 2 milímetros maior do que o diâmetro dos orifícios de entrada), o comprimento dos orifícios de entrada l_e (de 1.5 a 3 vezes o diâmetro dos orifícios de entrada a fim de evitar que o fluxo seja defletido da direção tangencial) e o comprimento do orifício de saída l_s (para a faixa de valores de $K < 4$, com a qual trabalhamos aqui, de 0.5 a 1 vez o diâmetro do orifício de saída, sendo assim curto o bastante para não reduzir o ângulo α):

$$D_{cv} = 2R + d_e \quad (3.35)$$

$$l_{cv} = 0.002 + d_e \quad (3.36)$$

$$l_e = 2d_e \quad (3.37)$$

$$l_s = d_s/2 \quad (3.38)$$

- **6.** Calcular o número de Reynolds do fluxo nos orifícios de entrada tangencial:

$$Re = \frac{4\dot{m}}{\pi\mu\sqrt{n_e}d_e} \quad (3.39)$$

- **7.** Calcular o coeficiente de atrito λ :

$$\log \lambda = \frac{25.8}{(\log Re)^{2.58}} - 2 \quad (3.40)$$

- **8.** Agora, já considerando os efeitos de atrito, é determinado o Parâmetro Geométrico Equivalente:

$$K_{eq} = \frac{Rr_s}{\frac{A_e}{\pi} + \frac{\lambda}{2}R(R - r_s)} \quad (3.41)$$

onde $A_e = n_e\pi r_e^2$ é a área total dos orifícios de entrada.

- **9.** A partir do valor do Parâmetro Geométrico Equivalente, chega-se ao Coeficiente de Preenchimento Equivalente, segundo a equação abaixo:

$$K_{eq} = \frac{(1 - \epsilon_{eq})\sqrt{2}}{\epsilon_{eq}\sqrt{\epsilon_{eq}}} \quad (3.42)$$

Pode-se agora calcular um novo valor para o Raio Adimensional do Vórtice de Gás através de $S_{eq} = 1 - \epsilon_{eq}^2$.

- **10.** Obter o Coeficiente de Perda de Energia através da expressão:

$$\Delta = \frac{\lambda}{\xi^2} \left\{ \frac{1}{\xi} \left(1 - \frac{1}{C} \right) + \lambda \left[\frac{K^2}{4} - \frac{1}{(2\xi - \lambda)^2} + \frac{K}{\xi} - \frac{2}{\xi(2\xi - \lambda)} + \frac{3}{2\xi^2} \ln \left(\frac{(2\xi - \lambda)KC}{2} \right) \right] \right\} \quad (3.43)$$

onde:

$$C = \frac{R}{r_s} \quad (3.44)$$

$$\xi = \frac{1}{K} + \frac{\lambda}{2}C \quad (3.45)$$

- **11.** Determinar o Coeficiente de Descarga Equivalente, considerando viscosidade e atrito:

$$\mu = \frac{1}{\sqrt{\frac{1}{\epsilon_{eq}^2} + \frac{K_{eq}^2}{1-\epsilon_{eq}} + \xi \frac{K^2}{C^2} + \Delta}} \quad (3.46)$$

- **12.** Determinar o Ângulo do Cone de Spray Equivalente, já levando em conta as perdas de energia por viscosidade e atrito:

$$\tan \frac{\alpha}{2} = \frac{2\mu_{eq}K_{eq}}{\sqrt{(1 + S_{eq}^2 - 4\mu_{eq}^2 K_{eq}^2)}} \quad (3.47)$$

- **13.** Calcular um novo valor para a vazão mássica do propelente a ser injetado:

$$\dot{m} = \mu_{eq}\pi r_s^2 \sqrt{2\rho\Delta P} \quad (3.48)$$

- **14.** Por fim todas as dimensões dos itens **2**, **3**, **4** e **5** podem ser recalculadas com os novos valores de vazão mássica, coeficiente de descarga e parâmetro geométrico. No processo, para a determinação do diâmetro dos orifícios de entrada, é importante dividir o valor obtido por meio da equação 2.25 por um “fator de contração” ϕ , cujo valor deve estar no intervalo entre 0.85 e 0.9 (aqui escolheu-se trabalhar com o valor 0.9):

$$d_{e,eq} = \frac{\sqrt{\frac{2R_{eq}d_{s,eq}}{n_e K_{eq}}}}{\sqrt{\phi}} \quad (3.49)$$

Toda a sequência de etapas aqui apresentada foi convertida em uma rotina computacional de Matlab própria a este projeto, e exibida no Apêndice A.

A princípio foi considerada a possibilidade de projetar um único injetor bipropelente, ou seja, um design no qual um injetor mais simples se encontra dentro do outro maior, como se observa na figura a seguir:

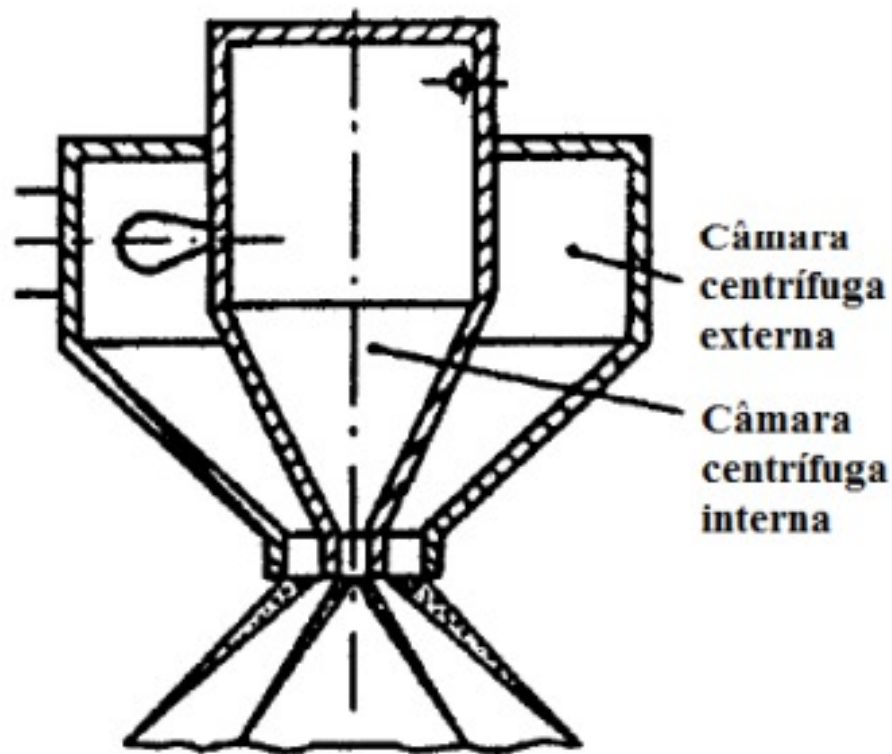


Figura 15 – Esquema de Injetor Bipropelente. Fonte: (Fischer, 2014)

Como se pode notar, nesta configuração um dos injetores é encaixado de maneira concêntrica dentro do outro de modo a ocupar o espaço do núcleo de ar.

Entretanto, devido às vazões e propriedades dos propelentes aqui escolhidos, logo ficou claro que um projeto de injetor bipropelente seria muito tecnicamente difícil, visto que as dimensões de um injetor único de etanol e de um injetor único de oxigênio líquido se mostraram muito semelhantes, impossibilitando a colocação de um dentro do outro

Optou-se, então, por uma distribuição de injetores constituída de um injetor maior, de oxidante, ao centro, e oito injetores de combustível menores ao redor, como ilustrado na figura abaixo:

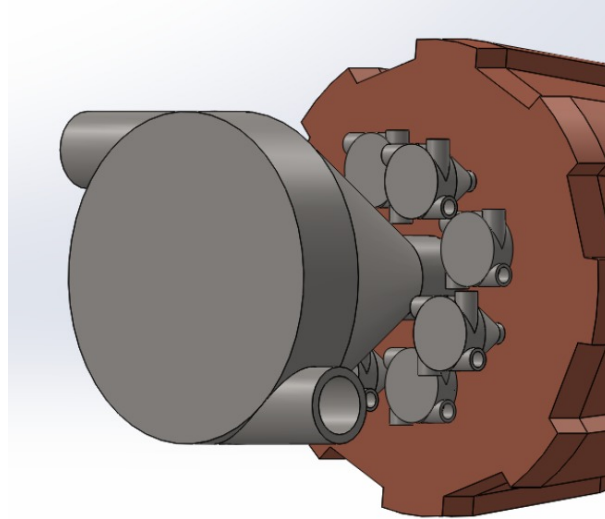


Figura 16 – Configuração dos Injetores no topo da câmara de combustão inclui um injetor maior de LOX ao centro e oito injetores menores de etanol ao redor.

Como será melhor explicado na seção 3.4, o etanol é utilizado na refrigeração regenerativa da câmara de combustão ao longo de canais nas paredes desta. Então, ao chegar mediante esses canais, o etanol ocupa uma primeira câmara na porção inferior do cabeçote do foguete, onde poderá entrar nos oito injetores, dotados cada qual de quatro entradas igualmente espaçadas. Entretanto, devido a limitações de espaço no topo da câmara de combustão, foi necessário reduzir ligeiramente algumas das dimensões calculadas, bem como variar o ângulo β , representado na figura seguinte:

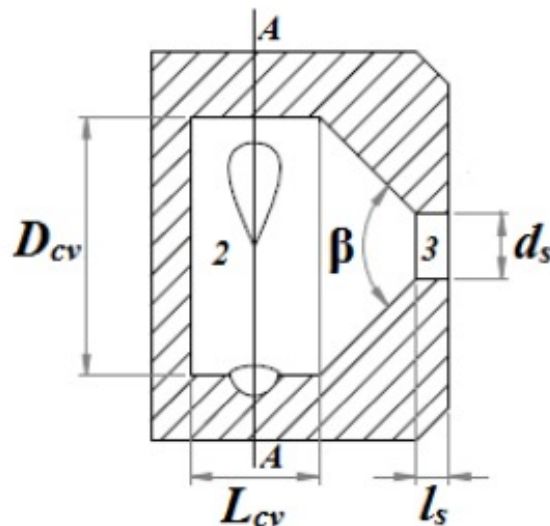


Figura 17 – Esquema de injetor destacando o ângulo β . Fonte: (Fischer, 2014)

Assim, decidiu-se por fazer dois tipos de injetores de etanol, de tal modo que quatro dos oito injetores tenham ângulo β de 30 graus, e portanto sejam mais “longos”, e os

outros quatro tenha ângulo β de 45 graus, sendo assim mais “curtos”. Eles foram dispostos alternadamente ao redor do injetor central de LOX, evitando assim “colisões” pelo espaço limitado e deixando mais livres as entradas tangenciais. Seguem imagens dos dois tipos de injetores de etanol:

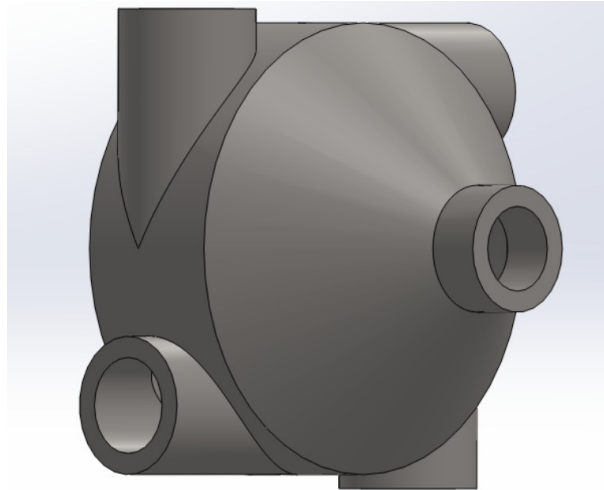


Figura 18 – Um dos quatro injetores “curtos” de etanol.

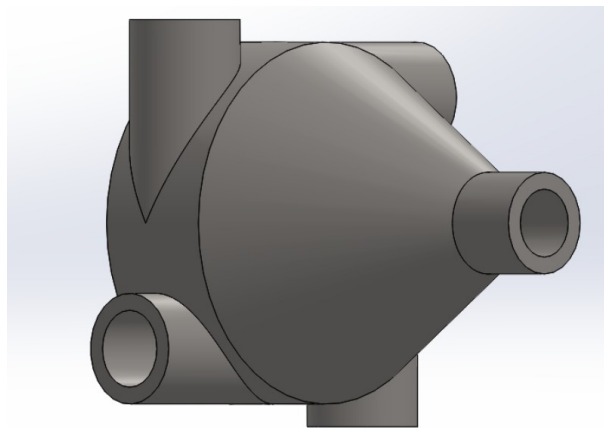


Figura 19 – Um dos quatro injetores “longos” de etanol.

Ao centro, o injetor único de oxidante, por lidar com toda a vazão desse propelente, é muito maior do que cada um dos seis injetores de etanol, tanto em diâmetro quanto em comprimento, e o oxigênio líquido entra neste injetor por canais que se conectam diretamente em suas duas entradas tangenciais:

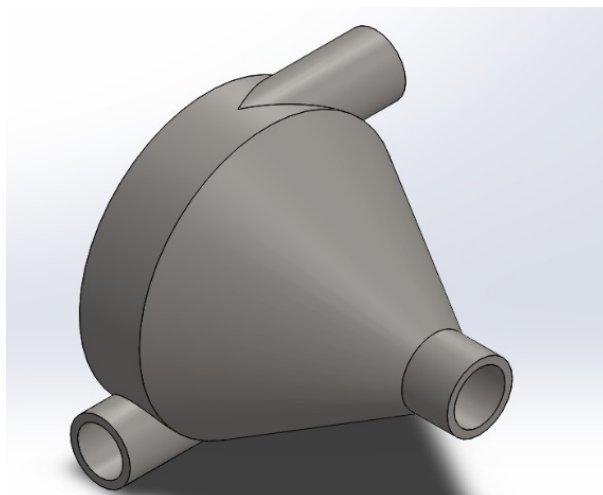


Figura 20 – Injetor único de Oxigênio Líquido.

O ângulo α do cone de pulverização para os injetores de etanol é menor, próximo de 60 graus, ao passo que o mesmo ângulo para o oxigênio líquido mede 90 graus. O objetivo é garantir que os sprays de etanol colidam com o spray de oxigênio líquido, proporcionando uma maior atomização.

Propõe-se a fabricação dos injetores com liga de aço inoxidável 304, que se destaca pela capacidade de conservar as propriedades mecânicas numa ampla faixa de temperaturas, além de resistir à corrosão em ambientes altamente oxidativos sob elevada pressão.

As dimensões originais dos injetores geradas pela rotina computacional em Matlab estão organizadas nas tabelas abaixo. Mas é importante enfatizar novamente que algumas dessas dimensões foram levemente alteradas devido às limitações espaciais encontradas, e os valores efetivamente implementados na elaboração das peças se pode encontrar nos desenhos técnicos mecânicos do apêndice B.

Dimensões do Injetor de Oxigênio Líquido	
Dimensão	Valor (mm)
Diâmetro do Orifício de Saída d_s	13.67
Diâmetro dos Orifícios de Entrada d_e	12.46
Diâmetro da Câmara de Vórtice D_{cv}	67.13
Comprimento da Câmara de Vórtice l_{cv}	14.46
Comprimento dos Orifícios de Entrada l_e	24.91
Comprimento do Orifício de Saída l_s	6.83

Fonte: Elaborada pelo autor.

Dimensões dos Injetores de Etanol	
Dimensão	Valor (mm)
Diâmetro do Orifício de Saída d_s	3.48
Diâmetro dos Orifícios de Entrada d_e	3.91
Diâmetro da Câmara de Vórtice D_{cv}	17.84
Comprimento da Câmara de Vórtice l_{cv}	5.91
Comprimento dos Orifícios de Entrada l_e	7.83
Comprimento do Orifício de Saída l_s	1.74

Fonte: Elaborada pelo autor.

3.4 Sistema de Resfriamento

3.4.1 Métodos Empregados

Um dos métodos mais utilizados para resfriamento de motores de foguete de propelente líquido é a refrigeração regenerativa, que consiste em empregar um dos propelentes em canais externos à câmara de combustão para extrair calor excedente desta e impedir que os materiais da parede derretam. Nesse sentido, (Foltran; Blavier, 2018) propuseram um modelo numérico bastante útil, que se baseia na abordagem de resistências térmicas ao longo de uma câmara de combustão discretizada. Neste método, pressupõe-se uma câmara de combustão com duas paredes, sendo uma interna, de material mais condutor térmico (aqui adotou-se o Cobre, muito típico nesse tipo de aplicação na área aeroespacial). Essa parede interna tem “aletas” no seu lado externo, que servem de divisórias para os canais de resfriamento. Por fim, uma parede externa de material menos condutivo é aproximada para ser considerada adiabática. No caso deste projeto, trata-se de uma parede externa de Inconel, que será melhor abordada na seção 3.5.

Para este projeto foi implementada através de rotina computacional em Matlab, exibida no Apêndice A, um procedimento de cálculo semelhante ao trazido em (Foltran; Blavier, 2018), mas com algumas simplificações e adaptações. O objetivo foi demonstrar a possibilidade de refrigeração regenerativa da câmara de combustão até temperaturas abaixo do ponto de fusão do cobre, constituinte de sua parede interna, através da circulação de etanol em 8 canais de espessura variável desde um ponto na seção divergente do bocal pouco depois da garganta. Para além deste ponto, o resfriamento da maior parte da seção divergente do bocal é garantido por irradiação de metal refratário (Nióbio), conforme exposto mais adiante. Ainda sobre a refrigeração regenerativa, para o procedimento de cálculo aqui apresentado, foi realizada uma discretização da câmara de combustão (com exceção da parte sob resfriamento por irradiação) em 14 estações, proporcionando comprimento médio perto de 7 milímetros por estação. Todos os vetores geométricos importantes foram gerados em planilha e depois inseridos manualmente na rotina em Matlab no Apêndice A.

3.4.2 Rotina Computacional para a Refrigeração Regenerativa da Câmara de Combustão

A sequência de etapas do procedimento de cálculo empregado no projeto da refrigeração regenerativa é dada a seguir:

- **1.** Primeiramente deve ser obtido o parâmetro σ :

$$\sigma_{i+1} = \left[\frac{T_{wg,i}}{2T_0} \left(1 + \frac{(\gamma_i - 1)}{2} M_i^2 \right) + \frac{1}{2} \right]^{(-0.68)} \left[1 + \frac{(\gamma_i - 1)}{2} M_i^2 \right]^{(-0.12)} \quad (3.50)$$

onde $T_{wg,i}$, γ_i e M_i são, respectivamente, e a cada estação i , a temperatura da parede interna da câmara de combustão, o coeficiente de expansão adiabática e o número de Mach e T_0 é a temperatura na câmara de combustão.

- **2.** O próximo passo é, com o parâmetro σ , obter o Coeficiente de Transferência de Calor por Convecção dos gases gerados pela combustão na câmara a cada estação i :

$$h_{g,i+1} = 0.026 \left(\frac{\mu_0}{D^*} \right)^{0.2} \frac{c_{p0}}{Pr_0^{0.6}} \left(\frac{p_0}{c^*} \right)^{0.8} \left(\frac{A^*}{A_i} \right)^{0.9} \sigma_i \quad (3.51)$$

onde D^* é o diâmetro da garganta, A^* é a área da garganta, c^* é a velocidade característica do motor, A_i é a área interna da seção transversal do motor na estação i , e μ_0 , c_{p0} e Pr_0 são, respectivamente, a viscosidade dinâmica, o calor específico e o número de Prandtl da câmara de combustão.

- **3.** Em seguida, determinamos o Diâmetro Hidráulico do fluxo de etanol nos canais de resfriamento a cada estação i do motor:

$$D_{h,i+1} = 4 \frac{A_{c,i}}{P_i} \quad (3.52)$$

onde $A_{c,i}$ e P_i são, respectivamente, e a cada estação i , a área de seção transversal de um canal de resfriamento e o perímetro da área em contato com o fluido refrigerante (etanol).

- **4.** Agora calculamos o Número de Reynolds do fluxo de etanol utilizado no resfriamento da câmara:

$$Re_{c,i+1} = \frac{4\dot{m}_c}{N\mu_c P_i} \quad (3.53)$$

onde $\dot{m}_c$ é a vazão mássica de etanol no motor, N é o número de canais de resfriamento e μ_c é a viscosidade cinemática do etanol, aqui tomada como constante.

- **5.** Com o Diâmetro Hidráulico e o Número de Reynolds é possível determinar o Coeficiente de Transferência de Calor por Convecção do fluido refrigerante, ou seja, o etanol circulando nos canais externos à câmara:

$$h_{c,i+1} = \frac{k_c}{D_{h,i+1}} 0.027 Re_{c,i+1}^{0.8} Pr_c^{1/3} \left[\frac{\mu_c}{\mu_s} \right]^{-0.14} \quad (3.54)$$

onde k_c e Pr_c são a condutividade térmica e o número de Prandtl do etanol, respectivamente. Para este projeto, assume-se como unitário o valor da fração entre μ_c (viscosidade cinemática do etanol na temperatura do centro dos canais de resfriamento, aqui tomada como constante) e μ_s (viscosidade cinemática do etanol na temperatura da superfície dos canais de resfriamento, aqui aproximada para ser igual a μ_c):

$$\frac{\mu_c}{\mu_s} \approx 1 \quad (3.55)$$

- **6.** Agora alguns parâmetros geométricos importantes devem ser calculados. O primeiro deles é a Área Total exposta ao fluido refrigerante, ou seja, o etanol, a cada estação i da discretização da câmara:

$$A_{t,i+1} = N A_{f,i} + L_i (2\pi r_{2,i} - N t_i) \quad (3.56)$$

onde $A_{f,i}$, L_i , $r_{2,i}$ e t_i são, respectivamente, e para cada estação i , a área exposta de cada aleta separando os canais de resfriamento, o comprimento da seção discretizada da câmara de combustão, o raio até a lado externo da parede de cobre (base dos canais de resfriamento) e a espessura das aletas.

- **7.** Segue o cálculo do Parâmetro de Aleta a cada estação i :

$$m_{i+1} = \sqrt{\frac{2h_{c,i+1}}{k_f t_i}} \quad (3.57)$$

onde k_f é a condutividade térmica do material das aletas entre os canais de resfriamento.

- **8.** Com o Parâmetro de Aleta poderemos obter a Eficiência de Aleta a cada estação i :

$$\eta_{f,i+1} = \frac{\tanh(m_{i+1} L_{c,i})}{m_{i+1} L_{c,i}} \quad (3.58)$$

onde L_c é a altura de cada aleta, aqui tomada como constante.

- **9.** Com os valores de eficiência por aleta, por sua vez, conseguimos calcular a Eficiência do Conjunto de Aletas na estação $i + 1$:

$$\eta_{0,i+1} = 1 - \frac{NA_{f,i}}{A_{t,i+1}}(1 - \eta_{f,i+1}) \quad (3.59)$$

- **10.** Com todas as entradas necessárias já determinadas, o próximo passo é calcular as resistências térmicas, a começar pela resistência térmica dos gases gerados na combustão dentro da câmara a cada estação i :

$$R_{g,i+1} = \frac{1}{2\pi r_{1,i} L_i h_{g,i+1}} \quad (3.60)$$

onde $r_{1,i}$ é o raio até o lado interno da parede de cobre.

- **11.** Segue a expressão para obtenção da resistência térmica da parede de cobre na estação i :

$$R_{w,i+1} = \frac{\ln\left(\frac{r_{2,i}}{r_{1,i}}\right)}{2\pi L_i k_w} \quad (3.61)$$

onde $k_w = k_f$, visto que as aletas e a parede interna da câmara de combustão são feitos do mesmo material, ou seja, cobre, e portanto têm a mesma condutividade térmica.

- **12.** Por fim, é definida a resistência térmica do fluido refrigerante, etanol, para cada estação i :

$$R_{c,i+1} = \frac{1}{h_{c,i+1} \eta_{0,i+1} A_{t,i+1}} \quad (3.62)$$

- **13.** É necessário um ajuste antes de finalizar os cálculos: os gases gerados pela combustão dentro da câmara chegam a velocidades supersônicas, e como na parede há uma desaceleração brusca com a formação de uma camada limite, ocorre ali aumento de entalpia e consequentemente de temperatura. Esse cenário é bastante significativo na seção divergente do bocal e assim é utilizada a seguinte expressão, que fornece a real temperatura dos gases imediatamente adjacentes à parede interna da câmara de combustão:

$$T_{aw,i+1} = T_0 \left[\frac{1 + Pr_0^{1/3} \frac{(\gamma_i - 1)}{2} M_i^2}{1 + \frac{(\gamma_i - 1)}{2} M_i^2} \right] \quad (3.63)$$

- **14.** Finalmente poderemos determinar o calor transferido ao longo da parede da câmara de combustão a cada estação i mediante a seguinte expressão própria do modelo de resistências térmicas aqui adotado:

$$q_{i+1} = \frac{(T_{aw,i+1} - T_{c,i})}{(R_{g,i+1} + R_{w,i+1} + R_{c,i+1})} \quad (3.64)$$

onde $T_{c,i}$ é a temperatura do fluido refrigerante, ou seja, etanol, a cada estação i .

- **15.** Com o calor trocado já conhecido poderemos obter a temperatura do etanol usado como fluido refrigerante a cada estação i :

$$T_{c,i+1} = \frac{q_{i+1}}{\dot{m}_c c_{p,i}} + T_{c,i} \quad (3.65)$$

- **16.** Também através do conhecimento do calor trocado a cada estação i é possível reorganizar a expressão da resistência térmica da parte interna da parede de cobre para encontrar a temperatura correspondente:

$$q_{i+1} = \frac{(T_{aw,i+1} - T_{wg,i+1})}{R_{g,i+1}} \quad (3.66)$$

$$T_{wg,i+1} = T_{aw,i+1} - q_{i+1} R_{g,i+1} \quad (3.67)$$

- **17.** Da mesma forma que no passo anterior, sabendo o calor transferido podemos reorganizar uma expressão de resistência térmica para determinar a temperatura da parte externa da parede de cobre a cada estação:

$$q_i = \frac{(T_{aw,i+1} - T_{wc,i+1})}{(R_{g,i+1} + R_{w,i+1})} \quad (3.68)$$

$$T_{wc,i+1} = T_{aw,i+1} - q_{i+1}(R_{g,i+1} + R_{w,i+1}) \quad (3.69)$$

- **18.** Agora, com os novos valores de temperatura, é possível passar à estação $i + 2$ e reiniciar todos os passos aqui apresentados.

Importante ressaltar que, para dar início à rotina computacional, chutes iniciais de temperatura para os lados interno e externo da parede de cobre devem ser feitos. Foram escolhidos os valores de 300 K e 500 K, respectivamente, mas por grandes intervalos essas entradas têm influência irrisória no resultado dos cálculos, e (Foltran; Blavier, 2018) apenas recomenda temperatura uma temperatura 100 graus mais quente para o lado interno da parede, ou seja, aquele em contato com os gases gerados na combustão.

3.4.3 Resultados Finais e Impactos no Projeto do Motor

Ao fim de cada iteração foram verificados os vetores de valores de temperatura do etanol e da parede de cobre (externa e internamente) a cada estação da discretização da câmara de combustão. Nessas verificações o foco esteve em analisar se o cobre chegava à temperatura de derretimento ($1085\text{ }^{\circ}\text{C}$, ou 1358 K) e se o etanol evaporaria em seu ponto de ebulição (por volta de $78\text{ }^{\circ}\text{C}$, ou 351 K , para etanol de baixa hidratação). Logo ficou claro que seria desafiador atingir esses objetivos, e quatro soluções principais foram sendo encontradas: reduzir a temperatura de entrada do etanol, aumentar a espessura da parede de cobre, reduzir a altura dos canais de resfriamento, e reduzir a extensão da câmara de combustão sob refrigeração regenerativa. Ainda sobre este último ponto, foram notadas temperaturas da combustão, na seção divergente do bocal, abaixo do ponto de fusão de metais refratários como o Nióbio ($2477\text{ }^{\circ}\text{C}$, ou 2750 K). As propriedades necessárias da combustão, tanto as propriedades de estagnação quanto as propriedades a cada estação da câmara discretizada, foram coletadas em simulações adicionais no NASA CEA com múltiplas razões entre área de saída e área da garganta.

Chegou-se à conclusão de que o etanol hidratado 95.6%, que tem um ponto de fusão próximo de $-100\text{ }^{\circ}\text{C}$ (aproximadamente 173 K) e comportamento azeotrópico, se introduzido nos canais de resfriamento a beira do congelamento (175 K) num ponto da seção divergente do bocal cerca de 14 milímetros depois da garganta (o que corresponde a cerca de 17% do comprimento da seção divergente) conseguiria absorver o calor da câmara conduzido por uma parede espessa de cobre (chegando a 2 centímetros em alguns pontos) ao ponto de chegar nos injetores do cabeçote já numa temperatura próxima de 348 K ($75\text{ }^{\circ}\text{C}$), ou seja, a beira da ebulição. Tal situação limítrofe foi a possível de ser alcançada para garantir o resfriamento da câmara de combustão sem que a parede de cobre derretesse, embora ela se aproxime disso, com temperatura máxima em alguns pontos de 1173 K ($900\text{ }^{\circ}\text{C}$). E trouxe a dificuldade de lidar com etanol em condições criogênicas, passando por todo uma refrigeração prévia na própria bancada de testes.

Segue abaixo um gráfico com as curvas de temperatura de etanol (T_e) e dos lados interno e externo da parede de cobre (T_{wg} e T_{wc} , respectivamente). Importante entender que o sentido das estações, começando na seção divergente do bocal, passando pela garganta e a seção convergente até chegar no cabeçote, é da direita para a esquerda:

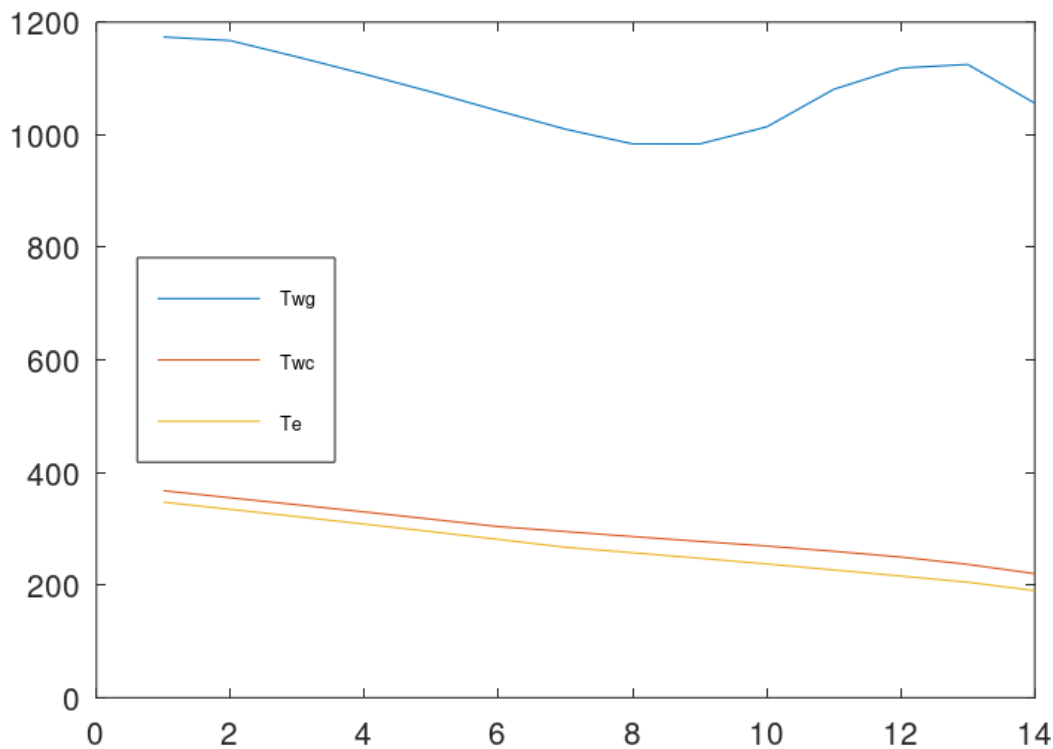


Figura 21 – Temperaturas das paredes interna e externa da câmara de combustão e do fluido refrigerante (etanol) ao longo das estações em que a câmara foi discretizada.

Como se pode notar, há dois picos de temperatura para o lado interno da parede de Cobre, sendo um perto da garganta e outro já perto do cabeçote. O lado externo, por sua vez, se mantém ligeiramente mais quente do que o etanol enquanto o acompanha num ritmo relativamente lento e constante de crescimento de temperatura.

Importante ressaltar que há várias incertezas no modelo aqui trazido, como por exemplo na geometria da garganta, e na premissa de que as propriedades do etanol não variem enquanto ele se aquece, entre outras. Certamente, em aplicações reais, o modelo teria de ser apoiado e aperfeiçoado através de resultados de atividades experimentais. De qualquer modo, fica claro como uma forma adicional de refrigeração seria importante. Normalmente, assim como proposto por (Filho, 2021), e em aplicações reais como no míssil V2 ou no motor de foguete F1 (Sutton, 2006), com etanol ou outros propelentes é comum o emprego de refrigeração por filme, a qual dependeria de uma configuração favorável de injetores. Mas houve pouco espaço na câmara de combustão deste projeto para inserção de mais injetores dedicados apenas à formação de um filme. Esse pequeno tamanho da câmara de combustão se deve em grande medida à elevada pressão escolhida.

Para fins de projeto mecânico, a câmara de combustão foi dividida em duas peças

principais, sendo uma a peça maior, de cobre, abrangendo as seções cilíndrica e convergente o começo da seção divergente, ou seja, toda a extensão sob refrigeração regenerativa:

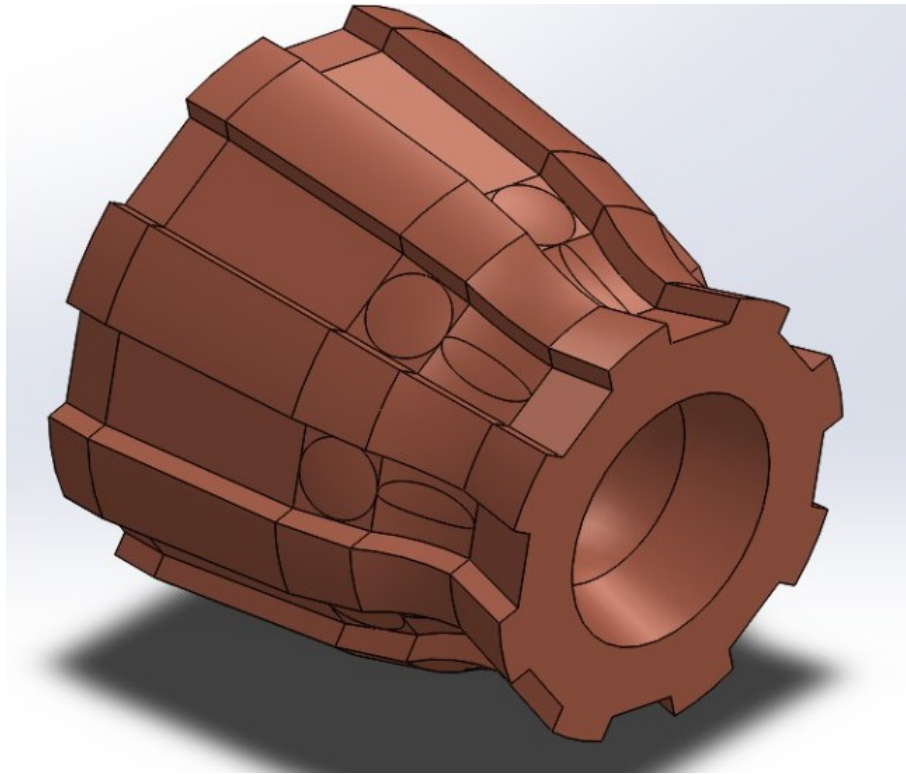


Figura 22 – Peça Maior da Câmara de Combustão, de Cobre e com 8 canais de resfriamento de espessura variável para percorrer o etanol.

É possível observar na figura 22 os canais de refrigeração criados através de aletas de cobre no lado externo da parede da câmara de combustão.

O restante da seção divergente, como mencionado, seria composto de um metal refratário, no caso o nióbio, o qual proporciona refrigeração por irradiação (literalmente com o metal brilhando) sob temperaturas altas, mas menos altas do que aquelas atingidas na área sob refrigeração regenerativa.

Assim, o design mais simples da peça de nióbio compondo a maior parte da seção divergente do bocal é apresentado abaixo:

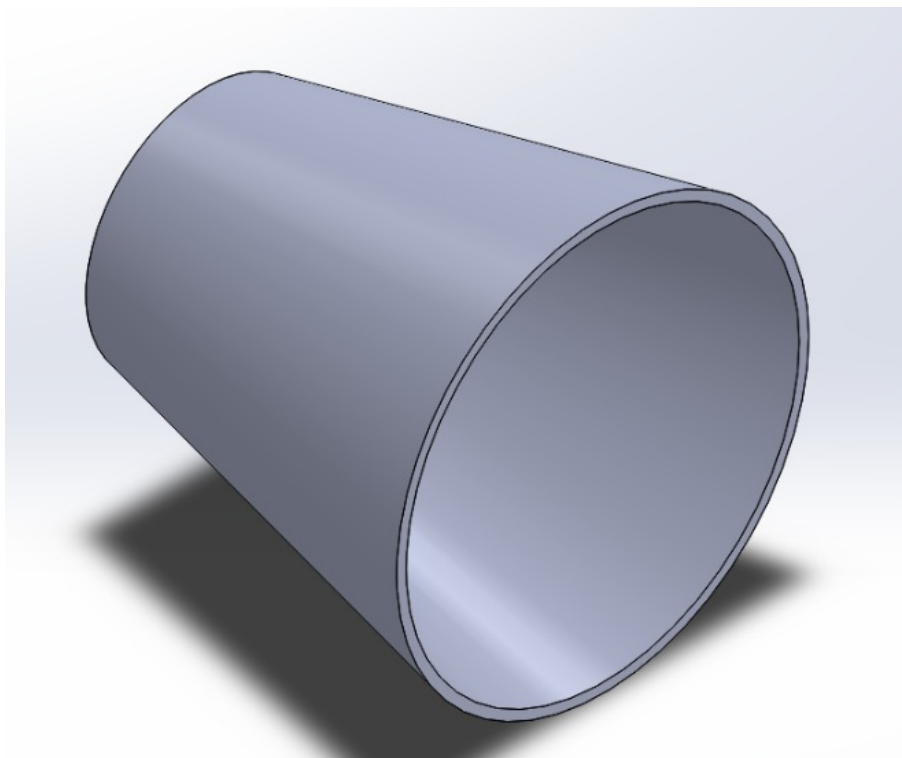


Figura 23 – Peça de Nióbio correspondendo à maior parte da Seção Divergente do Bocal.

As dimensões da peça maior de cobre exibida na figura 22 têm diferenças pequenas em relação ao que de fato foi calculado para modelar o sistema de refrigeração e para dimensionar a própria câmara de combustão na seção 3.2. Os desenhos técnicos mecânicos dessa peça e da seção divergente do bocal podem ser encontrados no apêndice B.

Seguem vistas adicionais do motor demonstrando a montagem até o momento, com a seção divergente do bocal feita de nióbio, a peça maior da câmara de combustão feita de cobre e os injetores de aço inoxidável:

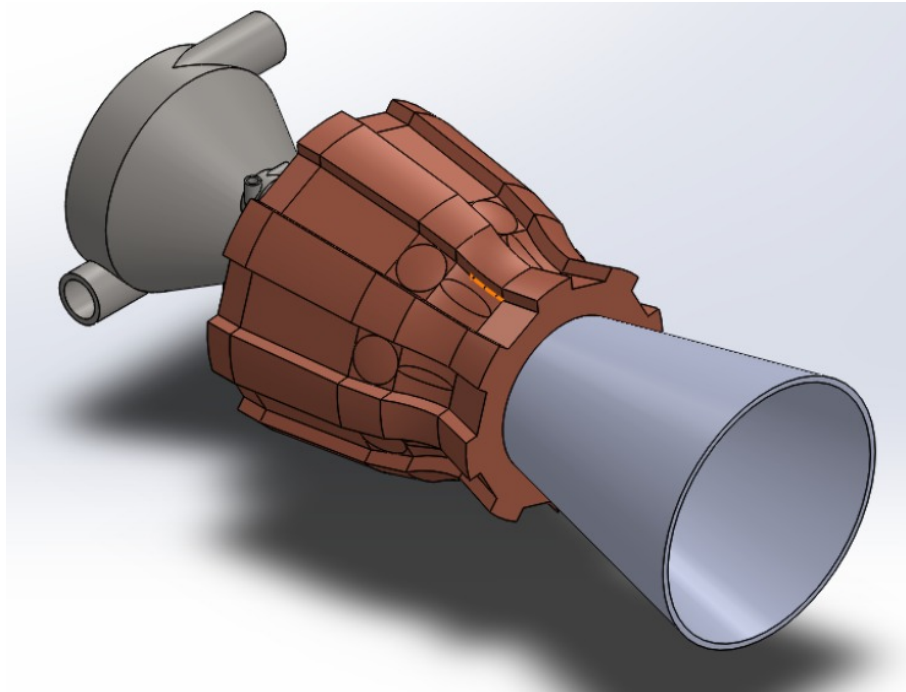


Figura 24 – Vista Isométrica da Montagem do Motor com Bocal, Câmara de Combustão e Injetores.

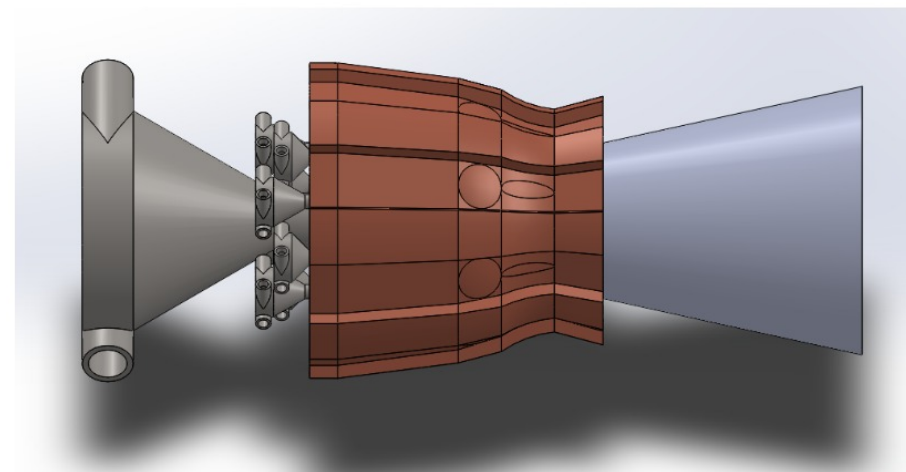


Figura 25 – Vista de Perfil da Montagem do Motor com Bocal, Câmara de Combustão e Injetores.

3.5 Espessura da Parede Externa da Câmara de Combustão

Foi incluída no projeto uma parede externa de liga de Inconel 625, caracterizada pela grande resistência sob temperaturas elevadas e frequente aplicação na área espacial. Essa parede externa tem, assim, uma condutividade térmica muito menor do que a do Cobre utilizado na parede interna e nas aletas de resfriamento (aproximadamente $10 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K})$ para o Inconel contra cerca de $400 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K})$ para o Cobre, na temperatura

ambiente). Isso permite a aproximação de superfície adiabática recobrindo os canais de resfriamento que foi utilizada na seção 3.4.

A principal função da parede externa de Inconel 625 seria, entretanto, a de resistir aos esforços de tração gerados pela pressão na câmara de combustão. Com base nos variados valores de tensão limite de escoamento S_y encontrados para o Inconel 625, foi definida uma média de 500 MPa. Agora poderemos utilizar a equação 3.70 para determinar a espessura $t_{w,ex}$ que a parede de Inconel 625 precisa ter para suportar a tração a que está submetida:

$$t_{w,ex} = \frac{P_0 D_k}{2S_y} \quad (3.70)$$

A espessura determinada é de cerca de 1.5 milímetro. Aplicando uma margem de segurança 2, foi implementada uma parede externa de Inconel 625 de 3 milímetros de espessura, conforme se observa nas figuras a seguir:

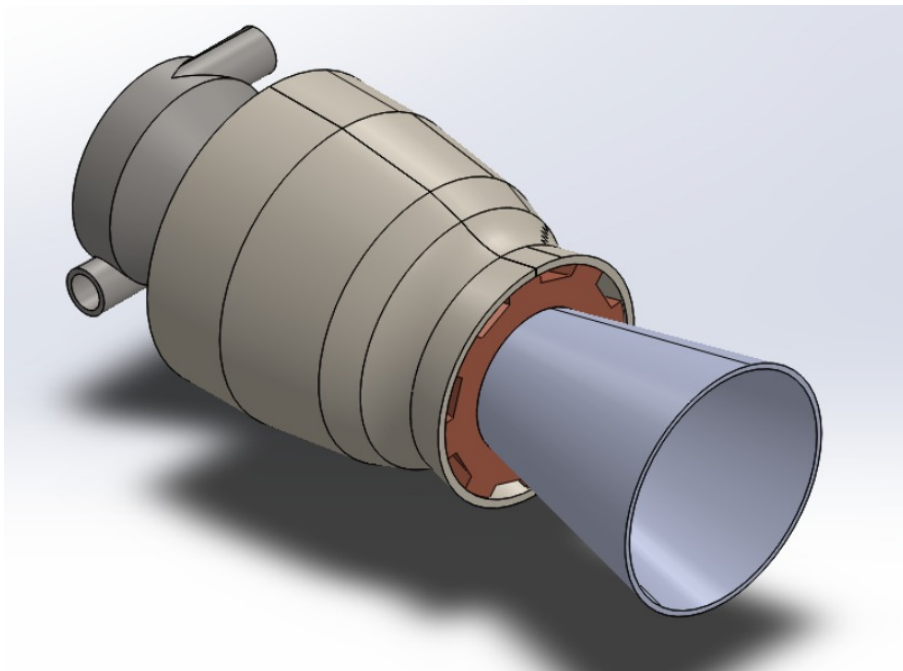


Figura 26 – Vista do motor exibindo a parede externa de Inconel 625.

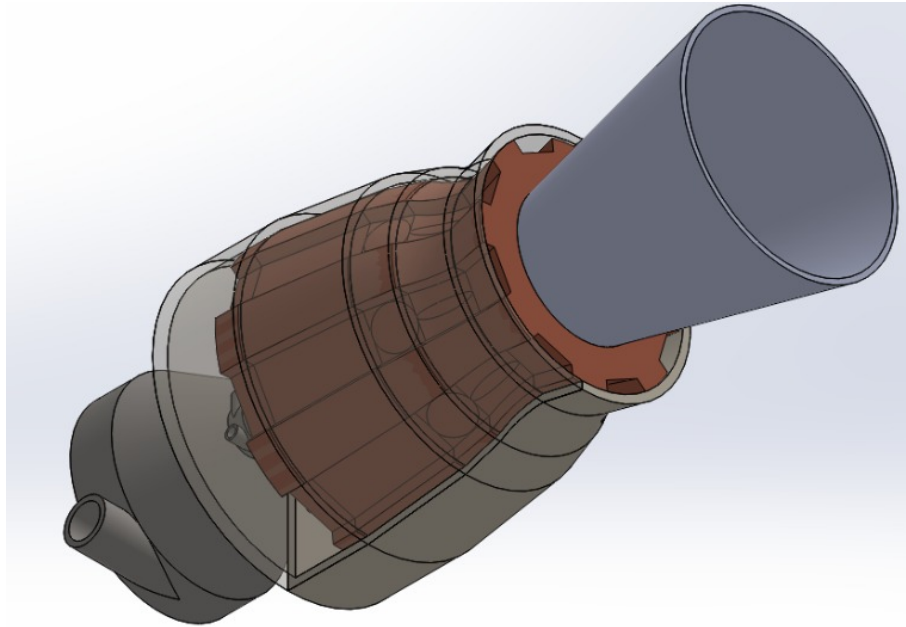


Figura 27 – Vista do motor exibindo a parede externa de Inconel 625 com transparência parcial para ressaltar os canais de resfriamento.

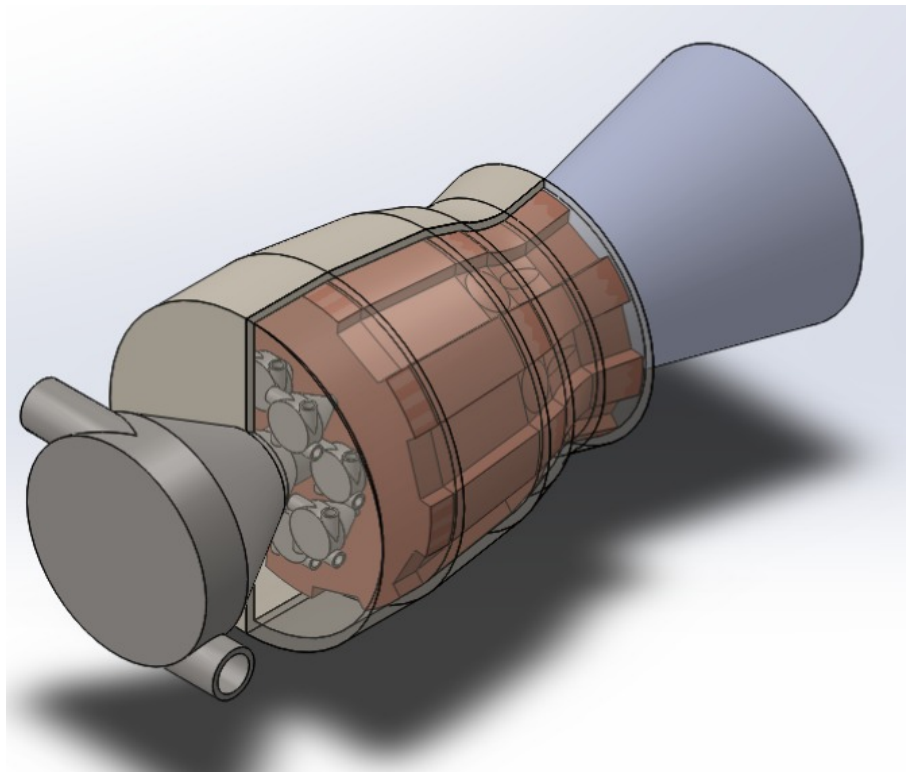


Figura 28 – Vista do motor exibindo a parede externa de Inconel 625 com transparência parcial para ressaltar os canais de resfriamento e os injetores de etanol no cabeçote.

Como se pode notar a parede externa de Inconel 625 comporia também o cabeçote

contendo os injetores de etanol. Um grande desafio técnico seria a fixação dessa parede externa. A princípio, pode-se supor soldagem ou brasagem para fixação com o injetor de LOX, com as aletas dos canais de resfriamento e com um duto toroidal trazendo o etanol para o início dos canais de resfriamento. Propõe-se, também, que sejam no mínimo duas as peças constituindo essa parede externa, e uma delas está em vista de transparência parcial nas figuras 27 e 28.

Os desenhos técnicos mecânicos de uma das peças da parede externa da câmara de combustão e da montagem completa do motor podem ser verificados no B.

4 PROJETO DA BANCADA DE TESTES

4.1 Requisitos e Revisão Bibliográfica

O Projeto da Bancada de Testes destina-se ao desenvolvimento de todo o aparato necessário para fornecer ao motor os propelentes nas condições certas de temperatura, pressão e vazão, bem como garantir o efetivo controle e operação de testes estáticos.

A fim de atingir este objetivo, a Bancada de Testes conta com circuitos contendo não só os propelentes etanol e oxigênio líquido, como também os respectivos fluidos pressurizantes, ou seja, nitrogênio e hélio. Os fluidos pressurizantes são utilizados para mover os propelentes de seus tanques em direção ao motor, e assim operam em pressão bastante elevada. O motivo de se utilizar hélio para a pressurização do oxigênio líquido diz respeito à sua temperatura de condensação muito mais baixa, evitando o risco de formação de mistura líquida que seria causado pelo uso de nitrogênio.

Algumas premissas foram adotadas na execução do projeto, incluindo sistemas e operações visando segurança e autosuficiência energética em caso de falha. Há mecanismos variados de alívio de pressão e de purga para evitar explosões.

Um sistema de controle em malha fechada foi proposto, com constante realimentação através de vários sensores de temperatura, pressão e vazão ao longo dos circuitos envolvidos.

A metodologia adotada tem como base o projeto (Exploration; Space, 2016), uma bancada de testes proposta por estudantes da Universidade da Califórnia em San Diego com apoio de um programa da NASA, o *Rocket Propulsion Testing*.

4.2 Sistema Básico de Abastecimento (SBA)

Na condução do Projeto da Bancada de Testes foi implementada uma estratégia modular centralizada no que foi chamado de **Sistema Básico de Abastecimento**, ou **SBA**. O SBA é a unidade mais elementar de fluxo de cada fluido utilizado na operação do motor dentro de cada circuito, e os circuitos, por sua vez, são os sistemas pelos quais os propelentes (etanol e LOX) são transportados corretamente ao motor.

Na figura a seguir encontra-se uma visão esquemática da Bancada de Testes, na forma de um *Pipe and Instrumentation Diagram*, ou P&ID.

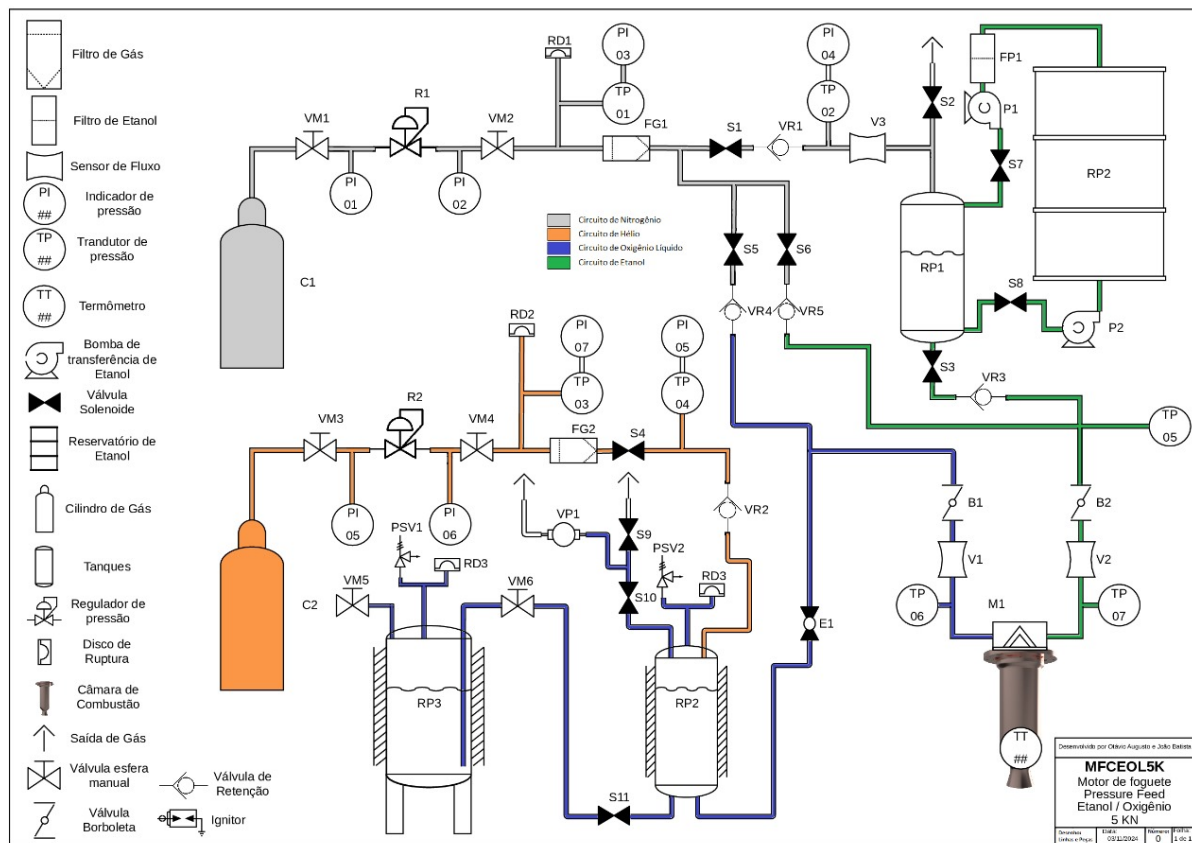


Figura 29 – Pipe and Instrumentation Diagram da Bancada de Testes do Motor Foguete.

Cada SBA tem fluido circulando em linhas de 1 polegada, sendo o material preferível o aço inoxidável, e havendo isolamento térmico no caso dos fluidos em temperaturas criogênicas. Ao longo dessas linhas se encontrariam três tipos principais de elementos:

- 1. Armazenamento:** Reservatório onde o fluido, seja propelente ou gás pressurizante, fica estocado até o uso. Em outras palavras, os tanques utilizados no projeto. Dentre esses tanques, estão presentes no projeto da bancada o cilindro de nitrogênio “C1”, o cilindro de hélio “C2”, os reservatórios de propelente etanol “RP1” e “RP2” e os reservatórios de oxigênio líquido “RP3” e “RP4”. Particularmente no caso dos reservatórios de “RP1”, “RP2” e “RP3” precisaria haver algum tipo de isolamento térmico para garantir a manutenção das temperaturas de operação muito baixas dos propelentes. Tipicamente esse isolamento envolve o uso de materiais como perlita. Pensando na execução de testes estáticos de 10 segundos de duração, conforme os objetivos do projeto descritos na seção 1.2, e trabalhando com as vazões de propelentes calculadas no fim do capítulo 2, teríamos a necessidade de conter, nos tanques “RP1” e “RP2”, respectivamente, ao menos 8.054 kg de etanol e 12.082 kg de oxigênio líquido. Pela elevada pressão dos tanques de fluidos pressurizantes,

os gases nitrogênio e hélio, na faixa de centenas de atmosferas, espera-se garantir estabilidade de operação ao menos durante os 10 segundos de cada teste.



Figura 30 – Cilindro Industrial de Nitrogênio Tipo T (2631 psig, 235 Ø, 1425 mm, 61 Kg em Tara, 50L). Fonte: (Cilindro..., b)



Figura 31 – Cilindro de Hélio Balloon 50L, 1,59cmA x 23cmL x 58Kg, 7,8 metros cúbicos, 200 bar). Fonte: (Cilindro..., a)

- **2. Controle de Pressão:** É muito importante garantir que os propelentes cheguem na câmara de combustão na pressão certa e também é essencial evitar riscos na

operação como vazamentos e explosões. O Controle de Pressão, nos diferentes SBAs dos dois circuitos utilizados, é garantido através de três tipos de componentes: Regulares de Pressão, Bombas Hidráulicas, Válvulas de Alívio de Pressão e Discos de Ruptura, designados no projeto da Bancada de Testes pelas siglas “R”, “P”, “PSV” e “RD”, respectivamente.



Figura 32 – Regulador de Pressão R2322, apropriado para faixas de operação de 77 atm para pressão de saída e 242 atm para pressão de entrada. Fonte: (Pressure... ,)



Figura 33 – Disco de Ruptura RD1000, para pressões de explosão de 1000 psi, ou seja, 69 atm. Fonte: (Rupture... ,)

- **3. Controle de Fluxo:** Durante a operação do sistema é necessário garantir com precisão a sequência de ativações e desativações dos fluxos dos propelentes e gases pressurizantes. Aqui também, assim como no controle de pressão, o objetivo inclui evitar acidentes como vazamentos e explosões. Os possíveis elementos utilizados no Controle de Fluxo dos SBAs são cinco: Válvulas Manuais, Válvulas Solenóides, Válvulas Esféricas, Válvulas Retentoras de Fluxo e Válvulas Borboletas, e as siglas referentes a esses elementos são, respectivamente, “VM”, “S”, “E”, “VR” e “B”.



Figura 34 – Válvula Manual Esfera e Tripartida BWR51015CF5. Fonte: (Válvula. . . , b)



Figura 35 – Válvula Solenóide GNC de alta pressão 5000 psi ASCO™ 291. Fonte: (Válvula. . . , d)



Figura 36 – Válvula Esfera Tri. 3 Vias L Pr 1" 316 Com Atuador Elétrico. Fonte: (Válvula. . . , a)



Figura 37 – Válvula Retentora Sextavada Em Linha S20a1 - 1 Bsp. Fonte: (Válvula. . . , c)

Elementos adicionais na composição dos SBAs incluem:

- **Instrumentação:** Várias formas de instrumentação, seja para verificação visual ou até mesmo para fornecer entradas ao sistema de controle, foram adicionadas ao sistema. A instrumentação inclui Indicadores de Pressão, Transdutores de Pressão, Termômetros, e Sensores de Fluxo (Tubos de Venturi), os quais serão indicados pelas siglas “PI”, “TP”, “TT” e “V”, respectivamente.



Figura 38 – Indicador de Pressão: Manômetro Inox 63 mm Vertical 1/4 Glicerina 350 Bar.
Fonte: (Manômetro. . . ,)



Figura 39 – Transdutor de pressão, 0 a 5000psi, 4 a 20mA. Fonte: (Transdutor...,)



Figura 40 – Termômetro Termopar Sensor K Medição Temperatura -100 1250°C M8 50mm. Fonte: (Termopar...,)



Figura 41 – Sensor de Fluxo Venturi. Fonte: (Venturi...,)

- **Filtragem:** Fundamental para a eliminação de impurezas dos fluidos utilizados na Bancada de Testes, envolveria os filtros designados pelas siglas “FG1”, “FG2” e “FP1”.



Figura 42 – Filtro de Combustível Inox. Fonte: (Filtro... ,)

4.3 Procedimentos Operacionais

Segue uma lista de Procedimentos Operacionais proposta para a realização de testes com o motor de foguete através da bancada de testes descrita na subseção anterior. Importante sempre conferir as siglas mencionadas no esquema da figura 29.

- **1. Etapa de Validação:** Primeiro, é necessário verificar se a Bancada de Testes está em condições de ser utilizada na operação de testes estáticos. É esse o objetivo da Etapa de Validação, que tem como pré-requisito ser realizada com o sistema **completamente despressurizado e a princípio sem qualquer tipo de carga elétrica**. A Etapa de Validação incluir os seguintes passos:
 - 1. Inspeção visual a fim de determinar se há algum componente quebrado ou comprometido.
 - 2. Acionamento da fonte de alimentação e aferição da tensão.
 - 3. Teste de ativação individual dos componentes de controle:
 - * 1. Teste individual dos solenoides.
 - * 2. Teste de ativação da válvula esfera.
 - * 3. Teste de atuação das válvulas borboletas.

* 4. Teste das células de carga.

- 4. Teste de acionamento de todos os solenoides simultaneamente para avaliar a estabilidade do sistema de energia.

• **2. Etapa de Inicialização da Bancada de Testes:**

- 1. Acomplamento do motor à fixação na bancada e à célula de carga.
- 2. Inserção de termopares (“TT”) no motor.
- 3. Acomplamento do cilindro de Nitrogênio ao sistema.
- 4. Acomplamentos do cilindro de Hélio ao sistema.
- 5. Abertura parcial da VM1 e aferição da pressão no PI01.
- 6. Calibração no regulador de pressão R1 para a pressão de trabalho desejada, com verificação no PI02.
- 7. Abertura parcial da VM3 e aferição da pressão no PI05.
- 8. Calibração no regulador de pressão R2 para a pressão de trabalho desejada, com verificação no PI06.
- 9. Abertura total de VM1 e VM3.
- 10. Abertura parcial da VM2 e aferição da pressão no PI03 e no TP01.
- 11. Abertura parcial da VM4 e aferição da pressão no PI07 e no TP03.
- 12. Abertura total de VM2 e VM4.
- 13. Abastecimento do suprimento de etanol no reservatório RP2.
- 14. Abastecimento do suprimento de oxigênio líquido no reservatório RP3.

• **3. Etapa de Carregamento da Bancada de Testes:**

- 1. Tarefa de Carga de Etanol:
 - * 1. Abertura de S2 e S7.
 - * 2. Ativação da refrigeração da linha de etanol.
 - * 3. Acionamento da P1 para deslocar etanol de RP2 para RP1.
 - * 4. Fim do carregamento quando a massa desejada de etanol para o teste estiver sendo indicada pela célula de carga acoplada ao reservatório RP1.
 - * 5. Fechamento de S2, S7 e P1.
- 2. Tarefa de Carga de Oxigênio Líquido:
 - * 1. Abertura de S10 e S11.
 - * 2. Abertura total da VM6.
 - * 3. Ativação de VP1. O oxigênio líquido começará a se deslocar de RP3 para RP2.

- * 4. Fim do carregamento quando a massa desejada de oxigênio líquido para o teste estiver sendo indicada pela célula de carga acomodada ao reservatório RP2.
 - * 5. Fechamento de S10, S11 e VP1.
- **4. Etapa de Pressurização da Bancada de Testes:**
 - 1. Abertura de S1 e aferição de pressão em TP02 e PI04. O reservatório RP1 de etanol estará pressurizado com gás nitrogênio.
 - 2. Abertura de S4 e aferição de pressão em TP04 e PI05. O reservatório RP2 de LOX estará pressurizado com hélio.
 - **5. Etapa de Ignição da Bancada de Testes:**
 - 1. Acionamento de E1 e aferição da pressão em TP06.
 - 2. Abertura de S3 e aferição da pressão em TP07.
 - 3. Ignição do motor.
 - **6. Etapa de Extinção da Combustão no Motor**
 - 1. Fechamento de S1, S4, E1 e S3.
 - 2. Abertura de S5 e S6 para purga com gás inerte (nitrogênio) até a extinção da combustão no motor.
 - **Etapa de Desativação da Bancada de Testes:**
 - 1. Abertura de S2, S9 e S10 para despressurização dos reservatórios dos propelentes.
 - 2. Em caso de massa ainda presente em RP1, abertura de S8 e acionamento da bomba P2 para envio do etanol remanescente ao reservatório maior, RP2.
 - 3. Fechamento de S2, S8, S9 e S10.

5 CONCLUSÃO

Foi proposto o projeto de um motor de foguete de 5 kN de empuxo movido a etanol e oxigênio líquido, bem como a bancada de testes estáticos para suportá-lo.

Para possibilitar o projeto do motor, foi conduzida uma primeira etapa dedicada a parâmetros globais, sobretudo pressão e razão de mistura.

O projeto da câmara de combustão foi marcado por medidas reduzidas, de poucos centímetros. A seção divergente do bocal aproximada para um formato cônico pode trazer algum nível de perda de desempenho não calculada neste trabalho.

Em seguida foi efetuado o projeto dos injetores, sendo um maior de oxigênio líquido com duas entradas e oito menores de etanol com quatro entradas para serem posicionados ao redor, no cabeçote da câmara de combustão. Foi proposta a fabricação desses injetores em liga de aço inoxidável 304.

O sistema de refrigeração foi abordado logo depois. Adotou-se refrigeração regenerativa para a maior parte da câmara e combustão, com etanol percorrendo oito canais no lado externo da parede interna desta, constituída de cobre, um material com boa condutividade térmica. Este etanol entraria a beira do congelamento e sairia desses canais quase na ebulição. E para um segmento da seção divergente do bocal foi proposta a refrigeração por irradiação de metal refratário, no caso Nióbio, capaz de resistir a elevadas temperaturas.

Para resistir aos esforços de tração sobre a estrutura e fornecer uma superfície quase adiabática sobre os canais de refrigeração foi proposta uma parede externa de Inconel 625, cuja espessura foi calculada.

A busca por referências bibliográficas, inclusive por motores de foguete com aplicações reais em veículos lançadores, deixou claro como a pressão de câmara de combustão escolhida no projeto, ou seja, 30 atm, foi excessivamente alta. Inclusive esse valor de pressão, através da equação 3.1, causou um diâmetro da câmara de combustão muito reduzido, o que depois dificultaria o projeto de injetores, havendo pouco espaço para colocá-los.

Assim, o projeto de injetores não pôde ser direcionado facilmente para uma configuração que permitisse a implementação de uma refrigeração por filme. Em (Filho, 2021), essa refrigeração por filme é introduzida mediante uma distribuição de injetores que, de modo simples, permite o cálculo de variadas razões de mistura no núcleo e na periferia do motor, periferia essa onde injetores de jato garantem uma razão de mistura mais rica em combustível.

Num quadro geral, aliás, a razão de mistura obtida, e exibida na tabela de parâme-

tros gerais, 1, pode ser considerada baixa para a média em aplicações reais de motores de foguete.

Nessas condições, foi proposto um sistema de refrigeração regenerativa por etanol que depende deste ser inserido em condições de quase congelamento nos canais para chegar aos injetores a beira da ebulição, como se evidencia no gráfico da figura 21. Essas condições limítrofes implicariam em todo um sistema de resfriamento prévio, incluso na bancada de testes, como se observa na figura 29. Esse é um cenário que poderia ser evitado simplesmente por ter uma câmara de combustão de diâmetro maior, permitindo o emprego de mais injetores e, assim, de injetores a jato de etanol na periferia da câmara de combustão, proporcionando uma refrigeração por filme adicional para reduzir a temperatura e auxiliar a refrigeração regenerativa nesse objetivo.

Diante do exposto, recomenda-se em projetos posteriores o uso de uma pressão menor, visando uma câmara de combustão maior, e assim incluir, além da refrigeração regenerativa e irradiativa, a refrigeração por filme, com uma distribuição de injetores mais complexa, e nesse processo buscar uma razão de mistura mais elevada no núcleo da câmara de combustão, proporcionando assim parâmetros de desempenho superiores. Para além disso, outros combustíveis, para além do etanol, como o metano, o querosene e o hidrogênio líquido, podem valer mais a pena, com parâmetros de desempenho mais elevados.

O projeto da bancada de testes, por sua vez, é um ponto forte do projeto, que serve de referência para trabalhos posteriores mais aprofundados na literatura brasileira. Foi elaborado um P&ID detalhado, com elementos pensando na segurança para os testes estáticos, foi prescrita uma sequência de procedimentos operacionais e foi proposto um sistema de controle relativamente simples.

REFERÊNCIAS

- CILINDRO de Gás Hélio 50 Litros 7.8 m³ Nacional Mat. Accessed on December 20th, 2024. Disponível em: https://www.oxigasgases.com.br/cilindro-gas-helio-50-litros-7-8-m3-nacional-mat?srsltid=AfmBOornw8AjPC6yItzFRP3_ZnfVAUkiuffIePGuKAGfodwvefKa8Agm.
- CILINDRO Nitrogênio Refrigeração 40l 7m³ Vazio. Accessed on December 20th, 2024. Disponível em: https://produto.mercadolivre.com.br/MLB-2819807350-cilindro-nitrognio-refrigeraco-40l-7m-vazio-_JM.
- EXPLORATION, S. for the; SPACE, D. of. **Colossus Liquid Rocket Engine Static Test Stand Design Proposal**. 2016.
- FILHO, A. P. S. **Projeto de propulsor bipropelente de 200N para aplicação em satélites**. 2021. Disponível em: https://repositorio.ifsc.edu.br/bitstream/handle/123456789/2026/Adriano_Pereira_Silva_Filho_TCCGRAD_2021_TERMO%20DE%20AUTORIZA%c3%87%c3%83O.pdf?sequence=1&isAllowed=y. Acesso em: 4 dec. 2024.
- FILTRO De Combustível Lavável Inox 6an Grande. Accessed on December 20th, 2024. Disponível em: https://www.fglracing.com.br/MLB-3124190686-filtro-de-combustivel-lavavel-inox-6an-grande-_JM.
- FISCHER, G. A. A. **INJETORES CENTRÍFUGOS DUAIS E JATO-CENTRÍFUGOS PARA APLICAÇÃO EM PROPULSÃO DE FOGUETES**. 2014. Dissertação (Mestrado) — Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE, 2014.
- FOLTRAN, A.; BLAVIER, J. Artigo original numerical model of heat transfer in a regeneratively cooled rocket engine. *In: 1o Congresso Aeroespacial Brasileiro – Edição Especial Plêiade*. [S.l.: s.n.], 2018.
- KESSAEV, J. **Theory and Calculation of Liquid Propellant Engines**. [S.l.], 1997.
- MANÔMETRO Inox 63mm Vertical 1/4 Glicerina 350 Bar 5000 Psi. Accessed on December 20th, 2024. Disponível em: https://produto.mercadolivre.com.br/MLB-3334900677-manmetro-inox-63mm-vertical-14-glicerina-350-bar-5000-psi-_JM?matt_tool=30024720&matt_word=&matt_source=google&matt_campaign_id=14302215585&matt_ad_group_id=157102248363&matt_match_type=&matt_network=g&matt_device=c&matt_creative=686778910011&matt_keyword=&matt_ad_position=&matt_ad_type=pla&matt_merchant_id=686693711&matt_product_id=MLB3334900677&matt_product_partition_id=1985503511994&matt_target_id=aud-1966919989813:pla-1985503511994&cc_src=google_ads&cc_cmp=14302215585&cc_net=g&cc_plt=gp&cc_med=pla&gad_source=1&gclid=Cj0KCQjwvpy5BhDTARIsAHSilymZnGRlP9lwD2b3QL9ehdi5Nkh8TYF8t-CeZAv_tIcMbeD3HfCwz8EaAi6JEALw_wcB.
- PRESSURE Regulators with High Pressure, High Flow Rate. Accessed on December 20th, 2024. Disponível em: <https://www.vanaz.com/products/pressure-flow-control-devices/pressure-regulators-with-high-pressure-high-flow-rate.html>.

REZENDE, R. N. **MODELAGEM PARAMÉTRICA DE CÂMARA DE EMPUXO PARA BI-PROPELENTES LÍQUIDOS**. 2016. Tese (Doutorado) — Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2016.

RUPTURE Discs | High Pressure Company. Accessed on December 20th, 2024. Disponível em: <https://www.highpressure.com/products/valves-fittings-tubing/medium-pressure-valves-fittings-and-tubing/rupture-discs/>.

SUTTON, G. P. **History of Liquid Propellant Rocket Engines**. [S.l.: s.n.], 2006.

SUTTON, O. B. G. P. **Rocket Propulsion Elements**. [S.l.: s.n.], 2001.

TERMOPAR Sensor K Medição Temperatura -100 1250°C M8 50mm. Accessed on December 20th, 2024. Disponível em: https://produto.mercadolivre.com.br/MLB-1806736331-termopar-sensor-k-medico-temperatura-1001250c-m8-50mm-_JM.

TRANSDUTOR de pressão, 0 a 5000psi, 4 a 20mA. Accessed on December 20th, 2024. Disponível em: <https://www.amazon.com.br/WestWard-Tools-40TM27-Transdutor-press%C3%A3o/dp/B08FSZ7BN8>.

VENTURI flowmeter - KROHNE Group. Accessed on December 20th, 2024. Disponível em: <https://krohne.com/en/products/flow-measurement/flowmeters/differential-pressure-flowmeters/venturi-flowmeter>.

VÁLVULA Esfera Tri. 3 Vias L Pr 1" 316 Com Atuador Elétrico. Accessed on December 20th, 2024. Disponível em: https://produto.mercadolivre.com.br/MLB-1656396336-valvula-esfera-tri-3-vias-l-pr-1-316-com-atuador-eletrico-_JM.

VÁLVULA Esfera, Tripartida, Passagem Plena, Dn 1/2 3000psi. Accessed on December 20th, 2024. Disponível em: https://produto.mercadolivre.com.br/MLB-3402051779-valvula-esfera-tripartida-passagem-plena-dn-12-3000psi-_JM#position%3D4%26search_layout%3Dstack%26type%3Ditem%26tracking_id%3D72378ec5-5688-4c17-a82c-97c2db26e01c.

VÁLVULA Hidráulica Retenção Sextavada Em Linha S20a1 - 1 Bsp. Accessed on December 20th, 2024. Disponível em: https://produto.mercadolivre.com.br/MLB-2011193801-valvula-hidraulica-retenco-sextavada-em-linha-s20a1-1-bsp-_JM.

VÁLVULA solenoide GNC de alta pressão 5000 psi ASCO 291. Accessed on December 20th, 2024. Disponível em: <https://www.emerson.com/pt-br/catalog/asco-291-pt-br>.

VÁSQUEZ, R. A. **DESENVOLVIMENTO DE UM INJETOR CENTRÍFUGO DUAL PARA BIOCOMBUSTÍVEIS LÍQUIDOS**. 2011. Dissertação (Mestrado) — Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE, 2011.

APÊNDICES

APÊNDICE A – ROTINA COMPUTACIONAL EM MATLAB

```

1  %%%%%%%%%% ENTRADAS %%%%%%%%%%
2
3  % Parametros Globais
4
5  E = 5000;          % Empuxo em N
6  Pc = 3*10^6;      % Pressao da c m ara em Pa
7  rm = 1.5;         % Razao de mistura
8
9  % Parametros do NASA CEA para a Camara de Combustao
10
11 T_c = 3240.37; % Temperatura da Camara de Combustao em K
12
13 % Parametros do NASA CEA para a Garganta do Bocal
14
15 T_g = 2946.73; % Temperatura da Garganta do Bocal em K
16
17 % Parametros do NASA CEA para a Saida do Bocal
18
19 T_s = 1802.48;      % Temmperatura da Saida do Bocal em K
20 Cf_s = 1.4744;      % Coeficiente de Empuxo
21 Isp_s = 2483.1;     % Impulso Especifico em m/s
22 re_s = 4.7583;      % Razao de Expansao
23 Cstar_s = 1684.2;   % Velocidade Caracteristica em m/s
24
25 % Par metros dos Propelentes
26
27 rho_c = 798.15;      % Densidade do combustivel em kg/m^3
28 rho_o = 1141.0;      % Densidade do oxidante em kg/m^3
29 vd_e = 1.05*10^(-3); % Viscosidade Dinamica do combustivel
    em N*s/m^2
30 vk_e = vd_e/rho_c;   % Viscosidade Cinematica do
    combustivel em (m^2)/s
31 k_e = 1.84*10^(-1);  % Condutividade Termica do
    combustivel em W/(m*K)
32 cp_e = 2.641*10^3;   % Calor Especifico do combustivel J
    /(kg*K)

```

```

33 Pr_e = vd_e*cp_e/k_e;      % Numero de Prandtl do combustivel
34 Te0 = 175;                  % Temperatura inicial do combustivel
    em K
35 vd_o = 1.953*10^-4;        % Viscosidade Dinamica do oxidante em
    N*s/m^2
36 vk_o = vd_o/rho_o;         % Viscosidade Cinematica do oxidante
    (m^2)/s
37 mp = E/Isp_s;              % Vaz o Massica total em kg/s
38 mpc = mp/(1+rm);           % Vaz o Massica de combustivel em kg
    /s
39 mpo = mp - mpc;            % Vaz o Massica de oxidante em kg/s
40
41 %%%%%%%%%%% CAMARA DE COMBUSTAO %%%%%%%%%%%
42
43 % Garganta do Bocal
44
45 dbg = 2*sqrt(E/(Pc*Cf_s*pi)); % Diametro da Garganta do
    Bocal em m
46 abg = pi*(dbg^2)/4;        % Area da Garganta do Bocal em
    m
47 dbs = dbg*sqrt(re_s);      % Diametro da Sa da do Bocal
    em m
48
49 % Dimensionamento da C mara
50
51 A = 713;                    % Parametro A em (kg^0.5)*(
    s^-1)*(m^0.5)
52 Lstar = A/sqrt(10*Pc);      % Comprimento
    Caracteristico em m
53 Vk = Lstar*abg;            % Volume da Camara em m^3
54 C = 63500;                  % Parametro C em (kg*0.5)*(
    s^-1)
55 Abarra = C/sqrt(10000*Pc*dbg); % Parametro Abarra
56 Dk = dbg*sqrt(Abarra);      % Diametro interno da
    Camara em m
57 Ak = pi*(Dk^2)/4;          % Area Interna da Se ao
    Transversal da Camara em m^2
58 Rr = 0.1*(Pc/(10^6)) + 1;  % Razao de Raios
59 Lconv = 0.5*dbg*sqrt(((2+Rr*sqrt(Abarra))^2) - (((Rr-1)*sqrt(

```

```

        Abarra)+3)^2)); % Comprimento da Se ao Convergente do
        Bocal em m
60 h = Lconv*(2/(2+Rr*sqrt(Abarra))); % Dimens o h em m
61 H = Lconv*(1-(h/Lconv)); % Dimens o H em m
62 Ybarra = (h/Lconv)*sqrt(Abarra) + (H/Lconv); % Parametro
        Ybarra
63 gama_conv = Ybarra*(dbg/2); % Dimensao gama_conv em m
64 Delta_Vk = abg*Lconv*((2*Abarra+Ybarra^2)*(H/(3*Lconv)))+((
        Ybarra^2)+Ybarra+4)*(h/(6*Lconv))); % Diferen a entre o
        Volume Total e o Volume da Se ao Convergente, em m
65 Lcil = (Vk - Delta_Vk)/Ak; % Comprimento da parte
        cilindrica da C mara em m
66 R2 = Rr*(Dk/2); % Raio R2 em m
67 R1 = (gama_conv+(R2-(Dk/2)))*((H+h)/H)-(dbg/2)-(R2-(Dk/2));
        % Raio R1 em m
68
69 % Se ao Divergente do Bocal
70
71 alfa_b = 15; % ngulo
        alfa da Se ao Divergente do Bocal, em graus
72 Ldiv = ((dbs/2)-(dbg/2))/tan(deg2rad(alfa_b)); %
        Comprimento da Se o Divergente do Bocal
73 Lt = Lcil + Lconv + Ldiv; %
        Comprimento Total da Camara de Combustao
74
75 %%%%%%%%% PROJETO DOS INJETORES %%%%%%%%%
76
77 Delta_P = Pc*0.2;
78 ne_o = 2;
79 ne_e = 4;
80
81 alfa_o = 90; % Angulo do Cone de Spray de Oxidante, em graus
82 y = fsolve(@(x)design_injector(x,alfa_o),[0.1 1 0.5 0.9]); %
        Gerando mi, K, Epsilon e S para Fluido Ideal
83
84 ds_o = sqrt((4*mpo)/(pi*y(1)*sqrt(2*rho_o*Delta_P))); %
        Diametro do Orificio de Saida em m
85 rs_o = ds_o/2; % Raio do Orificio da Saida em m
86 R_o = 2*ds_o; % Raio do Centro do Injetor at o Centro dos

```

```

    Orificios Tangenciais em m
87 de_o = sqrt((2*R_o*ds_o)/(ne_o*y(2))); % Diametro dos
    Orificios de Entrada em m
88 re_o = de_o/2; % Raio dos Orificios de Entrada em m
89 Dc_o = 2*R_o + de_o; % Diametro da Camara de Vortice em m
90 lc_o = 0.002+de_o; % Comprimento da Camara de Vrtice em m
91 le_o = 2*de_o; % Comprimento dos Orificios de Entrada em m
92 ls_o = ds_o/2; % Comprimento do Orificio de Saida em m
93 Re_o = (4*mpo)/(pi*vd_o*de_o*sqrt(ne_o)); % Numero de
    Reynolds
94 lambda_o = 10^((25.8/((log10(Re_o))^2.58))-2); % Coeficiente
    de Atrito
95 K_o_2 = (R_o*rs_o)/((ne_o*re_o^2)+(lambda_o/2)*R_o*(R_o-rs_o)
    ); % Parametro Geom trico Corrigido
96 epsilon_o = y(3); % Coeficiente de Preenchimento para Fluido
    Ideal
97 epsilon_o_2 = fsolve(@(epsilon_o)epsilon_corrigido(epsilon_o,
    K_o_2),epsilon_o); % Coeficiente de Preenchimento
    Corrigido
98 C_o = R_o/rs_o; % Coeficiente de Abertura
99 qsi_o = (1/y(2))+(lambda_o/2)*C_o; % Coeficiente de Perda
    Hidr ulica
100 delta_o = (lambda_o/qsi_o^2)*((1/qsi_o)*(1-(1/C_o))+lambda_o
    *(((y(2)^2)/2)-(1/(2*qsi_o-lambda_o)^2)+(y(2)/qsi_o)-(2/(
    qsi_o*(2*qsi_o-lambda_o)))+(3/(2*qsi_o^2))*log(((2*qsi_o-
    lambda_o)*y(2)*C_o)/2))); % Coeficiente de Perda de
    Energia
101 mi_o_2 = 1/sqrt(((K_o_2^2)/(1-epsilon_o_2))+(1/epsilon_o_2^2)
    +delta_o+(lambda_o*(y(2)/C_o))); % Coeficiente de Descarga
    Corrigido
102 S_o_2 = 1 - epsilon_o_2^2; % Raio Adimensional do Vortice
    de Gas Corrigido
103 alfa_o_2 = (360/pi)*atan((2*mi_o_2*K_o_2)/sqrt(((1+S_o_2)^2)
    -4*((mi_o_2)^2)*((K_o_2)^2)));
104 mpo_2 = mi_o_2*pi*(rs_o^2)*sqrt(2*rho_o*Delta_P); % Vazao
    Massica de LOX Corrigida, em kg/s
105 ds_o_2 = sqrt((4*mpo_2)/(pi*mi_o_2*sqrt(2*rho_o*Delta_P))); %
    Diametro do Orificio de Saida Corrigido, em m
106 rs_o_2 = ds_o_2/2; % Raio do Orificio da Saida Corrigido, em

```

```

    m
107 R_o_2 = 2*ds_o_2 % Raio do Centro do Injetor ate o Centro dos
    Orificios Tangenciais Corrigido, em m
108 de_o_2 = (((2*R_o_2*ds_o_2)/(ne_o*K_o_2))^0.5)/(0.9^0.5); %
    Diametro dos Orificios de Entrada Corrigido e com Fator de
    Contra ao, em m
109 re_o_2 = de_o_2/2; % Raio dos Orificios de Entrada Corrigido
    , em m
110 Dc_o_2 = 2*R_o_2 + de_o_2; % Diametro da Camara de Vortice
    Corrigido, em m
111 lc_o_2 = 0.002+de_o_2; % Comprimento da Camara de Vortice
    Corrigido, em m
112 le_o_2 = 2*de_o_2; % Comprimento dos Orificios de Entrada
    Corrigido, em m
113 ls_o_2 = ds_o_2/2; % Comprimento do Orificio de Saida
    Corrigido, em m
114
115 alfa_c = 60; % Angulo do Cone de Spray de Combust vel, em
    graus
116 y = fsolve(@(x)design_injector(x,alfa_c),[0.1 1 0.5 0.9]); %
    Gerando mi, K, Epsilon e S para Fluido Ideal
117
118 ds_c = sqrt((4*mpc/8)/(pi*y(1)*sqrt(2*rho_c*Delta_P))); %
    Diametro do Orificio de Saida, em m
119 rs_c = ds_c/2; % Raio do Orificio da Saida, em m
120 R_c = 2*ds_c; % Raio do Centro do Injetor at o Centro dos
    Orificios Tangenciais, em m
121 de_c = sqrt((2*R_c*ds_c)/(ne_e*y(2))); % Diametro dos
    Orificios de Entrada, em m
122 re_c = de_c/2; % Raio dos Orificios de Entrada, em m
123 Dc_c = 2*R_c + de_c; % Diametro da Camara de Vortice, em m
124 lc_c = 0.002+de_c; % Comprimento da Camara de Vortice, em m
125 le_c = 2*de_c; % Comprimento dos Orificios de Entrada, em m
126 ls_c = ds_c/2; % Comprimento do Orificio de Saida, em m
127 Re_c = (4*mpc/8)/(pi*vd_e*de_c*sqrt(ne_e)); % Numero de
    Reynolds
128 lambda_c = 10^((25.8/((log10(Re_c))^2.58))-2); % Coeficiente
    de Atrito
129 K_c_2 = (R_c*rs_c)/((ne_e*re_c^2)+(lambda_c/2)*R_c*(R_c-rs_c)

```

```

    ); % Parametro Geometrico Corrigido
130 epsilon_c = y(3); % Coeficiente de Preenchimento para Fluido
    Ideal
131 epsilon_c_2 = fsolve(@(epsilon_c)epsilon_corrigido(epsilon_c,
    K_c_2),epsilon_c); % Coeficiente de Preenchimento
    Corrigido
132 C_c = R_c/rs_c; % Coeficiente de Abertura
133 qsi_c = (1/y(2))+(lambda_c/2)*C_c; % Coeficiente de Perda
    Hidraulica
134 delta_c = (lambda_c/qsi_c^2)*((1/qsi_c)*(1-(1/C_c))+lambda_c
    *(((y(2)^2)/2)-(1/(2*qsi_c-lambda_c)^2)+(y(2)/qsi_c)-(2/(
    qsi_c*(2*qsi_c-lambda_c)))+(3/(2*qsi_c^2))*log(((2*qsi_c-
    lambda_c)*y(2)*C_c)/2))); % Coeficiente de Perda de
    Energia
135 mi_c_2 = 1/sqrt(((K_c_2^2)/(1-epsilon_c_2))+(1/epsilon_c_2^2)
    +delta_c+(lambda_c*(y(2)/C_c))); % Coeficiente de Descarga
    Corrigido
136 S_c_2 = 1 - epsilon_c_2^2; % Raio Adimensional do Vortice
    de Gas Corrigido
137 alfa_c_2 = (360/pi)*atan((2*mi_c_2*K_c_2)/sqrt(((1+S_c_2)^2)
    -4*((mi_c_2)^2)*((K_c_2)^2)));
138 mpc_2 = mi_c_2*pi*(rs_c^2)*sqrt(2*rho_c*Delta_P); % Vazao
    Massica de LOX Corrigida, em kg/s
139 ds_c_2 = sqrt((4*mpc_2)/(pi*mi_c_2*sqrt(2*rho_c*Delta_P))); %
    Diametro do Orificio de Saida Corrigido, em m
140 rs_c_2 = ds_c_2/2; % Raio do Orificio da Saida Corrigido, em
    m
141 R_c_2 = 2*ds_c_2 % Raio do Centro do Injetor at o Centro
    dos Orificios Tangenciais Corrigido, em m
142 de_c_2 = (((2*R_c_2*ds_c_2)/(ne_e*K_c_2))^0.5)/(0.9^0.5); %
    Diametro dos Orificios de Entrada Corrigido e com Fator de
    Contra o , em m
143 re_c_2 = de_c_2/2; % Raio dos Orificios de Entrada
    Corrigido, em m
144 Dc_c_2 = 2*R_c_2 + de_c_2; % Diametro da Camara de Vortice
    Corrigido, em m
145 lc_c_2 = 0.002+de_c_2; % Comprimento da Camara de Vortice
    Corrigido, em m
146 le_c_2 = 2*de_c_2; % Comprimento dos Orificios de Entrada

```

```

    Corrigido, em m
147 ls_c_2 = ds_c_2/2; % Comprimento do Orificio de Saida
    Corrigido, em m
148
149 %%%%%%%%%% RESFRIAMENTO TERMICO %%%%%%%%%%%
150
151 nc = 8;    % Numero de Canais de Resfriamento
152
153 ha = 5*10^(-3);    % Altura dos Canais de Resfriamento
154
155 % A seguir, os vetores geometricos de Comprimento (L), Raio
    Interno (ri), Area
156 % Interna (A), Raio ate o Lado Externo da Parede de Cobre (rw
    ), Area de Aletas
157 % Exposta ao Etanol (Aa), Area de Se ao de Canal de
    Resfriamento (Ac) e
158 % Perimetro da Area Molhada a cada esta ao (per. Todas as
    dimensoes em metros.
159
160 L = [0.007678333333333333 0.007678333333333333
    0.007678333333333333 0.007678333333333333
    0.007678333333333333 0.007678333333333333 0.005172 0.005172
    0.005172 0.005172 0.005172 0.005172 0.00696925
    0.00696925];
161 ri = [0.0260245 0.0260245 0.0260245 0.0260245 0.0260245
    0.0260245 0.0260245 0.0256268332519134 0.024404390475413
    0.0222866576923939 0.0204060788549679 0.0193228716896979
    0.018969 0.0208364166666667];
162 A = [0.00212772090860836 0.00212772090860836
    0.00212772090860836 0.00212772090860836
    0.00212772090860836 0.00212772090860836
    0.00212772090860836 0.0020631925398075 0.00187105176536221
    0.00156041371209926 0.00130818448408082
    0.0011729870372953 0.00113041717087053
    0.00136394211537704];
163 rw = [0.0460245 0.0460245 0.0450245 0.0440245 0.0430245
    0.0420245 0.0410245 0.0396268332519134 0.037404390475413
    0.0342866576923939 0.0324060788549679 0.0313228716896979
    0.030969 0.0328364166666667];

```

```
164 ta = [0.0180737788856429 0.0180737788856429
0.0176810798039442 0.0172883807222455 0.0168956816405468
0.016502982558848 0.0161102834771493 0.0155614210286548
0.0146886697911952 0.0134643389903216 0.0127258374078023
0.0123004629487113 0.0127258374078023 0.0128948306712767];
165 Aa = [0.00007678333333333333 0.00007678333333333333
0.00007678333333333333 0.00007678333333333333
0.00007678333333333333 0.00007678333333333333 0.00005172
0.00005172 0.00005172 0.00005172 0.00005172 0.00005172
0.0000696925 0.0000696925];
166 Ac = [0.0000952776329494487 0.0000952776329494487
0.0000933141375409551 0.0000913506421324615
0.0000893871467239679 0.0000874236513154742
0.0000854601559069806 0.0000827158436645083
0.0000783520874772099 0.000072230433472842
0.0000685379255602457 0.0000664110532647907
0.000065716227826873 0.0000693828918776175];
167 per = [0.224590231085143 0.224590231085143 0.221448638431554
0.218307045777964 0.215165453124374 0.212023860470784
0.208882267817195 0.204491368229239 0.197509358329561
0.187714711922573 0.181806699262419 0.178403703589691
0.177291982889022 0.183158645370213];
168
169 % A seguir, alguns vetores de dados gerados pelo NASA Cea,
    incluindo Temperatura
170 % em K por esta ao , Mach por esta ao e Gama por esta ao
171
172 T = [3240.37 3240.37 3240.37 3240.37 3240.37 3240.37 3240.37
    3205.03 3193.01 3166.03 3115.61 3043.4 2946.73 2626.58];
173 Mach = [0 0 0 0 0 0 0 0.334 0.387 0.487 0.635 0.807 1 1.523];
174 gama = [1.1977 1.1977 1.1977 1.1977 1.1977 1.1977 1.1977
    1.1980 1.1981 1.1983 1.1988 1.1995 1.2006 1.2046];
175 Cp_g0 = 2229.8; % Calor Especifico de Estagna ao Camara
    de Combustao, em J/(kg*K)
176 mi_g0 = 0.0010536; % Viscosidade Dinamica de Estagna ao na
    Camara de Combustao em N*s/m^2
177 Pr_g0 = 0.6719; % Numero de Prandtl de Estagnacao na
    Camara de Combustao
178
```

```

179 kw = 4.01*10^2;      % Condutividade Termica do Cobre em W/(m*
    K)
180 Twg0 = 500;          % Temperatura Inicial do Lado Interno da
    Parede de Cobre em K
181 Twg = zeros(1,14);   % Vetor de Temperaturas para o Lado
    Interno da Parede de Cobre em K
182 Twc0 = 300;          % Temperatura Inicial do Lado Externo da
    Parede de Cobre em K
183 Twc = zeros(1,14);   % Vetor de Temperaturas para o Lado
    Externo da Parede de Cobre em K
184 Te = zeros(1,14);    % Vetor de Temperaturas do Etanol
185 sigma = zeros(1,14); % Vetor de Parametros Sigma
186 Dh = zeros(1,14);    % Vetor de Diametro Hidraulico
187 Re = zeros(1,14);    % Vetor de Numero de Reynolds
188 At = zeros(1,14);    % Vetor de Area Total
189 eta = zeros(1,14);   % Vetor de Eficiencia de Conjunto de
    Aletas
190 hg = zeros(1,14);    % Vetor de Coeficientes de Conveccao dos
    Gases da Combustao
191 hc = zeros(1,14);    % Vetor de Coeficientes de Conveccao do
    Etanol
192 Rg = zeros(1,14);    % Vetor de Resistencias Termicas dos Gases
    da Combustao
193 Rw = zeros(1,14);    % Vetor de Resistencias Termicas da Parede
    de Cobre
194 Rc = zeros(1,14);    % Vetor de Resistencias Termicas do Etanol
195 eta_0 = zeros(1,14); % Vetor de Eficiencia de Aleta
196 Taw = zeros(1,14);   % Vetor de Temperatura Adiabatica da
    Parede
197 q = zeros(1,14);    % Vetor de Fluxo de Calor
198
199 for i = 1:1:14
200     sigma(15-i) = (((Twg0/(2*T_c))*(1+((gama(15-i)-1)/2)*Mach
        (15-i)^2)+(1/2))^( -0.68))*((1+((gama(15-i)-1)/2)*Mach
        (15-i)^2)^( -0.12));
201     hg(15-i) = 0.026*((mi_g0/dbg)^0.2)*(Cp_g0/((Pr_g0)^0.6))*((
        Pc/Cstar_s)^0.8)*((abg/A(15-i))^0.9)*sigma(15-i);
202     Dh(15-i) = 4*Ac(15-i)/(per(15-i));
203     Re(15-i) = 4*mpc/(nc*vk_e*per(15-i));

```

```

204     hc(15-i) = (k_e/Dh(15-i))*0.027*(Re(15-i)^0.8)*(Pr_e^(1/3))
        ;
205     At(15-i) = nc*Aa(15-i)+L(15-i)*(2*pi*rw(15-i) - nc*ta(15-i)
        );
206     p_a = sqrt(2*hc(15-i)/(kw*ta(15-i))); % Parametro de Aleta
207     eta_a = tanh(p_a*ha)/(p_a*ha);
208     eta_0(15-i) = 1 - (nc*Aa(15-i)/At(15-i))*(1-eta_a);
209     Rg(15-i) = 1/(2*pi*ri(15-i)*L(15-i)*hg(15-i));
210     Rw(15-i) = log(rw(15-i)/ri(15-i))/(2*pi*L(15-i)*kw);
211     Rc(15-i) = 1/(hc(15-i)*eta_0(15-i)*At(15-i));
212     Taw(15-i) = T_c*((1+(Pr_g0^(1/3))*((gama(15-i)-1)/2)*(Mach
        (15-i)^2))/(1+((gama(15-i)-1)/2)*(Mach(15-i)^2)));
213     q(15-i) = (Taw(15-i)-Te0)/(Rg(15-i)+Rw(15-i)+Rc(15-i));
214     Te(15-i) = (q(15-i)/(mpc*cp_e))+Te0;
215     Te0 = Te(15-i);
216     Twg(15-i) = Taw(15-i)-q(15-i)*Rg(15-i);
217     Twg0 = Twg(15-i);
218     Twc(15-i) = Taw(15-i)-q(15-i)*(Rg(15-i)+Rw(15-i));
219     Twc0 = Twc(15-i);
220 end
221 x = 1:1:14;
222
223
224 plot(x, Twg);
225 hold on
226 plot(x, Twc);
227 hold on
228 plot(x, Te);
229
230 legend({"Twg", "Twc", "Te"}, "location", "west");
231
232 %
        %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
233
234 disp('Projeto da Camara de Combustao (Dimensoes em mm)')
235 disp('
        ')
236 disp('Diametro Interno da Garganta')
237 dbg*1000

```

```
238 disp('Diametro Interno da Saida do Bocal')
239 dbs*1000
240 disp('Diametro Interno da Camara de Combustao')
241 Dk*1000
242 disp('Dimensao h')
243 h*1000
244 disp('Dimensao H')
245 H*1000
246 disp('Raio conv ')
247 gama_conv*1000
248 disp('Raio R1')
249 R1*1000
250 disp('Raio R2')
251 R2*1000
252 disp('Comprimento da Se ao Divergente do Bocal')
253 Ldiv*1000
254 disp('Comprimento da Se ao Convergente do Bocal')
255 Lconv*1000
256 disp('Comprimento da Se ao Cilindrica da Camara de
      Combustao')
257 Lcil*1000
258 disp('Comprimento Total do Motor')
259 Lt*1000
260
261 disp(' ')
262 disp('Injetor de LOX (Dimensoes em mm)')
263 disp(' ')
264 disp('Diametro do Orificio de Entrada')
265 de_o_2*1000
266 disp('Diametro da Camara de Vortice')
267 Dc_o_2*1000
268 disp('Diametro do Orificio de Saida')
269 ds_o_2*1000
270 disp('Raio do Centro da Camara de Vortice ao Eixo do Orificio
      de Entrada')
271 R_o_2*1000
272 disp('Comprimento do Orificio de Entrada')
273 le_o_2*1000
274 disp('Comprimento da Camara de Vortice')
```

```
275 lc_o_2*1000
276 disp('Comprimento do Orificio de Saida')
277 ls_o_2*1000
278 disp('')
279 disp('Injetor de Etanol (Dimensoes em mm)')
280 disp('')
281 disp('Diametro do Orificio de Entrada')
282 de_c_2*1000
283 disp('Diametro da Camara de V rtice')
284 Dc_c_2*1000
285 disp('Diametro do Orificio de Saida')
286 ds_c_2*1000
287 disp('Raio do Centro da Camara de Vortice ao Eixo do Orificio
      de Entrada')
288 R_c_2*1000
289 disp('Comprimento do Orificio de Entrada')
290 le_c_2*1000
291 disp('Comprimento da Camara de Vortice')
292 lc_c_2*1000
293 disp('Comprimento do Orificio de Saida')
294 ls_c_2*1000
```

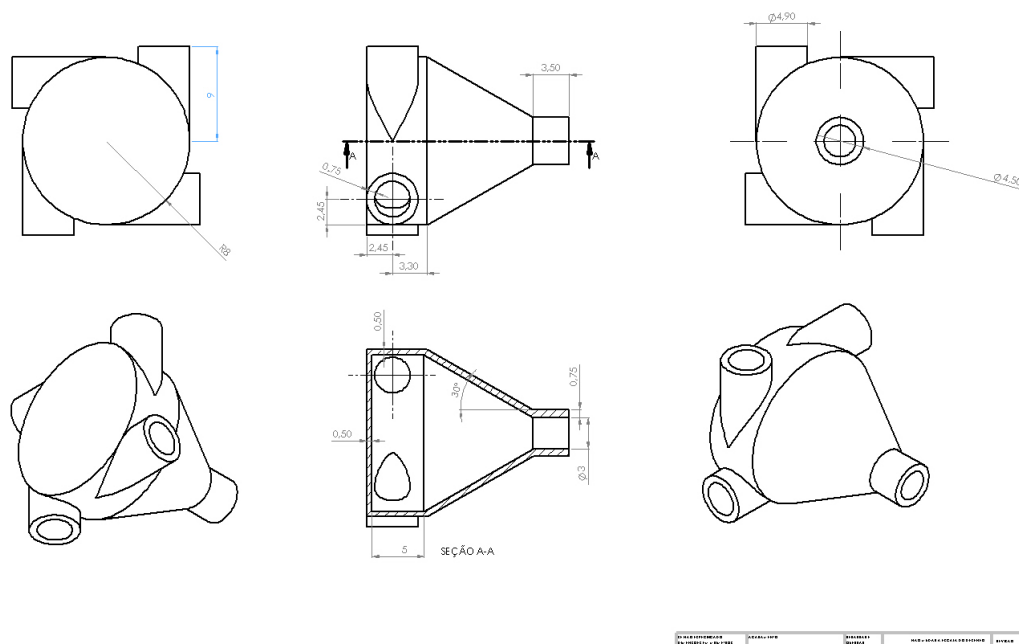



Figura 45 – Injetor de Etanol Longo, de Aço Inoxidável.

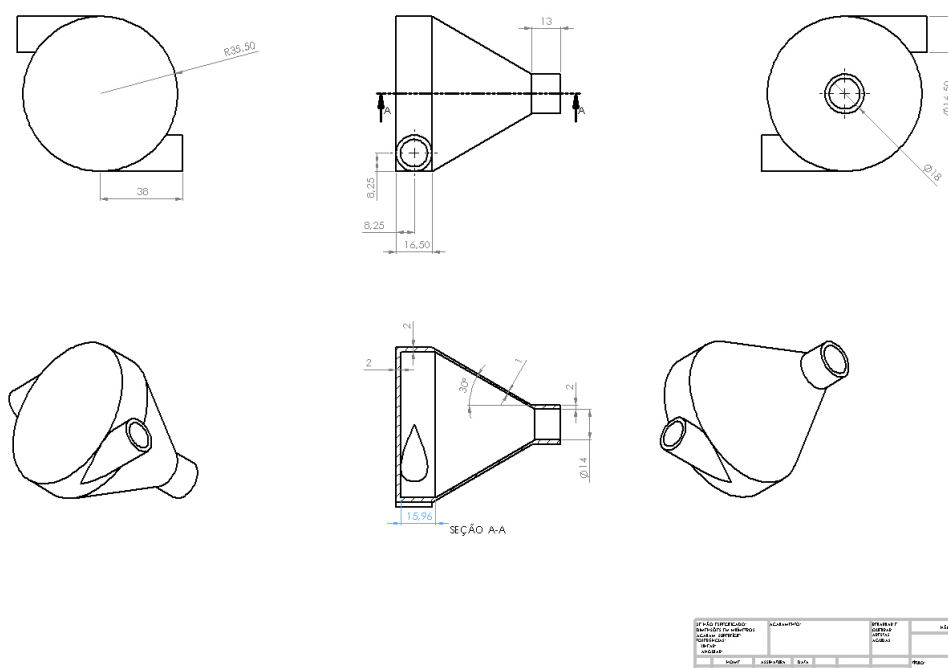


Figura 46 – Injetor de LOX, de Aço Inoxidável.

Technical drawing of a mechanical part, showing multiple views: front, top, side, and isometric. The drawing includes dimensions and a title block.

Dimensions and features:

- Top view: 20.11, 28.59, 15.10, 13.91, 17.14
- Front view: 10.11, 10.11
- Side view: 10.11, 10.11
- Isometric view: 10.11, 10.11

Title block:

NOME DO ALUNO		NOME DO PROFESSOR	
MATRÍCULA		DISCIPLINA	
DATA		FOLHA	
TÍTULO		NÚMERO	
AUTOR		REVISOR	
APROVADO		REPROVADO	
NOTA		SITUAÇÃO	
ASSINATURA		ASSINATURA	
DATA		DATA	

Figura 48 – Peça da Parede Externa da Câmara de Combustão.

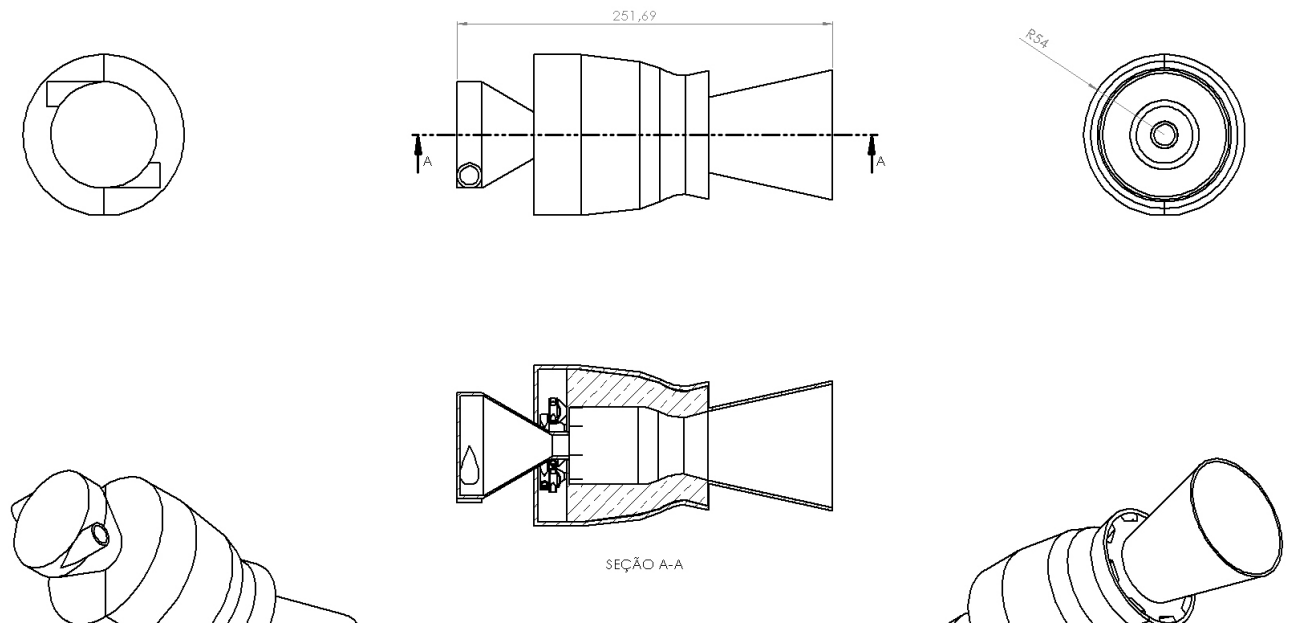


Figura 49 – Montagem Completa.