



INSTITUTO FEDERAL
Santa Catarina

Ministério da Educação
Secretaria de Educação Profissional e Tecnológica
INSTITUTO FEDERAL DE SANTA CATARINA

INSTITUTO FEDERAL DE SANTA CATARINA
CAMPUS LAGES
GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

Alan Lanceloth Rodrigues Silva

Projeto de propulsor monopropelente de baixo empuxo para aplicação em satélites

LAGES
2021

Alan Lanceloth Rodrigues Silva

Projeto de propulsor monopropelente de baixo empuxo para aplicação em satélites

Trabalho Conclusão do Curso de Graduação em Engenharia Mecânica do Instituto Federal de Santa Catarina como requisito para a obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecânica
Orientador: Prof. Roman Ivanovitch Savonov (Dr. Eng.)
Coorientador: Prof. Matheus Fontanelle Pereira (Dr.Eng.)

Lages

2021

Alan Lanceloth Rodrigues Silva

Projeto de propulsor monopropelente de baixo empuxo para aplicação em satélites

Este Trabalho Conclusão de Curso foi julgado adequado para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Mecânica e aprovado em sua forma final pelo Curso de graduação em Engenharia Mecânica

Lages, 31 de março de 2021.

Prof. Matheus Fontanelle Pereira, Dr.
Coordenador do Curso

Banca Examinadora:

Prof Roman Ivanovitch Savonov, Dr
Orientador
Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE

Prof. Matheus Fontanelle Pereira, Dr.
Coorientador
Instituto Federal de Santa Catarina - IFSC

Prof. Fernando Da Silva Osorio, M.Sc.
Avaliador
Instituto Federal de Santa Catarina - IFSC

Este trabalho é dedicado ao meu irmão, meus queridos pais e à ciência.

AGRADECIMENTOS

Agradeço ao meu irmão e minha querida mãe, Avany Rodrigues da Silva, por sempre me apoiarem em tudo que precisei durante minha vida. Sem eles, eu não estaria aqui hoje cursando Engenharia Mecânica. Também agradeço especialmente ao meu irmão, Adriano Pereira Silva Filho por todo apoio que tive dele durante o curso e pesquisas que fizemos juntos.

Agradeço a todos os professores do IFSC que confiaram em mim e me deram oportunidades de pesquisa, monitoria e me ensinaram como ser um cientista e engenheiro. Entre eles, meus sinceros agradecimentos ao Vilson Heck Junior, Matheus Fontanelle Pereira, Rafael Gustavo Schreiber, Rafael Santiago Floriani Pereira, Fernando Da Silva Osorio, Ailton Durigon e Carlos Ramos (do Instituto Politécnico do Porto – IPP).

Aos professores Roman Ivanovitch Savonov (do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE) e Matheus Fontanelle Pereira (do Instituto Federal de Santa Catarina – IFSC), expresso meus sinceros agradecimentos por todo apoio e orientação durante este projeto.

“O maior bem do homem é uma mente inquieta.”

(Isaac Asimov)

RESUMO

O objetivo deste trabalho é projetar um propulsor monopropelente de 5N de empuxo para aplicação em satélites com características similares aos propulsores utilizados pela Plataforma Multimissão na Missão Amazônia 1. O método utilizado para projetar foi através do conjunto de equações apresentados na bibliografia consultada como referência, produzida pela *Rocket Research*. Como resultado, o propulsor de nome TCCAL – 5N, foi projetado e utiliza como propelente a Hidrazina com o catalisador S405 (de Irídio envolto com alumina). Este propulsor utiliza como material de construção o aço inoxidável 347 (AISI 347) e um revestimento interno de Rokide® Z (óxido de zircônia) na câmara de decomposição catalítica.

Palavras-chave: Propulsor. Monopropelente. Hidrazina. Propulsão aeroespacial.

ABSTRACT

The objective of this work is to design a 5N monopropellant propellant for application in satellites with characteristics similar to the thrusters used by the Multimission Platform in the Amazon Mission 1. The method used to design was through the set of equations presented in the consulted bibliography as a reference, produced by Rocket Research. As a result, the thruster named TCCAL - 5N, was designed and uses Hydrazine as a propellant with the catalyst S405 (from Iridium wrapped with alumina). This thruster uses stainless steel 347 (AISI 347) and an internal coating of Rokide® Z (zirconia oxide) as a construction material in the catalytic decomposition chamber.

Keywords: Thruster. Monopropellant. Hydrazine. Aerospace propulsion.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Representação do Sistema de Atitude em verde	18
Figura 2 – Ângulos e Eixos da Esfera Celeste	19
Figura 3 – Configuração de um sistema monopropelente	27
Figura 4 – Diferentes configurações de tanques	28
Figura 5 – Três diferentes conceitos de tanques com expulsão positiva de propelente	29
Figura 6 – Configuração de um propulsor monopropelente.....	30
Figura 7 - Bocal Cônico	32
Figura 8 - Bocal Sino.....	33
Figura 9 – Eficiência de empuxo vs comprimento do bocal de sino.....	35
Figura 10 - Bocal Parabólico.....	36
Figura 11 - θ_n e θ_e como função da razão de expansão.....	36
Figura 12 - Balanço de pressão na câmara de combustão e nas paredes do bocal	41
Figura 13 – Fluxo de gás em um propulsor à propelente líquido na câmara de combustão	44
Figura 14 – Variações da razão de pressão isentrópica e número de Mach com a razão de área de seção em bocais divergente-convergente.	48
Figura 15 – Fluxograma resumido de projeto preliminar de um sistema de propulsão	50
Figura 16 – Propulsor de 0,5 lbf – Vista de seção lateral.....	67
Figura 17 – Fluxograma de funcionamento do código em Matlab, parte 1.	68
Figura 18 – Fluxograma de funcionamento do código em Matlab, parte 2.	69
Figura 19 – Fluxograma de funcionamento do código em Matlab, parte 3.	69
Figura 20 – Fluxograma de funcionamento do código em Matlab, parte 4.	70
Figura 21 – Fluxograma de funcionamento do código em Matlab, parte 5.	70
Figura 22 – Fluxograma de funcionamento do código em Matlab, parte 6.	71
Figura 23 – Fluxograma de funcionamento do código em Matlab, parte 7.	72
Figura 24 – Fluxograma de funcionamento do código em Matlab, parte 8.	73
Figura 25 – Carga total na câmara catalítica.	75
Figura 26 – Variação (queda) de pressão na câmara catalítica.	76

Figura 27 – Temperatura na câmara catalítica.	77
Figura 28 – Fração molar de cada elemento na câmara catalítica.	78
Figura 29 – Fração de dissociação de amônia na câmara catalítica.	78
Figura 30 – Velocidade Característica na câmara catalítica.	79
Figura 31 – Montagem do propulsor: vista isométrica.	81
Figura 32 – Montagem do propulsor: vista explodida	81

LISTA DE QUADROS

Quadro 1 – Aplicações de propulsores monopropelente.....	20
--	----

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Comparação dos catalisadores	24
Tabela 2 - Comparação de Propelentes verdes com a Hidrazina	26
Tabela 3 - Propriedades da Hidrazina	61
Tabela 4 - Propriedades do S405.....	62
Tabela 5 – Comparação de Propulsores monopropelente comerciais	63
Tabela 6 – Parâmetros iniciais de projeto	63
Tabela 7 – Parâmetros iniciais de projeto da tubeira.....	64
Tabela 8 – Classificação dos processos de manufatura aditiva utilizando materiais metálicos.....	65
Tabela 9 – Propriedades químicas e mecânicas do aço inoxidável 347.....	66
Tabela 10 – Resultados da câmara de decomposição catalítica	74
Tabela 11 – Resultados do injetor	79
Tabela 12 – Resultados do bocal convergente-divergente	80

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

ADN Dinitramida de Amônio

AFRL *Air Force Research Laboratory*

AISI *American Iron and Steel Institute*

BOL *Beginning of life*

CAD *Compute Aided Design*

EBM *Electron Beam Melting*

EOL *End of life*

HAN Nitrato de Hidroxilamônio

HTP *High Test Peroxide*

INPE Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais

LENS *Laser Engineered Net Shaping*

LOM *Laminated Object Manufacturing*

NASA Administração Nacional da Aeronáutica e Espaço

NR Norma Regulamentadora

PMM Plataforma Multimissão

PNAE Programa Nacional de Atividades Espaciais

SLM *Selective Laser Melting*

SLS *Sinterização de Laser Seletiva*

TLR *Technology Readiness Levels*

TVC *Thrust-Vector Control*

WAAM Wire and Arc Additive Manufacturing

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	14
1.1	OBJETIVOS	15
1.1.1	Objetivo Geral.....	15
1.1.2	Objetivos Específicos	15
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	16
2.1	PROPULSÃO AEROESPACIAL	16
2.1.1	O que é propulsão aeroespacial?	16
2.1.2	Cenário tecnológico brasileiro	16
2.2	CONTROLE DE ATITUDE EM SATÉLITES	17
2.4	APLICAÇÃO DE PROPULSORES MONOPROPELENTE	19
2.4	PROPELENTE E CATALISADORES.....	22
2.4.1	Monopropelentes e catalisadores usados no mercado atual	22
2.4.2	Novas tendências e propelentes verdes	25
2.5	ELEMENTOS DE UM PROPULSOR MONOPROPELENTE	26
2.5.1	Sistema de pressurização e alimentação	27
2.5.2	Sistema de propulsão e injeção.....	29
2.5.3	Câmara de decomposição catalítica	31
2.5.4	Tubeira (bocal convergente-divergente, bocal De Laval ou <i>nozzle</i>).....	31
2.5.4.1	<i>Bocal de tipo Cônico</i>	<i>32</i>
2.5.4.2	<i>Bocal de tipo Sino.....</i>	<i>33</i>
2.5.4.3	<i>Bocal de tipo Parabólico.....</i>	<i>35</i>
2.6	PROPRIEDADES E PARÂMETROS NO PROJETO DE PROPULSORES	37
2.6.1	Princípio físico de um propulsor, o empuxo.....	37
2.6.2	Propriedades termodinâmicas.....	42
2.6.3	Parâmetros de projeto.....	48

2.6.3	Parâmetros de performance	52
2.7	PROJETO DE UM PROPULSOR MONOPROPELENTE	54
2.7.1	Câmara de decomposição catalítica:.....	54
2.7.2	Injetor:	57
3	MATERIAIS E MÉTODOS	60
3.1	ESCOLHAS INICIAIS E REQUISITOS DO PROJETO	60
3.1.1	Propriedades do propelente.....	61
3.1.2	Propriedades do catalisador	62
3.1.3	Parâmetros iniciais do projeto.....	62
3.1.4	Tipo de tubeira.....	64
3.1.5	Método de fabricação	64
3.1.6	Material de fabricação	65
3.1.7	Configuração	67
3.2	CÁLCULOS DOS PARÂMETROS	68
3.2.1	Câmara de decomposição catalítica.....	68
3.2.2	Injetor e Tubeira.....	71
4	RESULTADOS E DISCUSSÕES.....	72
4.1	RESULTADO DOS CÁLCULOS	73
4.1.1	Câmara de decomposição catalítica.....	73
4.1.2	Injetor	79
4.1.3	Tubeira	80
4.2	DESENHOS EM CAD.....	80
5	CONCLUSÃO.....	82
	REFERÊNCIAS.....	83
	ANEXO A.....	86
	ANEXO B	87

1 INTRODUÇÃO

Sistemas de propulsão monopropelente são considerados mecanismos excelentes para manutenção de órbita e controle de atitude quando comparados a sistemas bipropelentes por conta de sua simplicidade construtiva. Também, devido a capacidade de múltiplos disparos sem a necessidade de ignição no propelente, um sistema monopropelente tem a particularidade de ser ideal para sistemas de controle de atitude.

Em sistemas de controle de atitude, são necessárias ligações múltiplas de pequenos propulsores posicionados de maneira que seja possível controlar tridimensionalmente a movimentação e para corrigir a órbita de um veículo. Um sistema monopropelente quando comparado a um sistema bipropelente é mais confiável devido à redução de componentes necessários para seu funcionamento. O sistema monopropelente opera através de decomposição catalítica, então não há a necessidade de um sistema de ignição para que haja a propulsão [1].

A massa total de um sistema monopropelente também é menor, quando comparada a um sistema bipropelente, devido principalmente a ausência de componentes como a turbo bomba e do tanque de oxidante. A principal desvantagem de um sistema monopropelente é o seu impulso total, que é baixo comparado com um sistema bipropelente. Um sistema bipropelente pode chegar até 7.900.000 N de empuxo enquanto um monopropelente chega até 4500 N de empuxo [1].

O Brasil é o sexto país mais populoso do mundo [2], o quinto país em dimensão territorial, e está entre as dez maiores economias do mundo [3]. O país, tem um destaque especial no uso de tecnologias espaciais especificamente no ramo de telecomunicações, meteorologia e observação devido a sua grande extensão territorial. No Programa Nacional de Atividades Espaciais – PNAE [4], é citado como uma das principais diretrizes estratégias o desenvolvimento intenso de tecnologias críticas ao programa espacial, incentivando a capacitação no setor com maior participação da academia, instituições governamentais de C&T e da indústria.

Para atingir os objetivos citados no PNAE, é necessário o desenvolvimento e domínio nacional de tecnologia de propulsão, o qual é centralizado por institutos de pesquisa (como o Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE, por exemplo) e empresas do ramo como a Fibraforte. Este trabalho propõe uma investigação sobre o projeto de um propulsor

monopropelente para aplicação em satélites, onde será apresentado de maneira simplificada como selecionar, definir e projetar um propulsor.

1.1 OBJETIVOS

1.1.1 Objetivo Geral

Projetar um propulsor monopropelente líquido, de baixo empuxo, para aplicação no controle de atitude de satélites. Este propulsor deve apresentar características semelhantes aos instalados na Plataforma Multimissão (PMM), projetados pela Fibraforte Engenharia Indústria Comércio, presente na Missão Amazonia-1 do programa espacial Brasileiro.

1.1.2 Objetivos Específicos

- Avaliar os propelentes e catalisadores utilizados no mercado;
- Definir o propelente e catalisador que será usado no projeto;
- Calcular a pressão da câmara de decomposição baseado no objetivo central do projeto;
- Calcular os parâmetros da câmara catalítica, do injetor, do catalisador e do propelente;
- Calcular as variáveis de performance do propulsor e de projeto.
- Modelar um propulsor em CAD com um desenho esquemático.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1 PROPULSÃO AEROESPACIAL

2.1.1 O que é propulsão aeroespacial?

De acordo com Sutton [1], propulsão é o ato de mudar o movimento de um corpo em relação a um referencial inercial. Um sistema de propulsão tem como objetivo fornecer a força necessária para mover um corpo em repouso ou de mudar a velocidade de um corpo já em movimento. A propulsão aeroespacial é classificada como propulsão a jato, que é um tipo pela qual a força de reação é transmitida a um veículo através da ejeção de matéria.

A fonte de energia mais utilizada na propulsão aeroespacial é a química, porém, também existem outros tipos de propulsão como propulsão nuclear, propulsão solar, propulsão iônica, vela solar e propulsão fotônica [1]. Dentro da energia química, também podemos separar os sistemas de propulsão em categorias diferentes baseadas no estado do combustível. As principais categorias são “motores de foguetes com propelentes líquidos” sendo dividida em bipropelente e monopropelente, “motores de foguetes com propelentes sólidos” que quando usado junto a propelente líquido é chamado de “motores de foguetes híbridos” e “motores de foguetes com propelentes gasosos” usados com o sistema de pressurização por tanque [1].

Neste trabalho, usaremos a categoria “motores de foguetes com propelentes líquidos” com a variante monopropelente. A configuração monopropelente de um sistema propulsivo geralmente é utilizada com sistemas de pressurização por tanques, e não há combustão do combustível e sim uma decomposição em gases quentes quando apropriadamente catalisado o propelente. A configuração bipropelente geralmente utiliza sistemas alimentados por turbo bomba e geradores de gás para aumentar a eficiência e empuxo, também, são usadas principalmente em veículos lançadores e motores principais devido ao alto empuxo obtido pela configuração [1].

2.1.2 Cenário tecnológico brasileiro

O Brasil possui muitas oportunidades de desenvolvimento tecnológico tanto para satélites quanto para veículos lançadores. O mercado espacial global cresce a uma média anual

de 6% com base no constante surgimento de demandas de aplicações e serviços espaciais. Em 2010, segundo o Programa Nacional de Atividades Espaciais – PNAE [4], este mercado movimentou cerca de U\$ 276,5 bilhões e continua em constante crescimento. Como estratégia nacional, também segundo o PNAE, é objetivo do governo brasileiro entrar neste mercado.

As diretrizes estratégicas [4] do país são:

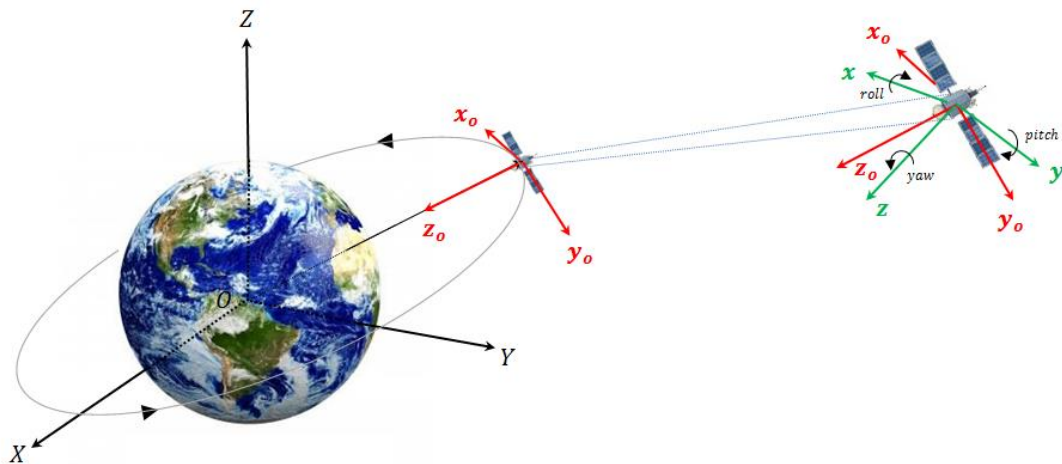
- Consolidação da indústria nacional, aumentar a competitividade e elevar a capacidade de inovação;
- Desenvolver um intenso programa de tecnologias críticas, incentivar a capacitação no setor com maior participação da academia e da indústria;
- Ampliar as parcerias com outros países;
- Estimular o financiamento de programas calcados em parcerias públicas e/ou privadas;
- Promover maior integração do sistema de governança das atividades espaciais no país;
- Aperfeiçoar a legislação para dinamizar as atividades espaciais;
- Fomentar a formação e capacitação de especialistas necessários ao setor espacial brasileiro;
- Promover a conscientização da opinião pública sobre a relevância do estudo.

Como ações prioritárias vale destacar que o Brasil tem como objetivo dominar tecnologias críticas e de acesso restrito, portanto a participação das universidades e indústrias são indispensáveis tanto na produção tecnológica quanto na exploração comercial.

2.2 CONTROLE DE ATITUDE EM SATÉLITES

De acordo com Palmério [6], atitude de um foguete ou satélite é a sua posição angular no espaço, definida pelo conjunto de três ângulos: arfagem, guinada e rolamento (*pitching*, *yawing* e *rolling* respectivamente). Estes ângulos são definidos em relação a um sistema inercial de coordenadas. A atitude é um dos parâmetros que constitui a essência de trajetória. Já o controle de atitude é o conjunto de ações que visam assegurar que o foguete ou satélite tenha a cada instante a atitude prescrita pela trajetória nominal determinada.

Figura 1 – Representação do Sistema de Atitude em verde



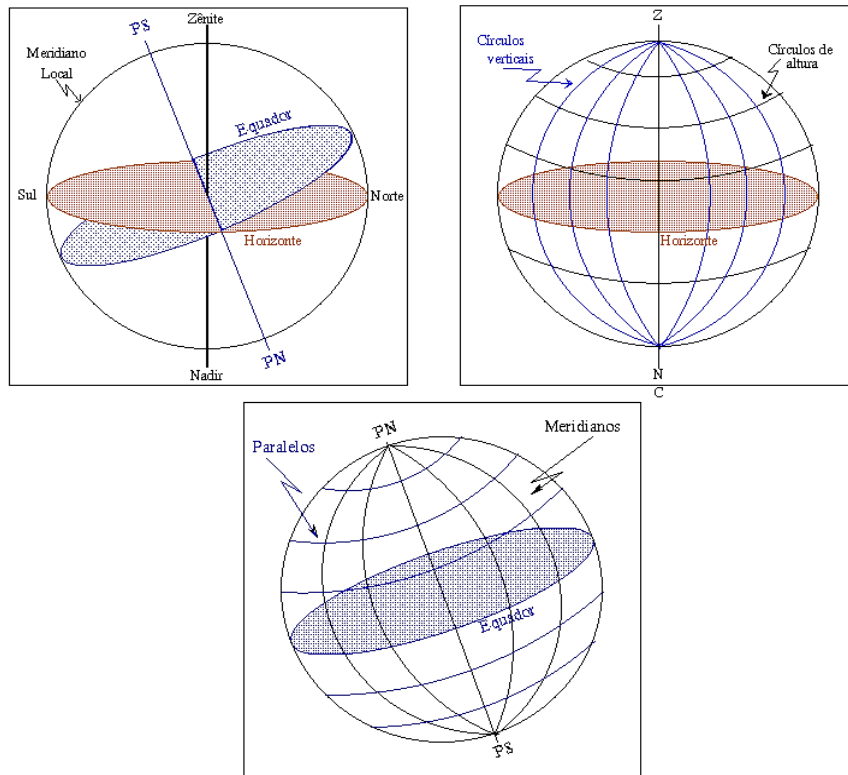
Fonte: Silva W. (2016) [5]

Na Figura 1 temos:

- Origem **O**: centro de massa do corpo.
- Eixo de *roll* em **x**, nominalmente alinhado com **x_o** e define o movimento em torno da direção da velocidade orbital.
- Eixo de *pitch* em **y**, nominalmente alinhado com **y_o** e define o movimento em torno da direção normal à órbita, com sentido oposto ao vetor momento angular orbital.
- Eixo de *yaw* em **z**, nominalmente alinhado com **z_o** e define o movimento em torno da direção radial, sentido Nadir.

Sendo o Zênite, ponto no qual a vertical do lugar (perpendicular ao horizonte) intercepta a esfera celeste, acima da cabeça do observador. A vertical do lugar é definida por um fio a prumo. E Nadir, o ponto diametralmente oposto ao Zênite como podem serem observados na Figura 2.

Figura 2 – Ângulos e Eixos da Esfera Celeste



Fonte: A Esfera Celeste (2010) [7]

2.4 APLICAÇÃO DE PROPULSORES MONOPROPELENTE

Sackheim 1974 [8], diz que a aplicação de propulsores monopropelente está ligada a classe de missões que requerem baixo empuxo e alto ciclo de ignições durante sua vida útil. Um propulsor deste tipo comumente é projetado para missões de monitoramento entre a baixa órbita terrestre e acima da atmosfera, estágios superiores de veículos lançadores, estabilizador de órbita geossíncrona, estabilizadores de três eixos, sondas de experimentos científicos, sistemas de pouso. Tais informações podem ser conferidas no Quadro 1.

Quadro 1 – Aplicações de propulsores monopropelente

Classe de missão da nave espacial	Requisitos típicos do sistema de propulsão auxiliar	Níveis de empuxo típicos [N]	Ciclo de trabalho ou modo de disparo	Programas de voo representativos
Baixa órbita terrestre, monitoramento terrestre e atmosférico superior	Compositor de arrasto, ajuste de órbita; Controle de atitude.	13,3 a 1334,47	Estado estacionário, de poucos segundos a muitos minutos.	ERTS, Explorados Atmosférico, Nimbus, TIROS, etc.
Estágio superior do veículo de lançamento	Controle de atitude, separação de estágios, Variação de velocidade em órbita.	0,445 a 44,5	Modo pulsado: 20 a 200ms. Milhares de disparos.	<i>N-Vehicle</i> e <i>Q-Vehicle</i> (japoneses), <i>MJS-77</i> , <i>Transtage</i> .
Órbita geossíncrona Rotação estabilizada / modo duplo	Correção de erro de injeção; Manutenção / mudança de estação; Controle da velocidade de rotação; Amortecimento ativo da mutação; Controle de precessão.	2,22 a 22,24	Pulsado em frequências mixadas, pequena duração; Estado estacionário de curta duração.	Intelsat I-IV, DSCS II, ATS 3-5, ANIK, WESTAR, NATOSAT, SMS
Estabilizador de três eixos	Correção de erro de injeção; Manutenção / mudança de estação; Controle da velocidade de	0,445 a 22,24	Estado estacionário, de poucos segundos para muitos minutos: pulso de frequência bem baixa, centenas	FltSatCom, <i>Advanced COMSATS</i> , NAVSATS, ATS-6

	rotação em transferência de órbita; Controle de atitude.		de milhares de ciclos, ciclos de frequência variável.	
Órbita baixa da terra, astrofísica de alta energia	Controle de atitude, controle de varredura celeste, apontamento celeste, inicialização.	0,445 a 4,45	Modo pulsado, milhares de frequências baixas, estado estacionário.	HEAO
Sondas científicas interplanetárias	Correção de trajetória, controle de atitude, inserção de órbita	0,445 a 222,4	Estado estacionário, pode durar horas, modo pulsado.	<i>Pioneers,</i> <i>Mariners,</i> <i>Explorers</i>
Lander planetário	Atenuação de velocidade para pousos suaves. Controle de atitude durante a fase descendente.	2669 (atenuação de velocidade) e 22,24 a 35,6 (controle de atitude	Estado estacionário, altamente regulável, centenas de segundos	Viking

Fonte: Adaptado de Sackheim 1974. [8]

2.4 PROPELENTES E CATALISADORES

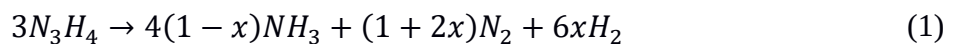
2.4.1 Monopropelentes e catalisadores usados no mercado atual

A Hidrazina, principal opção para combustíveis monopropelente com catalização espontânea tem sido amplamente usada desde 1966 pelo estágio de transição do veículo Martin Marietta Titan I. Depois, com o tempo, grandes companhias americanas projetaram, construíram e testaram propulsores monopropelente de hidrazina para diversos propósitos, tornando o combustível uma opção comercial viável e amplamente utilizada [9].

De acordo com Sutton [1], a hidrazina tem boa capacidade de armazenamento e boa performance quando decomposta por um catalisador sólido; esse catalisador na maioria das vezes precisa ser pré-aquecido para partidas rápidas e/ou para prolongar a sua vida útil. O uso do irídio em uma base de alumina porosa é um ótimo catalisador a temperatura ambiente. Se usarmos uma temperatura elevada no catalisador (em torno de 450K), outros materiais podem decompor a hidrazina, incluindo o ferro, níquel e cobalto.

O funcionamento da decomposição catalítica da hidrazina é descrito em um processo simplificado de duas etapas. Primeiro, a hidrazina (N_2H_4) decompõem em gases de amônia (NH_3) e nitrogênio (N_2); isso causa uma reação altamente exotérmica. Em seguida, a amônia aquecida decompõe ainda mais em nitrogênio e hidrogênio, porém, essa reação é endotérmica. Até este ponto temos uma reação que libera calor e uma reação que absorve calor.

Os passos descritos na reação podem ser escritos de maneira simplificada conforme a Equação 1 logo abaixo:



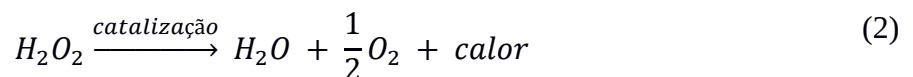
Sendo, x o grau de dissociação de amônia, a qual é uma função do tipo de catalisador, tamanho e geometria; pressão da câmara de combustão; e tempo de permanência no leito catalisador [1].

A Hidrazina geralmente é utilizada com um catalisador chamado S-405 (a produção deste catalisador foi licenciada pela *Aerojet Rocketdyne* em 2003 para uso no mercado americano [10][11]) derivado do antigo Shell 405 (composto de 32% de Irídio envolto de um suporte de alumina Al_2O_3) que foi descontinuado. Outro catalisador que é comumente utilizado com Hidrazina é o H-KC 12 GA (antigo KC 12 GA produzido em 1972 pela empresa Alemã

Kali Chemie Company [11]), que hoje produzido pela companhia Alemã *W.C. Heraeus*. Estes catalisadores são capazes de sobreviver a inúmeros disparos frios (ativações do propulsor sem o uso de aquecimento prévio) sem uma significativa degradação. Em vista do alto custo do Irídio, o uso do Rutênio, que é mais barato tem se tornado uma alternativa promissora. O catalizador ESSO 500, composto de 28% de Rutênio foi uma das alternativas econômicas para substituir o Shell 405, porém, em testes foi identificado uma baixa eficiência em quantidade de disparos a frio [12].

Outro propelente utilizado com frequência como opção comercial é o Peróxido de Hidrogênio, ele pode ser aplicado em ciclos geradores de gás, em configurações bipropelente atuando como oxidante ou como propelente em configurações monopropelente. Quando usado para foguetes, deve estar em uma pureza concentrada entre 70 a 98% e é conhecido como peróxido de alto teste (HTP ou *high-test peroxide*) [1].

Sua decomposição resulta em vapor superaquecido e gases quentes de oxigênio, seguindo reação química apresentada na Equação 2. O Peróxido de Hidrogênio geralmente é utilizado com catalisadores de prata, dióxido de manganês sólido, platina, permanganato líquido, ou ferro [1][13]. O HTP, também, pode ser utilizado como bipropelente com o papel de oxidante em uma mistura com hidrazina, esta mistura é hipergólica (um par hipergólico consiste de dois compostos químicos que entram em ignição espontaneamente e sem a presença de oxigênio) e possui uma queima ótima com querosene.



Abaixo, na Tabela 1, podemos conferir uma comparação dos catalisadores Shell405, S405 e KC12GA citados anteriormente. Na comparação temos os seguintes dados: Diâmetro médio do grão (do catalisador), percentual de massa de Irídio, volume dos micro-furos, área da superfície, área da superfície de irídio, densidade dos grãos de catalisador, distribuição do diâmetro dos grãos do catalisador. Também, na comparação é utilizado 2 tipos de granulação para cada um dos catalisadores, o #14-18 e o #25-30. Este número representa a peneira utilizada para separação dos diâmetros de cada grão.

Todos estes dados partem do estudo [14], o qual foram testados os 3 catalisadores e comparado a sua performance.

Tabela 1 - Comparação dos catalisadores

	S405	S405	Shell 405	Shell 405	KC12GA	KC12GA
	(#14-18)	(#25-30)	(#14-18)	(#25-30)	(#14-18)	(#25-30)
Diâmetro médio [-]	25,5	22,2	15,8	16,5	17,9	17,7
Percentual de massa de Irídio [%]	29,96	30,02	30,8	30,73	30,72	30,76
Volume dos micro-furos [ml/g]	0,160	0,153	0,147	0,144	0,141	0,138
Área da superfície [m²/g]	129	125	116	111	143	149
Área da superfície de Irídio [m²/g]	150	147	160	154	166	181
Densidade dos grãos de catalisador [g/ml]	1,51	1,56	1,52	1,56	1,47	1,5
Distribuição do diâmetro dos grãos do catalisador [%]	Acima: 2,6%	Acima: 2,0%	Acima: 5,8%	Acima: 1,9%	Acima: 0,2%	Acima: 0,2%
	Abaixo: 2,1%	Abaixo: 1,0%	Abaixo: 4,2%	Abaixo: 6,1%	Abaixo: 4,1%	Abaixo: 5,2%

Fonte: Adaptado de Monopropellant thruster firing test using KC12GA catalyst.[14]

2.4.2 Novas tendências e propelentes verdes

Na última década a indústria aeroespacial tem realizados esforços para a produção de combustíveis não-tóxicos e mais estáveis, estes combustíveis vêm sido chamados de propelentes verdes. A manipulação de um combustível tóxico é complexa e demanda custos altos pois, além de fornecer risco a saúde dos trabalhadores, há a necessidade de testes mais rigorosos, além de materiais que sustentem suas propriedades químicas [15].

Os principais propelentes verdes em desenvolvimento hoje são o Nitrato de Hidroxilamônio, conhecido como HAN ($\text{H}_4\text{N}_2\text{O}_4$) e a Dinitramida de Amônio, conhecido como ADN ($\text{H}_4\text{N}_4\text{O}_4$). O Peróxido de Hidrogênio (H_2O_2) também é considerado um propelente verde quando utilizado como monopropelente.

O ADN foi desenvolvido pela União Soviética na década de 70, porém foi mantido como segredo até 1989, quando redescoberto pelos Estados Unidos pela *SRI International*. Em 2000, a Corporação Espacial Sueca formou o ECAPS para avançar a tecnologia de monopropelentes baseados em misturas de ADN, água e combustível. O resultado aconteceu em agosto de 2010 com a primeira demonstração em órbita com o dispositivo PRISMA, equipado com dois propulsores de 1 N. O propelente desenvolvido foi chamado de LMP – 103S, um monopropelente de alta performance com concentrações de ADN perto do limite de solubilidade [15].

Em 1998, na AFRL, foi inventado o propelente mais consistente baseado em HAN, o AF-M315E. Composto de uma mistura de HAN, água e combustível altamente higroscópicos. Seu teste foi realizado com propulsores desenvolvidos pela *Aerojet Corporation* em 2015 e validado pela NASA em uma missão de 1 ano de órbita [15].

Na Tabela 2, podemos conferir uma comparação dos propelentes citados acima com a Hidrazina.

Tabela 2 - Comparação de Propelentes verdes com a Hidrazina

	N₂H₄ (Hidrazina)	AF-M315E (Propelente comercial baseado em HAN)	LMP-103S (Propelente comercial baseado em ADN)	H₂O₂/H₂O (mistura de Peróxido de Hidrogênio com Água)
Densidade [g/cm³]	1,02	1,47	1,26	1,44
Impulso Específico [s]	240	250	245	148
Toxicidade	Alta[11]	Baixa[16]	Média[17]	Baixa
Status TLR*	9	6	9	9

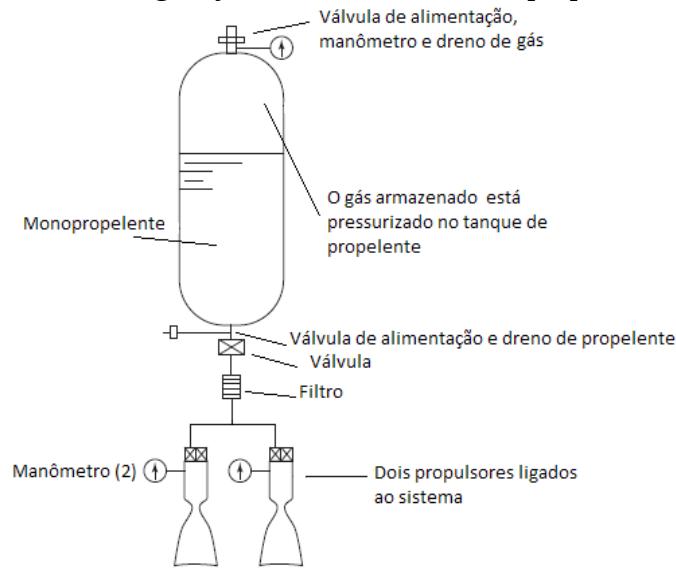
Fonte: Adaptado de Handbook of Space Technology [11]
e State of Art Small Spacecraft Technology [18]

**Technology Readiness Levels* (TLR) é um tipo de medida usada pela Nasa para identificar o nível de maturidade de uma tecnologia em particular. A escala vai de 1 até 9, sendo 1 o nível onde os princípios básicos são observados e reportados, e 9 o nível onde a tecnologia foi provada em voo e em missões.[19]

2.5 ELEMENTOS DE UM PROPULSOR MONOPROPELENTE

A configuração de um sistema de propulsão geralmente é composta pelos seguintes sistemas principais: câmara de combustão, tubeira (também pode ser chamado de bocal convergente-divergente ou bocal De Laval), sistema de alimentação de propelente, sistema de acionamento da turbina (gerador de gás, pré-queimador, etc.), sistema de controle de propelente, sistemas de controle pneumático e elétrico, sistema de controle de empuxo (*thrust-vector control* – TVC), conexões e montagens [20]. Em um sistema de propulsão monopropelente, temos uma configuração mais simples, sem turbo bomba e turbinas. Para simplificar os sistemas principais podemos dividi-los em 4 partes distintas: sistema de pressurização e alimentação, sistema de propulsão e injeção, câmara de decomposição catalítica, e tubeira (bocal convergente-divergente, bocal De Laval ou *nozzle*).

Figura 3 – Configuração de um sistema monopropelente



Fonte: Adaptado de Sutton, 2015 [1].

Na Figura 3, podemos ver a configuração de um sistema monopropelente contendo seus principais equipamentos. Nela podemos destacar a presença de um sistema de pressurização e alimentação, onde será armazenado o monopropelente e um gás inerte para manter a pressão de saída na câmara de combustão e o sistema de propulsão, que como o nome indica é o que realizará a propulsão através da catalisação do propelente gerando empuxo. Dentro do sistema de propulsão temos a câmara catalítica e a placa de injeção, a câmara catalítica é um componente essencial em sistemas monopropelentes, é nesta câmara onde o catalisador decompõe o propelente e gera gases a altas temperaturas, essa câmara antecede a tubeira, onde o escoamento atinge velocidades supersônicas.

2.5.1 Sistema de pressurização e alimentação

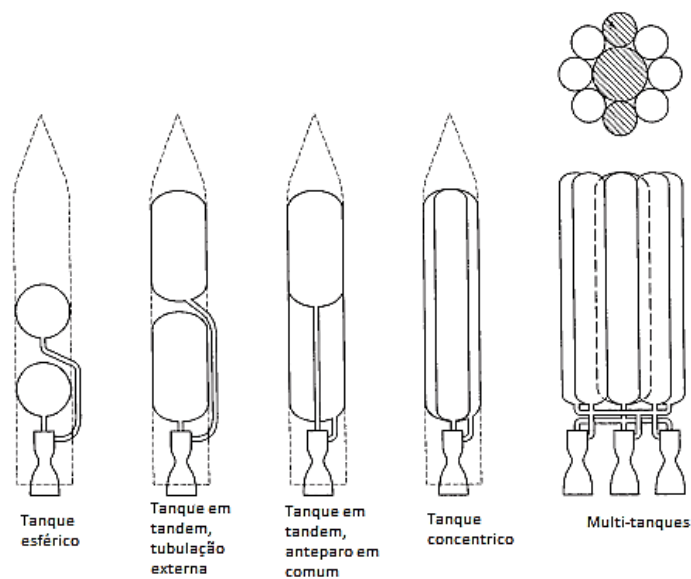
Entende-se como um sistema de pressurização e alimentação todo o conjunto de válvulas, tubulações, tanques de propelente e pressurizadores responsáveis por alimentar o propulsor durante a operação deste. A configuração dos tanques depende principalmente do tipo de missão em que será empregado o sistema de propulsão. Um sistema monopropelente geralmente usa configurações de estágios superiores por conta da sua faixa de empuxo.

Para o projeto de um tanque de propelente, deve ser levado em conta as propriedades físicas e químicas do combustível utilizado, o formato e tamanho do tanque, baseado na

quantidade aproximada de combustível necessário para a aplicação desejada, o arranjo deste tanque na configuração do veículo, as cargas estruturais envolvidas, os fatores de segurança de projeto, o material e processo de fabricação ideal e as normas regulamentadoras para vasos de pressão (neste caso a NR-13).

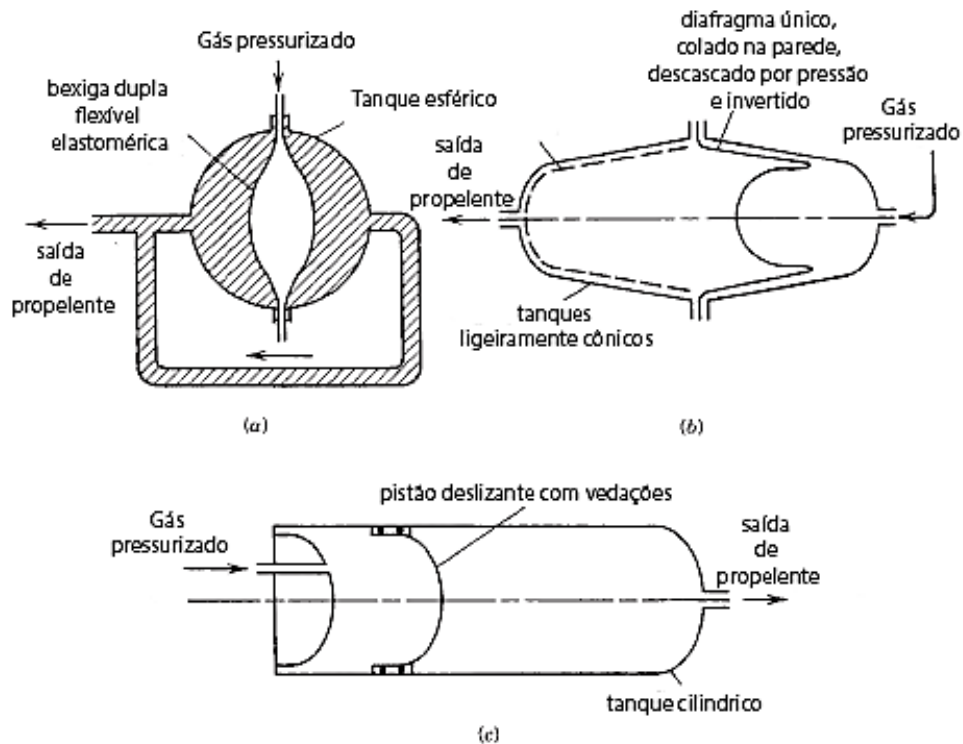
Na Figura 4, podemos ver que existem diferentes configurações e formatos de tanques. Como um tanque de propelente, o formato esférico oferece a menor razão de volume para face e o menor estresse nas paredes do tanque para uma determinada pressão interna. Porém, a combinação de diversas esferas acaba resultando em problemas com espaço não utilizado, chamado de penalidades de carga e volume, portanto uma boa combinação de formatos dos tanques com o propósito do veículo é ideal para corrigir este problema. [20]

Figura 4 – Diferentes configurações de tanques



Fonte: Adaptado de Sutton, 2015 [1].

Figura 5 – Três diferentes conceitos de tanques com expulsão positiva de propelente



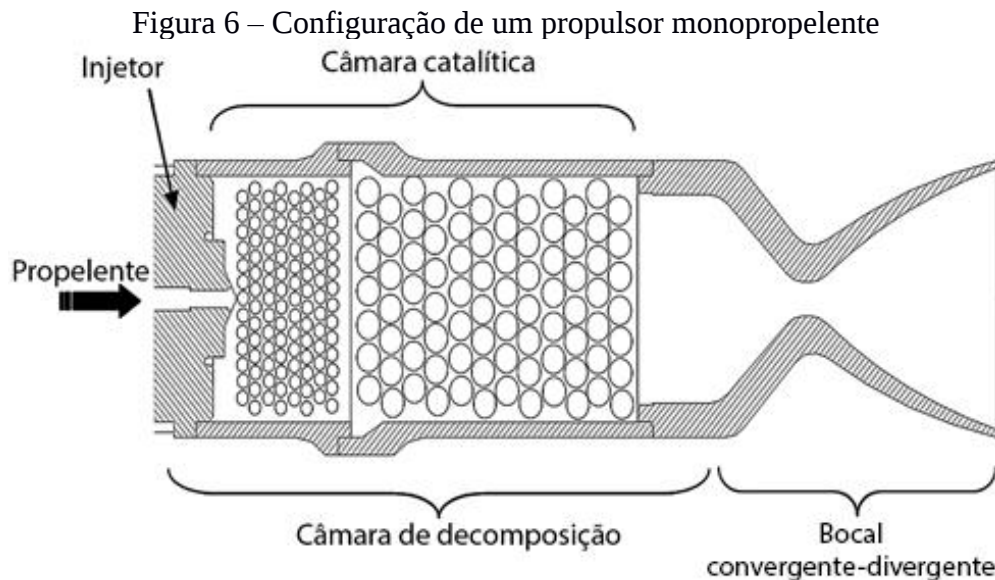
Fonte: Adaptado de Sutton, 2015 [1].

Além do formato, existem diferentes maneiras de utilizar a expulsão do propelente de maneira que a pressão de saída se mantenha constante ou o mais próximo disso. Na Figura 5 são mencionados 3 conceitos diferentes de expulsão positiva de propelente. Em (a), temos uma bexiga inflável por um gás pressurizado, em (b) temos um diafragma que expande no interior do tanque à medida que é pressurizado por um gás, e em (c) temos um pistão deslizante com vedações. Os gases utilizados geralmente são hélio, nitrogênio ou ar.[1]

2.5.2 Sistema de propulsão e injeção

O sistema de propulsão e injeção é onde o propelente se transforma em empuxo propriamente dito. Nele, em uma configuração monopropelente, o combustível utilizado é injetado em uma câmara de decomposição catalítica. A reação química gera gases em alta temperatura e pressão, que através da sua expansão na câmara de combustão, são ejetados pelo bocal convergente-divergente. A expulsão destes gases pelo bocal é o que gera o empuxo. Este efeito é modelado pelo fluxo isentrópico de gases compressíveis através de bocais convergente-

divergente, onde a pressão no fluxo cai substancialmente e a velocidade sobe na mesma proporção.[1]



Fonte: Adaptado de Han, 2009[21].

O injetor, como o próprio nome já diz, é o componente que insere o propelente na câmara de decomposição (nas configurações monopropelente) ou diretamente na câmara de combustão (na configuração bipropelente). Seu objetivo é garantir a proporção correta de propelente para uma combustão/decomposição eficiente e estável, a atomização do propelente (e oxidante no caso de bipropelente) e a mistura homogênea dos componentes (também para bipropelente).

Em virtude da necessidade de o combustível passar pela câmara de decomposição, os injetores de motores monopropelentes costumam ser de construção mais simplificada, apenas visando uma ótima distribuição do propelente com a seção de catalisador na câmara catalítica. Um injetor comumente utilizado é a placa injetora com injetores do tipo chuveiro, que contém diversos orifícios (para variar a distribuição de massa) de diferentes tamanhos (para variar a queda de pressão). Os principais critérios para projetar este injetor são [22]:

- a) Os orifícios estão localizados em linhas circulares em relação ao centro;
- b) A distância entre a parede da câmara e da linha de orifícios externa é igual ao espaço entre os orifícios (para prevenir a concentração do fluxo perto das paredes da câmara);
- c) Os orifícios cobrem aproximadamente áreas iguais à da câmara catalítica.

2.5.3 Câmara de decomposição catalítica

O principal objetivo no projeto da câmara de decomposição catalítica é de minimizar a massa e volume interno e ainda assim alcançar a completa decomposição do combustível. A dimensão mínima da câmara catalítica é determinada pela especificação da máxima carga que a câmara consegue tolerar. Normalmente são utilizados dois parâmetros de carga, o fluxo de massa por unidade da área de seção transversal e o fluxo de massa por unidade molhada pelo catalisador. Em conjunto, estes dois parâmetros podem guiar os requisitos mínimos do diâmetro da câmara e seu comprimento. Estes parâmetros são obtidos de maneira experimental em laboratório.[13]

2.5.4 Tubeira (bocal convergente-divergente, bocal De Laval ou *nozzle*)

Quando falamos de um bocal convergente-divergente, seu principal objetivo é a transformação da energia interna do fluido (a entalpia da combustão dos gases) em energia cinética. Este tipo de bocal é um dos dispositivos mais eficientes para acelerar os gases a velocidades supersônicas.

Os bocais convergente-divergente usados em foguetes são do tipo De Laval, em homenagem ao engenheiro Gustaf de Laval, que em 1980 desenvolveu um bocal para aumentar a velocidade do vapor que entra em uma turbina. Posteriormente, este mesmo bocal foi usado para os projetos de bocais convergente-divergente de foguetes.

Entre os bocais convergente-divergentes, podemos ainda classificar entre alguns tipos conhecidos, como cônico, formato de sino, e parabólico. A seleção do bocal ideal para uma aplicação é influenciada pelas seguintes considerações:

- O fluxo de gás na saída é uniforme, paralelo e axial para o máximo vetor de momento.
- Mínima separação e perdas de turbulência no bocal.
- Menor comprimento do bocal possível, para redução do volume do propulsor, peso, atrito com as paredes e resfriamento.
- Facilidade de fabricação.

Qualquer mudança abrupta ou descontinuidade na parede interna do bocal deve ser evitada, para prevenir que não haja nenhum tipo de choque ou perdas por turbulência. Na prática, a garganta é uma seção onde há uma pequena seção arredondada onde há a inflexão do sentido de convergência para a seção de divergência do bocal. Na saída do propulsor na borda do bocal, ao invés de ser arredondado, esta deve ter uma borda reta (sem chanfros ou raio), para que não haja o descolamento do fluxo e superexpansão.[20]

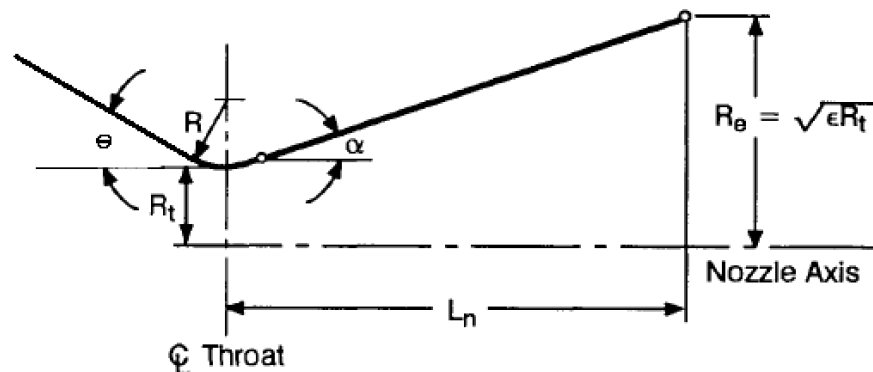
A seguir é citado os 3 tipos de bocais mais usados no mercado e explicado suas principais características e propriedades:

2.5.4.1 Bocal de tipo Cônico

Nas primeiras aplicações de motores de foguete, o bocal cônico, que se mostrou satisfatório na maioria dos aspectos, foi usado quase exclusivamente. É o bocal mais fácil e simples de ser fabricado devido a sua geometria, desta forma, se torna a escolha inicial mais atrativa para qualquer projeto que busque criar uma versão preliminar do propulsor.

Sua configuração pode ser conferida na Figura 7, bem como suas principais dimensões.

Figura 7 - Bocal Cônico



Fonte: Adaptado de Huang, 1992 [20].

As equações para definir suas dimensões são:

$$R = a * R_t \quad (3)$$

Com a podendo variar de 0,5 a 1,5.

A Figura 8 mostra o contorno de um bocal em forma de sino. Um arco circular de raio selecionado RI é escolhido para o contorno do bocal MT a montante da garganta. O contorno TNE é a parte divergente do bocal. A expansão inicial ocorre ao longo do contorno TN; o contorno NE inverte o fluxo para uma direção mais próxima do axial. Para conveniência de projeto, o contorno TN também é um arco circular, com um raio menor R2.

Usando a análise de fluxo transônica, uma linha constante de número de Mach TO pode ser definida na garganta. Dada a condição de fluxo ao longo de TO e do limite sólido TN, um campo de fluxo de centro TNKO pode ser gerado pelo método das características. O núcleo do contorno do bocal de foguete é definido como a porção do campo de fluxo supersônico determinado inteiramente pelas condições da garganta. A última linha característica direita NK de centro TNKO e, portanto, a localização do ponto N ao longo do contorno TN, é determinada por critérios de projeto específicos.

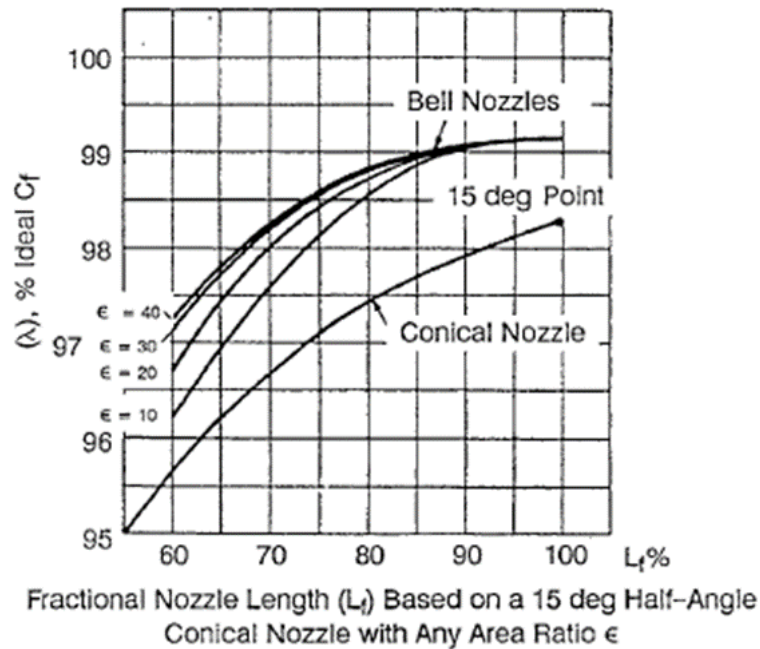
A localização do ponto final E ao longo do contorno NE é definida pela proporção da área de expansão do bocal e comprimento do bocal (distância entre a garganta e o plano de saída). Então, a linha característica correta NK pode ser determinada satisfazendo as seguintes condições simultaneamente:

- 1) Uma superfície de controle PE pode ser gerada entre o ponto E e um ponto P selecionado ao longo da linha NK.
- 2) O fluxo de massa em PE é igual ao fluxo de massa em NP.
- 3) O empuxo máximo do bocal é atingido.

Ao selecionar os pontos P1, P", etc. ao longo da linha NK, uma série de superfícies de controle P'E1, P" E ", etc. podem ser geradas para definir os pontos E ', E", etc. ao longo do contorno NE. Os cálculos para o contorno do bocal podem ser executados com eficácia por um computador. Um bocal cônico equivalente de 15 graus meio ângulo é comumente usado como padrão para especificar os bocais de sino.

Por exemplo, o comprimento de um bocal de sino de 80% (distância entre a garganta e o plano de saída) é 80% daquele de um bocal cônico de 15 graus de meio ângulo com a mesma área de garganta, raio abaixo da garganta e área da razão de expansão. A Figura 9 mostra a eficiência de empuxo, y , versus o comprimento fracionário do bico, L_f , para os bicos cônicos e em forma de sino.

Figura 9 – Eficiência de empuxo vs comprimento do bocal de sino



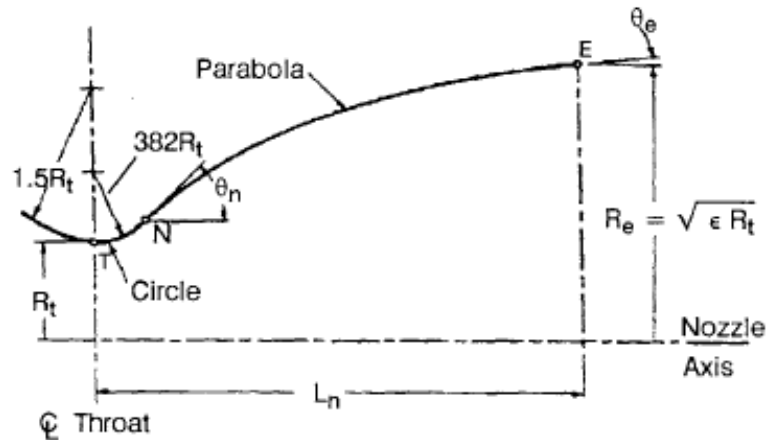
Fonte: Huang, 1992 [20].

Comprimentos do bico de sino além de aproximadamente 80% não contribuem significativamente para o desempenho, especialmente quando as penalidades de peso são consideradas. No entanto, comprimentos de bico de sino de até 100% podem ser ideais para aplicações que exigem alto desempenho.

2.5.4.3 Bocal de tipo Parabólico

Uma maneira conveniente de projetar um contorno de bocal em forma de sino de empuxo quase ótimo usa a aproximação parabólica. A configuração do projeto de um bico em forma de sino de aproximação parabólica é mostrada na Figura 10. O contorno do bico imediatamente a montante da garganta T é um arco circular com um raio de $1,5 R_t$. O contorno do bico de seção divergente é composto por uma seção de entrada circular com raio de $0,382 R_t$ da garganta T ao ponto N e parábola daí até a saída E .

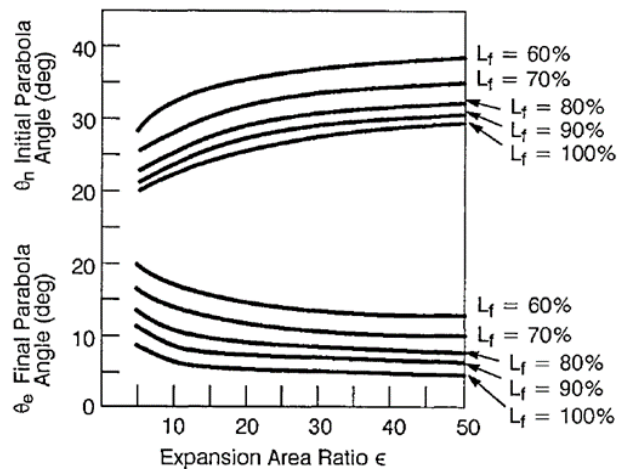
Figura 10 - Bocal Parabólico



Fonte: Huang, 1992 [20].

O projeto de um bico específico requer os seguintes dados: diâmetro da garganta D_t , dentro.; comprimento axial do bocal da garganta ao plano de saída, L_n . (ou o comprimento fracionário desejado, L_f , com base em um bocal cônico de 15 graus); razão da área de expansão ϵ ; ângulo inicial da parede da parábola θ_n ; e ângulo da parede de saída do bocal θ_e .

Os ângulos da parede θ_n e θ_e são mostrados na Figura 11 como uma função da razão da área de expansão épsilon. Os contornos ideais do bico podem ser aproximados com muita precisão, selecionando as entradas adequadas. Embora nenhuma permissão seja feita para diferentes combinações de propelentes, a experiência mostrou apenas um pequeno efeito da relação de calor específico sobre o contorno.

Figura 11 - θ_n e θ_e como função da razão de expansão

Fonte: Huang, 1992 [20].

2.6 PROPRIEDADES E PARÂMETROS NO PROJETO DE PROPULSORES

2.6.1 Princípio físico de um propulsor, o empuxo

O empuxo em um foguete é a reação experimentada por sua estrutura devido à ejeção de matéria a alta velocidade (essa matéria são os gases provenientes da reação química que acontece no propulsor). O mesmo fenômeno acontece quando uma arma é disparada e é experienciado um recuo. Pode ser afirmado que o momento produzido para frente (massa multiplicada pela velocidade) do projétil disparado e do cartucho é igual ao momento para trás (recuo) produzido pela arma.

Desta forma, qualquer objeto que propule alguma quantidade de massa para mover-se por um determinado espaço obtém seu deslocamento devido a troca de momento. No trabalho de G.P. Sutton em *Rocket Propulsion Elements*, está descrito de maneira simplificada como obter o momento líquido de um sistema similar a um propulsor, que segue [20]:

Partindo da 2ª Lei de Newton, modificada para incluir uma variação de massa no sistema:

$$F_{ext} = \frac{d(mv)}{dt} = m \frac{dv}{dt} + v \frac{dm}{dt} \quad (8)$$

- F_{ext} : Força externa líquida;
- m : Massa;
- v : Velocidade;

A partir desta relação inicial proposta na equação 3, onde a Força é resultado de uma massa multiplicada pela variação de velocidade no tempo e somada a uma velocidade multiplicada a uma variação de massa no tempo, podemos dividir o empuxo em duas situações distintas. Uma no vácuo do espaço e uma em lançamento a partir da Terra, ou seja, com baixa ou nenhuma influência da gravidade e com forte influência da gravidade.

Com baixa ou nenhuma influência de um campo gravitacional forte, a velocidade podendo ser escrita da seguinte forma:

$$v = v_0 + u \ln \frac{m_0}{m} \quad (9)$$

- v : Velocidade do sistema;
- v_0 : Velocidade inicial;
- u : Velocidade de exaustão dos gases;
- m : Massa do sistema;
- m_0 : Massa original do sistema;

A partir da equação acima, é observado que quando há variação de massa (ejeção de combustível) em um sistema, e essa variação de massa possui uma velocidade de ejeção, há um aumento na velocidade que é somado a velocidade inicial medida no instante.

Quando é observada essa situação com forte influência da gravidade, como um lançamento a partir da Terra, é possível escrever a equação como:

$$v = v_0 + u \ln \frac{m_0}{m} - gt \quad (10)$$

- v : Velocidade do sistema;
- v_0 : Velocidade inicial;
- u : Velocidade de exaustão dos gases;
- m : Massa do sistema;
- m_0 : Massa original do sistema;
- g : Aceleração da gravidade;
- t : Tempo;

A equação 10 nos traz a velocidade de um foguete em um determinado tempo, onde há uma desaceleração do mesmo devido a atração gravitacional.

O empuxo em um foguete é obtido a partir da equação de momento, onde o Momento é a massa do objeto multiplicado pela velocidade do mesmo. Em um foguete também deve ser levado em conta a velocidade de exaustão dos gases que o impulsionam, como observado na equação 9 e 10. Sendo assim:

$$M = m_v u = \Delta m(u - v_e) \quad (11)$$

- M : Momento;
- m_v : Massa original do sistema;
- v_e : Velocidade de exaustão relativa ao foguete;
- u : Velocidade do foguete;

A equação anterior diferenciada ao tempo, com um limite tendendo a zero, considerando que Δm é aproximadamente zero ao seu limite pode ser reescrita como:

$$m_v \frac{du}{dt} = - \frac{dm}{dt} v_e \quad (12)$$

O termo a esquerda pode ser compreendido como a força líquida (N_f) atuando no fluido quando integrado sobre a superfície de controle e pode ser escrito como:

$$N_f = - \frac{dm}{dt} v_e = \dot{m} v_e = \frac{\dot{w}}{g} v_e \quad (13)$$

Sendo $\dot{w}$ o peso total do sistema, g a aceleração da gravidade e v_e a velocidade de exaustão dos gases.

A equação acima mostra que no vácuo, a força é proporcional ao fluxo de propelente e sua velocidade de exaustão. Quando observado este fenômeno em um ambiente pressurizado, como por exemplo uma atmosfera, existe uma influência nesta força líquida. Desta forma a equação deve ser reescrita como:

$$N_f = \int_{A_{tc}}^0 P_{tc} dA - A_e P_e + A_e P_a = \frac{\dot{w}}{g} v_e \quad (14)$$

A equação acima nos traz uma relação entre os seguintes parâmetros:

- A_e : Área de seção na saída do bocal;
- P_{tc} : Pressão na câmara de combustão;
- A_{tc} : Área de seção interna da câmara de combustão;
- P_e : Pressão local dos gases em seção transversal na saída do propulsor;

- P_a : Pressão atmosférica do ambiente na saída do propulsor;
- $\dot{w}$: Taxa de fluxo de peso (como o foguete perde massa com o tempo, a medida é usada como um fluxo);
- g : Aceleração da gravidade;
- v_e : Velocidade de exaustão dos gases;

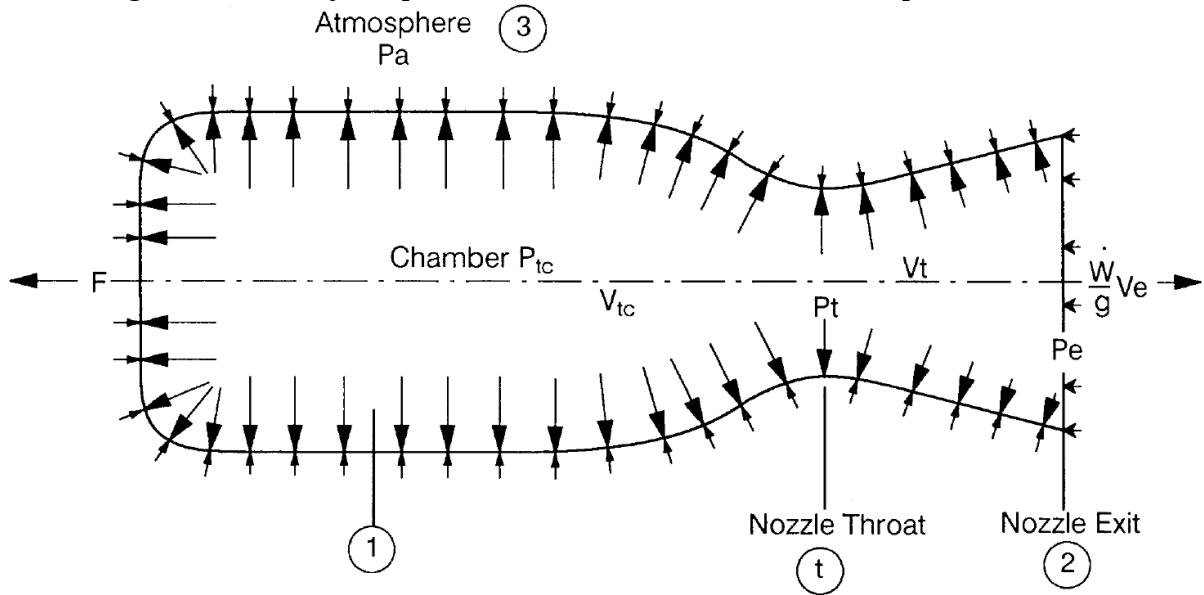
A partir da equação anterior, é obtida a Força líquida axial externa atuando sobre um foguete, que segue:

$$F = \frac{\dot{w}}{g} v_e + A_e(P_e - P_a) \quad (15)$$

A Força Externa (impulso agindo sobre o veículo) é resultado da combinação de dois termos: o impulso resultado do momento (produto do fluxo de massa de propelente e da velocidade de exaustão de gases relativa ao veículo) e a pressão de impulso (produto da área de seção transversal do jato de escape saindo do veículo e a diferença de pressão de exaustão dos gases e a pressão atmosférica atuando no fluido). Quando a pressão atmosférica e a pressão de exaustão dos gases são iguais, o termo relacionado a pressão se torna zero, então o empuxo pode ser expressado como:

$$F = \frac{\dot{w}}{g} v_e \quad (16)$$

Figura 12 - Balanço de pressão na câmara de combustão e nas paredes do bocal



Fonte: Huang, 1992 [20].

A Figura 12 demonstra o perfil de pressão interno na câmara de combustão e nas paredes do bocal. É observado que a pressão é mais alta na câmara de combustão e decai uniformemente até o bocal, enquanto a pressão atmosférica é uniforme.

A equação 16 mostra que o empuxo é independente da velocidade de voo do foguete. Como as mudanças na pressão do fluido afeta a pressão de empuxo, o empuxo do foguete aumenta com o aumento de altitude, à medida que um foguete localizado no vácuo terá uma performance diferente de um foguete localizado em uma atmosfera. As mudanças na pressão de empuxo podem alterar de 10 a 30% do empuxo total. Para verificar estas alterações, é necessário recorrer a uma variável chamada de velocidade de exaustão efetiva e representada pela letra c . [20]

$$F = c \frac{\dot{W}}{g} \quad (17)$$

$$c = v_e + A_e(p_e - p_a)\left(\frac{g}{\dot{W}}\right) \quad (18)$$

A velocidade efetiva de exaustão não é a velocidade atual dos gases exceto quando $p_e = p_a$, onde c se torna igual a V_e .

2.6.2 Propriedades termodinâmicas

Um propulsor opera com a combustão ou decomposição de elementos químicos, portanto, para determinar o que acontece dentro de um propulsor, devemos recorrer a princípios da dinâmica dos gases e termodinâmica. No projeto preliminar, deve ser feita algumas suposições de parâmetros e utilizar algumas simplificações. O conceito de um sistema de propulsão ideal é utilizado como aproximação inicial do problema e requisitos de projeto, nele é assumido que [1]:

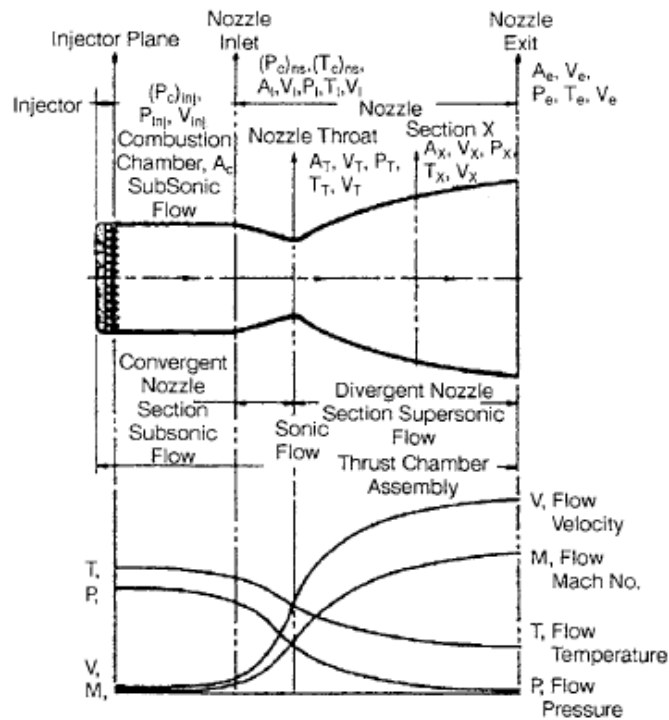
- O fluido de trabalho é homogêneo em sua composição;
- Todas as espécies do fluido de trabalho são tratados como gases. Qualquer fase condensada é negligenciada da massa total;
- O fluido de trabalho obedece a lei dos gases ideais;
- Não há transferência de calor pelas paredes do propulsor, portanto, o fluxo é adiabático;
- Não há atrito e todas as condições de contorno e seus efeitos são negligenciados;
- Não há ondas de choque ou outras descontinuidades no fluxo;
- Efeitos transientes (ignição e desligamento) são de curta duração e devem ser desconsiderados;
- Todos os gases de exaustão deixando o propulsor viajam a velocidade paralela ao eixo do propulsor;
- A velocidade de saída do gás, sua pressão, temperatura e densidade são uniformes em qualquer seção normal ao eixo do bocal;
- O equilíbrio químico estabelecido na combustão e composição do gás não se altera no bocal (fluxo com composição congelada);
- Propelentes comuns são guardados a temperatura ambiente. Propelentes criogênicos estão em temperatura de ebulição.

A cada seção de um propulsor, são utilizadas diversas variáveis correspondendo às propriedades termodinâmicas relacionadas ao comportamento dos gases que geram o empuxo. Os principais termos utilizados nas equações a seguir são exemplificados na Figura 13 estão descritos abaixo.

- a_c, a_t : Velocidade local do som na câmara de combustão e na garganta do bocal; ($a_t = \sqrt{RT_t}$).
- A_c : Área de seção transversal da câmara de combustão;
- A_i, A_t, A_e, A_x : Áreas de seção transversal na entrada do bocal, garganta, saída e em uma seção X respectivamente;
- C_p, C_v : Calores específicos a pressão constante e a volume constante;
- g : Aceleração gravitacional ao nível do mar;
- J : Fator de conversão de energia (1055,06 J/BTU);
- M_c, M_i, M_t, M_e, M_x : Número de Mach na câmara de combustão, na entrada do bocal, na garganta, na saída, e em qualquer seção X respectivamente;
- M_{comb} : Peso molecular dos produtos de combustão;
- $(p_c)_{inj}$: Pressão total da câmara de combustão no fim do injetor.
- $(p_c)_{ns}$: Pressão estagnada no bocal, ou pressão total na câmara de combustão na entrada do bocal; $(p_c)_{ns} = p_i[1 + \frac{1}{2}(\gamma - 1)M^2]^{\gamma/\gamma-1}$
- p_i, p_t, p_e, p_x : Pressão estática na entrada do bocal, na garganta, na saída e em qualquer seção X respectivamente;
- R : Constante universal dos gases perfeitos (8,3144598 J/K.mol);
- $(T_c)_{ns}$: Temperatura de estagnação no bocal ou temperatura total na câmara de combustão; $(T_c)_{ns} = T_i[1 + \frac{1}{2}(\gamma - 1)M^2]$;
- T_i, T_t, T_e, T_x : Temperatura do fluxo na entrada do bocal, na garganta, na saída e em qualquer seção X respectivamente;
- v_{inj} : Velocidade do fluxo no injetor = 0 (por suposição);
- v_i, v_t, v_e, v_x : Velocidade do fluxo na entrada do bocal, na garganta, na saída e em qualquer seção X respectivamente;
- V_i, V_t, V_e, V_x : Volume específico na entrada do bocal, na garganta, na saída e em qualquer seção X respectivamente;

- $\dot{W}$: Taxa de fluxo de peso;
- ε : Razão de expansão da área do bocal (A_e/A_t);
- ε_c : Razão de contração da área do bocal (A_c/A_t);
- γ : Razão dos calores específicos (C_p/C_v).

Figura 13 – Fluxo de gás em um propulsor à propelente líquido na câmara de combustão



Fonte: Huang, 1992 [20].

Atualmente, no projeto de um propulsor ou para a previsão de seu comportamento, alguns fatores de correção devem ser adicionados (geralmente obtidos empiricamente)[20]. As principais equações para o modelamento termodinâmico e de dinâmica de gases utilizadas no projeto são: Lei dos Gases Ideais, Princípio da Conservação de Energia, Princípio da Conservação de Matéria e os Processos de Fluxo Isentrópicos. A seguir estão descritas as formulações e conceitos sobre cada uma delas.

I. Lei dos gases ideais:

Para qualquer seção X, a Lei dos Gases Ideais deve ser considerada como:

$$p_x V_x = nRT_x \quad (19)$$

II. Princípio da Conservação de Energia:

Em um processo adiabático, o aumento na energia cinética dos gases entre dois pontos é igual ao decrescimento de entalpia. Aplicados a um bocal, temos:

$$\frac{1}{2gJ} (v_x^2 - v_i^2) = C_p (T_i - T_x) \quad (20)$$

III. Princípio da Conservação de Matéria:

$$\dot{W} = \frac{A_i v_i}{V_i} = \frac{A_x v_x}{V_x} = \text{constante} \quad (21)$$

IV. Processo de Fluxo Isentrópico:

$$p_i V_i^\gamma = p_x V_x^\gamma \approx \text{constante} \quad (22)$$

e

$$T_i/T_x = (p_i/p_x)^{(\gamma-1)/\gamma} = (V_x/V_i)^{\gamma-1} \quad (23)$$

V. Fluxo de gás pela câmara de combustão:

Para calcular as propriedades na câmara de combustão, usamos como referência os valores das propriedades no injetor e na própria câmara. Para simplificar, negligenciamos a velocidade do fluxo no fim da injeção ($v_{inj} = 0$) e assumimos que a pressão de injeção na câmara é a mesma que a pressão dos tanques ($(p_c)_{inj} = p_{inj}$). Assim, o total da razão de pressão $(p_c)_{inj}/(p_c)_{ns}$ pode ser escrito em função do número de Mach na entrada do bocal M_i , e da razão de calores específicos γ [20]:

$$(p_c)_{inj}/(p_c)_{ns} = (1 + \gamma M_i^2)/(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_i^2)^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (24)$$

VI. Fluxo de gás pelo bocal convergente-divergente:

Na prática, para os cálculos unidimensionais de expansão isentrópica de gases, consideramos o fluxo de gases sendo isentrópicos e com a temperatura total e pressão total se mantendo constante através do bocal. A razão da pressão $p_t/(p_c)_{ns}$ entre a garganta e a câmara é chamada de razão de pressão crítica, que é uma razão da razão de calores específicos:

$$p_t/(p_c)_{ns} = [2/(\gamma + 1)]^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (25)$$

Algumas relações importantes do fluxo de gases ideais em um bocal De Laval considerando seu fluxo isentrópico:

VII. Velocidade de saída dos gases teórica:

$$v_e = \sqrt{\frac{2g\gamma}{\gamma-1} RT_i \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_i} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} + v_i^2 \quad (26)$$

$$v_e = \sqrt{\frac{2g\gamma}{\gamma-1} R(T_c)_{ns} \left[1 - \left(\frac{p_e}{(p_c)_{ns}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (27)$$

VIII. Taxa de fluxo de peso teórica:

$$\dot{W} = A_t(p_c)_{ns} \sqrt{\frac{g\gamma[2/(\gamma+1)]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}{R(T_c)_{ns}}} \quad (28)$$

IX. Razão de expansão teórica do bocal:

$$\epsilon = \frac{A_e}{A_t} = \frac{\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \left[\frac{(p_c)_{ns}}{p_e}\right]^{\frac{1}{\gamma}}}{\sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{p_e}{(p_c)_{ns}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]}} \quad (29)$$

X. Na garganta:

$$p_t = (p_c)_{ns} \left[\frac{2}{\gamma+1}\right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (30)$$

$$v_t = \sqrt{\frac{2g\gamma}{\gamma+1} R(T_c)_{ns}} \quad (31)$$

XI. Em qualquer seção X entre a entrada do bocal e a saída do bocal:

$$\frac{A_x}{A_t} = \frac{1}{M_x} \sqrt{\left[\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_x^2}{\frac{\gamma+1}{2}} \right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \quad (32)$$

XII. Em qualquer seção X entre a entrada do bocal e a garganta:

$$\frac{A_x}{A_t} = \frac{\left[\frac{2}{\gamma+1} \left(\frac{(p_c)_{ns}}{p_x} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}{\sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left[\left(\frac{(p_c)_{ns}}{p_x} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]}} \quad (33)$$

XIII. Em qualquer seção X entre a garganta e a saída do bocal:

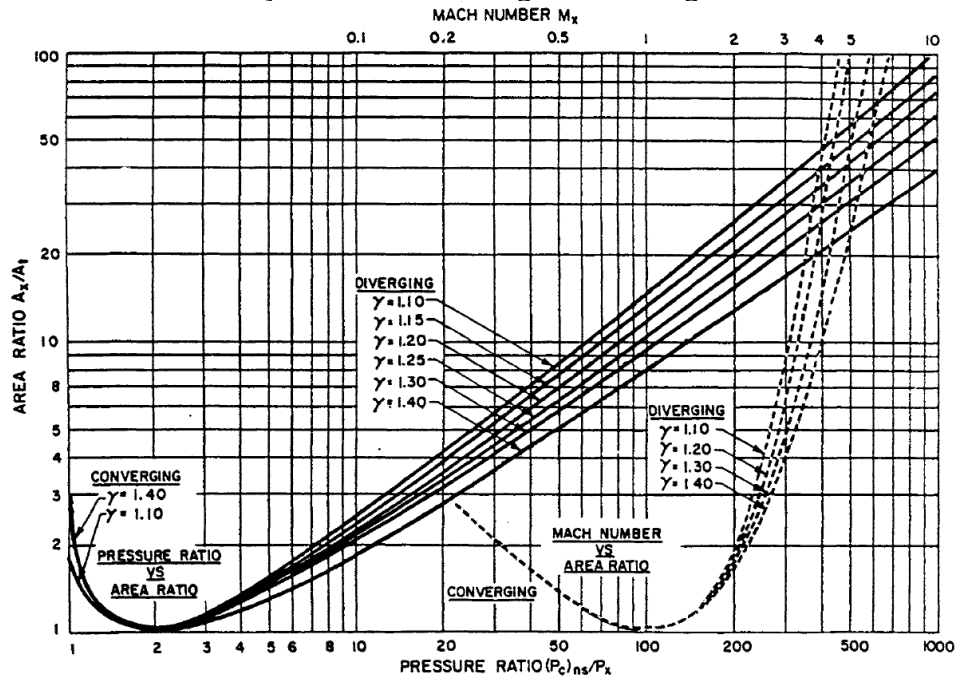
$$\frac{A_x}{A_t} = \frac{\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \left(\frac{(p_c)_{ns}}{p_x}\right)^{\frac{1}{\gamma}}}{\sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{p_x}{(p_c)_{ns}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]}} \quad (34)$$

$$v_x = \sqrt{\frac{2g\gamma}{\gamma-1} R(T_c)_{ns} \left[1 - \left(\frac{p_x}{(p_c)_{ns}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (35)$$

$$\frac{v_x}{v_t} = \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{p_x}{(p_c)_{ns}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (36)$$

A variação da razão de pressão isentrópica e do número de Mach com a razão de área de seção em bocais divergente-convergente são mostrados na Figura 14.

Figura 14 – Variações da razão de pressão isentrópica e número de Mach com a razão de área de seção em bocais divergente-convergente.



Fonte: Huang, 1992 [20].

2.6.3 Parâmetros de projeto

Os parâmetros gerais de projeto utilizados em propulsores são relacionados com sua performance e custos. Para configurar um sistema apropriadamente, é considerado os seguintes parâmetros [20]:

- Nível de empuxo;
- Performance (Impulso específico);
- Duração do disparo;
- Razão de mistura de propelente (no caso de monopropelente este valor é desconsiderado e observado a interação do propelente com o catalizador);
- Massa do sistema (descarregado e carregado de combustível);
- Tamanho do sistema;
- Confiabilidade;
- Custo;
- Disponibilidade (tempo necessário que o sistema sairá do projeto e entrará em funcionamento);

No primeiro passo do projeto preliminar, devemos analisar a necessidade de aplicação do mesmo. Podemos conferir na Figura 15, o fluxograma resumido de projeto preliminar de um sistema de propulsão.

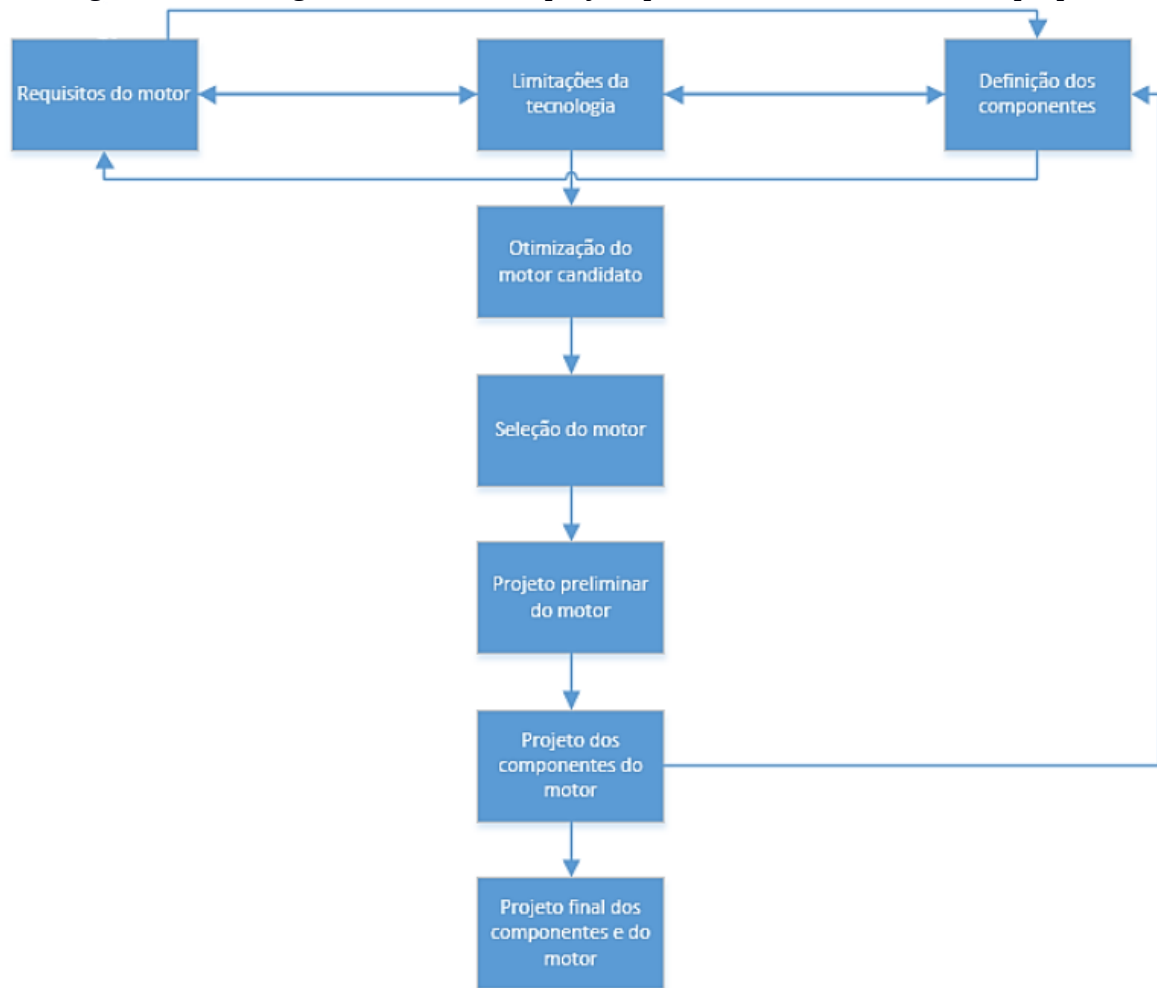
A definição da missão mostra a necessidade de aplicação geral do problema, onde está indicado a carga que será transportada e destino. Após a seleção da missão, é selecionado o veículo necessário para cumprir a mesma. Com a seleção do veículo deve ser realizada a seleção do motor, onde é observado os requisitos principais, as limitações de tecnologia e quais são os componentes necessários para este motor.

A partir da seleção do motor, é iniciado um ciclo de verificação e otimização dos componentes do sistema de propulsão. Este ciclo deve ser feito exaustivamente até o projeto ser viável para a aplicação designada.

Um projeto longo e demorado não necessariamente reduz custos, mas vai fornecer um valor agregado alto sacrificando o custo. Também, ele terá uma confiabilidade mais alta, redução de peso (refinamento) e um tamanho ótimo para a aplicação.[20]

Projetos de propulsores costumam serem longos por conta destes pontos mencionados. É preferível ter um projeto caro com uma alta confiabilidade do que um projeto barato que fornece riscos a sua aplicação.

Figura 15 – Fluxograma resumido de projeto preliminar de um sistema de propulsão



Fonte: Adaptado de Huang, 1992 [20].

Por este trabalho se tratar do projeto de propulsores monopropelente, será discutido os parâmetros de projeto voltados apenas para este tipo de propulsor.

- a) **Nível de empuxo:** Este parâmetro representa o empuxo máximo do propulsor em determinada direção, e impacta diretamente a maioria dos outros parâmetros do motor. Ele é definido através dos requisitos da missão e do veículo, onde é determinada a massa máxima do objeto que será propelido pelo motor.
- b) **Impulso Específico:** É o principal parâmetro de performance de um propulsor, e representa o empuxo por unidade de fluxo de propelente. Como, por exemplo, quilômetros por litro em um carro. Quanto mais alto o seu valor, melhor a performance

do propulsor. Seu cálculo e maiores detalhes serão discutidos na seção seguinte “Parâmetros de performance”.

- c) **Duração do disparo:** Como um sistema de propulsão carrega seu próprio combustível em tanques, deve ser considerado a duração dos disparos como um parâmetro de projeto. No caso de propulsores monopropelentes, estes podem disparar diversas vezes durante uma missão, portanto a duração do disparo pode ser variável dependendo da sua aplicação, porém, limitada à quantidade de propelente carregada no sistema.
- d) **Razão de mistura:** Por estarmos falando de propulsores monopropelente, não observados a razão de mistura, mas sim a interação entre o propelente e o catalisador. Nesta interação é avaliada a compatibilidade de ambos por meios de estudos laboratoriais e testes em bancada.
- e) **Confiabilidade:** De maneira resumida, a confiabilidade no projeto de propulsores pode ser definida como a habilidade do motor se comportar de acordo com suas especificações quando ele é ligado. Este valor é obtido através de testes com o sistema, e observado quantas vezes o motor se comportou como deveria e quantas vezes falhou. Após isso, é feita uma porcentagem do valor, indicando sua razão de sucesso em relação a falhas. Exemplo, em 100 testes foi obtido 98 sucessos e 2 falhas, portanto temos 98% de confiabilidade. Estas falhas são oportunidades de melhorias de projeto.
- f) **Custo:** O custo de um projeto deve abranger desde o seu início, no projeto preliminar até o momento de sua inserção no mercado. Este parâmetro impacta diretamente na quantidade de testes, seleção de materiais, tempo do projeto, escolha de tecnologia nacional ou não, pessoas envolvidas no projeto, e muito mais.
- g) **Disponibilidade:** O melhor projeto ou o dispositivo mais perfeito é inútil se não estiver disponível quando for necessário. Portanto o controle do plano de ação relacionado ao projeto deve seguir um cronograma. Este cronograma é baseado na aplicação do sistema de propulsão, quando ele será usado em missão. Um bom cronograma prevê todas as etapas de projeto e testes, e quaisquer situações adversas, para as quais devem serem

feitos planos de contenção e classificação de impacto no projeto. Isso tudo depende da experiência da equipe e do gestor do projeto.

2.6.3 Parâmetros de performance

Como mencionado anteriormente, o principal parâmetro de performance de um propulsor é o Impulso Específico. Este parâmetro faz a correlação entre o empuxo e a taxa de combustível gasta por segundo. Na equação a seguir, F é a força em empuxo (que pode variar com o tempo, mas em regime permanente pode ser considerada constante), $\dot{m}$ é o fluxo total de massa de propelente e g a aceleração da gravidade [1].

A parcela relacionada a Força de empuxo pode ser reescrita como Impulso Total, que é escrita a partir da integral da Força em relação ao tempo de disparo.

$$I_t = \int_0^t F dt \quad (37)$$

Portanto, reescrevendo o Impulso específico:

$$I_s = \frac{\int_0^t F dt}{g \int_0^t \dot{m} dt} \quad (38)$$

Simplificando para regime permanente, ou seja, considerando o fluxo de massa estável e contínuo, e a Força de empuxo constante, temos:

$$I_s = \frac{F}{\dot{W}} = \frac{F}{\dot{m}g} \quad (39)$$

Podemos também, escrever a expressão de Impulso Específico voltada para a câmara de combustão, assim podemos avaliar a performance da câmara especificamente.

$$(I_s)_{tc} = \frac{F}{\dot{W}_{tc}} \quad (40)$$

Combinando a Equação 17 com a Equação 37, podemos reescrever o Impulso Específico na câmara de combustão como:

$$(I_s)_{tc} = \frac{c}{g} \quad (41)$$

Sendo que a velocidade de exaustão efetiva c pode ser definida através do produto de dois parâmetros, c^* e C_f :

$$c = c^* C_f \quad (42)$$

A velocidade característica, c^* , é a representação de energia efetiva dos propelentes agindo no propulsor. É um parâmetro que depende principalmente da qualidade do projeto dos injetores e da câmara de combustão, e pode ser definida pela expressão a seguir:

$$c^* = \frac{(p_c)_{ns} A_t g}{\dot{W}_{tc}} \quad (43)$$

Ou, se substituirmos o $\dot{W}_{tc}$ da Equação 40 pela Equação 28, podemos reescrever a equação como:

$$c^* = \frac{\sqrt{g\gamma R(T_c)_{ns}}}{\gamma \sqrt{\left[\frac{2}{\gamma+1}\right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}} \quad (44)$$

Sendo a Equação 44, função das propriedades dos gases produzidos na saída da câmara de combustão (entrada do bocal).

O coeficiente de empuxo, C_f , representa as propriedades dos gases produzidos na expansão e a qualidade do projeto do bocal. Esta expressão pode ser escrita como uma combinação da Equação 40, 42 e 43.

$$C_f = \frac{F}{A_t(p_c)_{ns}} \quad (45)$$

Na Equação 45, temos a Força de empuxo em relação à expansão de gases pelo bocal. A partir desta informação, é possível reescrever esta mesma Equação para qualquer altitude considerando as propriedades do gás e pressões atuando sobre o sistema.

$$C_f = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma - 1} \left[\frac{2}{\gamma + 1} \right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[1 - \left(\frac{p_c}{(p_c)_{ns}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} + \epsilon \left[\frac{p_e - p_a}{(p_c)_{ns}} \right] \quad (46)$$

2.7 PROJETO DE UM PROPULSOR MONOPROPELENTE

No relatório da *Rocket Research Corporation* “*Development of Design and Scaling Criteria for Monopropellant Hydrazine Rocket Engines and Gas Generators Employing Shell 405 Catalyst*”[22] por SCHMITZ, B.; SMITH, W., é apresentado um extensivo trabalho de definição das equações a seguir, necessárias para o projeto de um propulsor monopropelente de Hidrazina.

No projeto de um reator monopropelente de hidrazina, é desejado a limitação de dissociação de amônia, desta forma é maximizada a performance do motor. Como ponto de partida no projeto do motor, supõe-se que a análise anterior do sistema tenha definido o nível de empuxo do motor e a pressão da câmara. A partir daí, é realizado iterações dos cálculos até a convergência para um resultado satisfatório.

2.7.1 Câmara de decomposição catalítica:

A vazão de propelente no propulsor pode ser calculada a partir do nível de empuxo conhecido e um impulso específico estimado. O uso de um impulso específico fornecido de

95% do valor teórico para dissociação de amônia de 55% é geralmente suficiente para fins de projeto (este valor pode ser arbitrado baseado em testes experimentais).

$$\dot{w} = \left[\frac{\left(\frac{F}{4,448} \right)}{0,95 I_{sth}} \right] / 2,205 \quad (47)$$

Sendo:

- $\dot{w}$: Vazão de propelente no propulsor [kg/s];
- F : Empuxo [N];
- I_{sth} : Impulso específico necessário para dissociação de amônia de 55% [s];

$$D_b = 3533,95 \sqrt{\left(\frac{\dot{w}}{G} \right)} \quad (48)$$

Sendo:

- D_b : Diâmetro da câmara de decomposição catalítica [mm];
- G : Carga na câmara catalítica [Pa-s];
- $\dot{w}$: Vazão de propelente no propulsor [kg/s];

$$L_B = \left(\frac{1085,66 G^{0.554}}{P_c^{0.306} A_s^{0.3}} \right) + 5,08 \quad (49)$$

Sendo:

- L_B : Tamanho da câmara de decomposição catalítica [mm];
- G : Carga na câmara catalítica [Pa-s];
- P_c : Pressão na câmara [Pa];
- A_s : Área superficial específica da câmara catalítica [mm²/mm³];

$$N_r = \frac{1992,95203G}{A_s} \quad (50)$$

Sendo:

- N_r : Número de Reynolds [-];
- G : Carga na câmara catalítica [Pa-s];
- A_s : Área superficial específica da câmara catalítica [mm²/mm³];

$$\Delta P = \frac{0.012445 f_d G^2 A_s L}{\rho g_c \epsilon^{1.7}} \quad 10 < N_r < 100 \quad (51.1)$$

$$\Delta P = \frac{5,99023 G^{1.8} A_s^{1.2} L}{\epsilon^{1.7} P_c} \quad 100 < N_r < 600 \quad (51.2)$$

$$\Delta P = \frac{6,04501 G^2 A_s L}{\epsilon^{1.7} P_c} \quad 600 < N_r < 3000 \quad (51.3)$$

Sendo:

- ΔP : Queda (variação) de pressão na câmara de decomposição catalítica [Pa];
- G : Carga na câmara catalítica [Pa-s];
- A_s : Área superficial específica da câmara catalítica [mm²/mm³];
- L : Tamanho da câmara catalítica [mm];
- P_c : Pressão na câmara [Pa];
- ϵ : Porosidade na câmara catalítica [-];
- f_d : Fator de atrito [-];
- ρ : Densidade média do gás [kg/m³];
- g_c : Aceleração da gravidade [m/s²];

$$\sigma = \frac{pd}{2t} \quad (52)$$

Sendo:

- σ : Tensão admissível do material [mm];

- p : Pressão na câmara [Pa-s];
- d : Diâmetro interno da câmara [mm];
- t : Espessura da parede da câmara [mm];

$$t = \frac{pd}{2\sigma} \quad (52.1)$$

2.7.2 Injetor:

As equações necessárias para o projeto do injetor são:

$$N_0 = 6A_B \quad (53)$$

$$A_B = \frac{(D_b/645,16)^2 \pi}{4} \quad (54)$$

Sendo:

- N_0 : Número de orifícios [-];
- A_B : Área de seção da câmara de decomposição catalítica [mm²];
- D_b : Diâmetro da câmara de decomposição catalítica [mm];

$$\Delta P_i = 0,15P_c \quad (55)$$

Sendo:

- ΔP_i : Queda (variação) de pressão no injetor [Pa];
- P_c : Pressão na câmara [Pa];

$$D_o = \sqrt[4]{\frac{2,205\dot{w}^2}{24\left(\frac{\rho}{27680}\right)g\left(\frac{\pi}{4}\right)^2 N_0^2 \left(\frac{D_b}{645,16}\right)^2 \frac{\Delta P_i}{6895}}} \quad (56)$$

Sendo:

- D_o : Diâmetro do orifício do injetor [mm];

- D_b : Diâmetro da câmara de decomposição catalítica [mm];
- ΔP_i : Queda (variação) de pressão no injetor [Pa];
- ρ : Densidade média do gás [kg/m³];
- $\dot{w}$: Vazão de propelente no propulsor [kg/s];
- N_0 : Número de orifícios [-];

$$S = \frac{\pi n(D_c/645,16)}{N_0 + \pi n^2 + \pi n} \quad (57)$$

Sendo:

- S : Espaço entre os orifícios [mm];
- D_c : Diâmetro da câmara de decomposição catalítica [mm];
- N_0 : Número de orifícios [-];
- n : Número de linhas de orifícios [-];

$$\begin{aligned} D_1 &= D_c - 2S \\ D_2 &= D_1 - 2S \\ D_3 &= D_2 - 2S \\ D_4 &= D_3 - 2S \\ &\dots \end{aligned} \quad (58)$$

Sendo:

- S : Espaço entre os orifícios [mm];
- D_c : Diâmetro da câmara de decomposição catalítica [mm];
- D_1 : Diâmetro da primeira circunferência de orifícios [mm];
- D_2 : Diâmetro da segunda circunferência de orifícios [mm];
- D_3 : Diâmetro da terceira circunferência de orifícios [mm];
- D_4 : Diâmetro da quarta circunferência de orifícios [mm];

$$\begin{aligned}
 n_1 &= \frac{\pi D_1}{S} \\
 n_2 &= \frac{\pi D_2}{S} \\
 n_3 &= \frac{\pi D_3}{S} \\
 n_4 &= \frac{\pi D_4}{S} \\
 &\text{---}
 \end{aligned}
 \tag{59}$$

Sendo:

- S : Espaço entre os orifícios [mm];
- D_c : Diâmetro da câmara de decomposição catalítica [mm];
- D_1 : Diâmetro da primeira circunferência de orifícios [mm];
- D_2 : Diâmetro da segunda circunferência de orifícios [mm];
- D_3 : Diâmetro da terceira circunferência de orifícios [mm];
- D_4 : Diâmetro da quarta circunferência de orifícios [mm];
- n_1 : Número de orifícios na primeira circunferência [-];
- n_2 : Número de orifícios na segunda circunferência [-];
- n_3 : Número de orifícios na terceira circunferência [-];
- n_4 : Número de orifícios na quarta circunferência [-];

3 MATERIAIS E MÉTODOS

A metodologia que será aplicada neste trabalho utilizará como referência principal a Tese de Doutorado em Engenharia e Tecnologias Espaciais/Combustão e Propulsão realizado por Luciano Hennemann em “Estudo Teórico-Experimental de um Propulsor Monopropelente a Óxido Nitroso usando catalisador de Ródio Suportado” [23] e o relatório da *Rocket Research Corporation* “*Development of Design and Scaling Criteria for Monopropellant Hydrazine Rocket Engines and Gas Generators Employing Shell 405 Catalyst*”[22] por SCHMITZ, B.; SMITH, W.

No trabalho de Hennemann [23], no Capítulo 3, é projetado um propulsor monopropelente utilizando o *Software Chemical Equilibrium with Applications* – CEA da *National Aeronautics and Space Administration* – NASA. Já no relatório da *Rocket Research Corporation*, no vol 02, capítulo 09 e no Apendice 01, são apresentados os conjuntos de equações e ordem de aplicação para o projeto de um propulsor monopropelente de Hidrazina.

3.1 ESCOLHAS INICIAIS E REQUISITOS DO PROJETO

Os critérios de escolha para os dados iniciais do projeto partem das respostas às seguintes perguntas:

- 1 - Há bibliografia acessível sobre o propelente/catalisador?
- 2 - Qual o status TLR da tecnologia do propelente? (verificar a Tabela 2)
- 3 - O propelente/catalisador é indicado para esta aplicação?

A partir deste questionário simples, é possível iniciar uma filtragem em diversos tipos de propelentes citados no início deste trabalho. Primeiramente podemos eliminar os propelentes que estão sendo estudados agora, onde não há testes suficientes e validações em laboratórios de sua performance e estabilidade. Neste trabalho não foram citados propelentes com estas características, portanto verifique a segunda pergunta, status TLR.

Neste trabalho, como o objetivo é o projeto de um propulsor monopropelente para aplicações em satélites, deve ser buscado o status TLR 9, que significa que o propelente já foi testado em missões e validado anteriormente. Nesta condição se encaixa a Hidrazina e o ADN,

porém o ADN é um propelente verde, onde apenas alguns projetos específicos que utilizam este propelente foram validados.

Comparado com os propelentes verdes citados na Tabela 2 (ADN e HAN), a Hidrazina se destaca como um propelente altamente difundido, com bibliografia acessível e amplamente testada em laboratórios e missões. Seu status TLR é 9 e o catalisador indicado no relatório da *Rocket Research Corporation* é o Shell 405 (descontinuado). O catalisador S-405 foi fabricado para substituir o antigo Shell 405 e possui características semelhantes de início de vida e fim de vida (BOL – *beginning of life* e EOL – *end of life* respectivamente)[24], portanto será usado este catalisador no projeto.

3.1.1 Propriedades do propelente

A Tabela 3 demonstra as principais propriedades analisadas da Hidrazina, o propelente utilizado neste trabalho para o projeto do propulsor.

Tabela 3 - Propriedades da Hidrazina	
N₂H₄ (Hidrazina)	
Densidade [kg/m³]	1020
Massa molecular [g/mol]	32,05
Calor de formação (kcal/mole)	+12,5
Propriedades físicas	Líquido transparente, tóxico e inflamável
Performance teórica (calculada utilizando USAF Isp para Pc=7bar, razão de área = 40)	
Impulso específico [s]	191
Temperatura de Combustão [K]	896
Peso molecular [g/mol]	10,717
Impulso específico da densidade	228x10 ³

Fonte: Modelling of Hydrazine decomposition for monopropellant Thrusters. [12]

3.1.2 Propriedades do catalisador

Abaixo, na Tabela 4 podem ser observadas as propriedades do S405, o catalisador escolhido para atuar em conjunto com a Hidrazina no projeto.

Tabela 4 - Propriedades do S405		
	S405 (#14-18)	S405(#25-30)
Quantidade média de Irídio [%]	29,96	30,02
Quantidade média de Alumina [%]	71,04	69,98
Volume dos micro-furos [ml/g]	0,160	0,153
Área da superfície [m²/g]	129	125
Área da superfície de Irídio [m²/g]	150	147
Densidade dos grãos de catalisador [g/ml]	1,51	1,56

Fonte: Adaptado de Monopropellant thruster firing test using KC12GA catalyst.[14]

3.1.3 Parâmetros iniciais do projeto

Os parâmetros iniciais para iniciar o projeto do propulsor foram baseados em propulsores comerciais de mesma faixa de empuxo (o propulsor de 5N da *Rafael Space Propulsion* e um propulsor de 4N da *Aerojet Rocketdyne*). A faixa de empuxo foi definida com fins de espelhar os propulsores sendo utilizados na Plataforma Multimissão (PMM), projetados pela Fibraforte Engenharia Indústria Comércio, presente na Missão Amazonia-1 do programa espacial Brasileiro. Os dados públicos destes propulsores, os quais podemos utilizar como ponto de partida são descritos na Tabela 5:

Tabela 5 – Comparação de Propulsores monopropelente comerciais

	Plataforma Multimissão	Rafael Space Propulsion	Aerojet Rocketdyne
Empuxo [N]	5	6,1 N @ 22 bar a 1,8 N @ 5,5 bar	4,9 N @ 24,1 bar a 1,8 N @ 6,7 bar
Propelente [-]	Hidrazina	Hidrazina	Hidrazina
Catalisador [-]	LCP-33R (Nacional, baseado em Ir/Al ₂ O ₃)	-	S405
Razão de expansão [-]	-	50	74
Diâmetro da tubeira [mm]	-	18	19
Pressão de alimentação [bar]	-	24 a 5,5	21,1 a 6,7
Pressão na câmara [bar]	-	-	10 a 3,7
Impulso Específico [s]	-	220 a 210	229 a 219

Fonte: Adaptado do datasheet da Rafael Space Propulsion[25] e da Aerojet Rocketdyne[26] e do artigo Sistemas propulsivos para satélites: Desenvolvimento e qualificação.[27]

Partindo dos dados da Tabela 5, o propulsor, denominado de “TCCAL-5N” o qual será projetado neste trabalho terá as características apresentadas na Tabela 6:

Tabela 6 – Parâmetros iniciais de projeto

	TCCAL-5N
Empuxo [N]	5
Propelente [-]	Hidrazina
Catalisador [-]	S405
Carga inicial na câmara catalítica [kg/mm².seg]	3,12
Razão de expansão [-]	75
Pressão na câmara [bar]	10

Fonte: Próprio autor.

3.1.4 Tipo de tubeira

Dos 3 tipos de tubeiras apresentados na Revisão Bibliográfica deste trabalho (seção 2.5.4.1, 2.5.4.2 e 2.5.4.3 nas páginas 32, 33 e 35), será usado para fins de primeiro projeto o bocal convergente-divergente de tipo cônico (Figura 7) em vista da sua simplicidade de projeto e construção. Os parâmetros iniciais escolhidos podem ser observados na Tabela 7.

Tabela 7 – Parâmetros iniciais de projeto da tubeira	
TCCAL-5N	
Ângulo de entrada θ [°]	26
Ângulo de saída α [°]	16
Multiplicador do raio da garganta (varia de 0,5 a 1,5) [-]	0,9

Fonte: Próprio autor.

3.1.5 Método de fabricação

O propulsor foi dividido em 3 seções para facilitar a fabricação por usinagem. Também, com as seções divididas é possível realizar estudos da parte interna da câmara pós uso, troca de componentes e teste de componentes diferentes (tubeira de tipo parabólica por exemplo). Outra forma de fabricação seria por manufatura aditiva, na qual deve ser levado em conta a escolha do processo, suas principais características e materiais compatíveis.

Na Tabela 8 podemos conferir os processos de fabricação de manufatura aditiva para metais.

Tabela 8 – Classificação dos processos de manufatura aditiva utilizando materiais metálicos

Processo	Descrição	Tecnologias
Fusão do leito de pó	Processo em que a energia térmica é utilizada para sinterizar ou fundir o leito de pó depositado.	SLS, SLM E EBM
Aspersão de aglutinante	Processo no qual um agente aglutinante líquido é aspergido no pó depositado para união das partículas.	Impressão 3D, Prometal®
Manufatura de materiais laminados	Processo no qual lâminas de material são ligadas.	LOM
Deposição por energia direta	Processo em que a energia térmica é utilizada para fundir a matéria prima à medida que ela vai sendo adicionada.	LENS e 3D Laser Cladding, WAAM.

Fonte: Manufatura aditiva e caracterização de componentes da liga Al – 4,4%MG utilizando diferentes processos de deposição metálica – CMT, PMC e PMC-MIX, (2018) [28].

Também, deve ser levado em conta na aplicação de uma técnica de manufatura aditiva os impactos na microestrutura do material e alterações nas propriedades mecânicas, tendo em vista que o processo utiliza técnicas de deposição de metal em alta temperatura à ponto de fusão.

3.1.6 Material de fabricação

O material recomendado para o protótipo de acordo com o relatório da *Rocket Research* [22] e com Huang, 1992 [20] é o Aço Inoxidável. O Aço inoxidável AISI 347 é compatível com a Hidrazina e atende os requisitos de projeto, portanto suas propriedades serão utilizadas para os cálculos deste projeto.

Suas propriedades químicas e mecânicas podem ser conferidos na Tabela 9.

Tabela 9 – Propriedades químicas e mecânicas do aço inoxidável 347

Propriedade Mecânica	AISI 347
Densidade [g/cm³]	8
Dureza Brinell [-]	212
Dureza Rockwell B [-]	94
Dureza Rockwell C [-]	16
Dureza Vickers [-]	223
Resistência à tração [MPa], última 25 °C	690
Resistência à tração [MPa], escoamento 25 °C	450
Resistência à tração [MPa] à 927 °C	100
Resistência à tração [MPa] à 1093 °C	34
Alongamento na ruptura	40%
Módulo de elasticidade à 25 °C [GPa]	195
Módulo de elasticidade à 871 °C [GPa]	129
Módulo de cisalhamento [GPa]	77
Razão de Poisson [-]	0,27
Propriedade Térmica	AISI 347
Condutividade Térmica	16,3
[W/m-K]	
Ponto de Fusão [K]	1673,15 - 1698,15

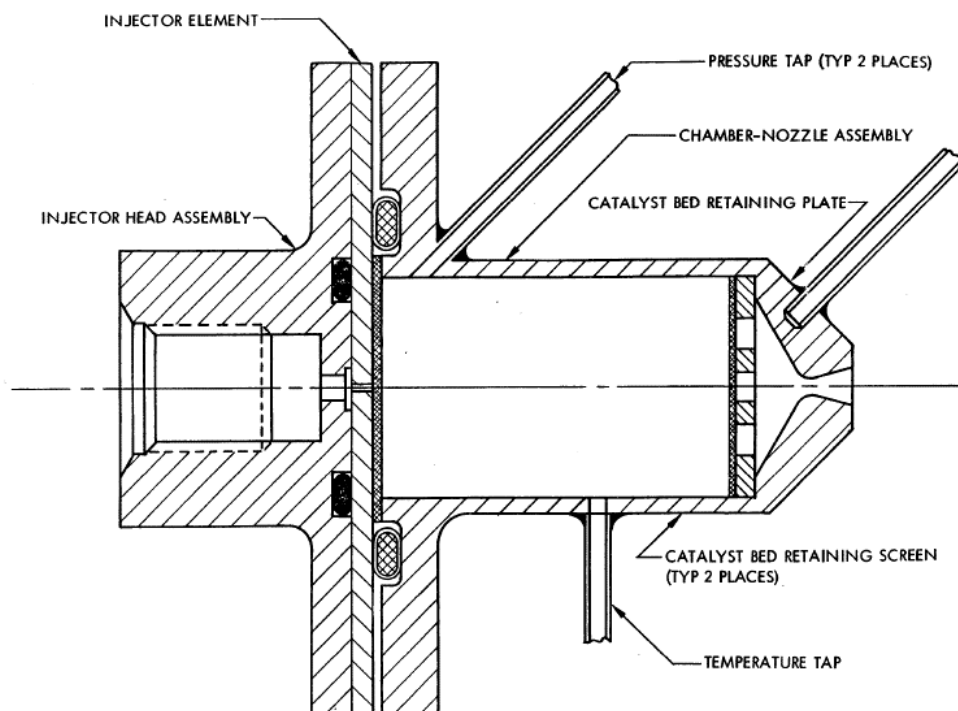
Fonte: Engineering Properties of Steels, Metals Handbook e High Temperature Characteristics of Stainless Steels N9004 [29–31].

Nas paredes da câmara de decomposição catalítica, deve ser aplicado um revestimento de 0,02 in (0,508 mm) de Rokide® Z (óxido de zircônia) para minimizar as perdas por temperatura que podem ocorrer.

3.1.7 Configuração

Como mencionado anteriormente, o propulsor foi projetado em 3 seções distintas a fim de possibilitar um protótipo inicial modular. A configuração apresentado no relatório da *Rocket Research* [22] possui um formato ideal para este tipo de estudo e é apresentado na Figura 16.

Figura 16 – Propulsor de 0,5 lbf – Vista de seção lateral.



Fonte: Rocket Research Corporation “Development of Design and Scaling Criteria for Monopropellant Hydrazine Rocket Engines and Gas Generators Employing Shell 405 Catalyst” [22].

O formato apresentado na Figura 16 é “flangeado”, com exceção do bocal convergente-divergente, este está soldado na câmara catalítica. Também é inserido duas malhas na câmara catalítica para prevenir o catalisador ser arrastado para fora da câmara pelo fluxo de propelente.

As malhas 60x60 inseridas à montante e jusante da câmara são feitas de molibdênio com dimensões de 0,26162 à 0,37846 mm de abertura entre os fios e 0,04572 à 0,16256 mm de diâmetro dos fios. À montante temos o injetor como anteparo para a malha, e à jusante temos uma placa de aço inoxidável 347 como anteparo.

3.2 CÁLCULOS DOS PARÂMETROS

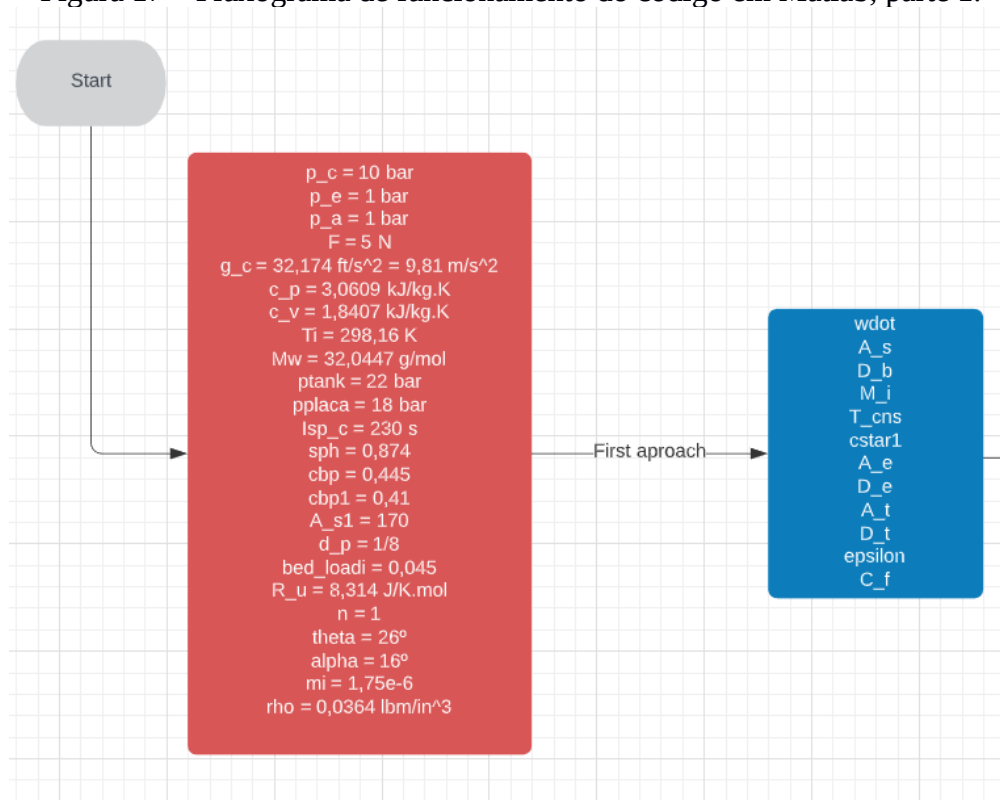
Os cálculos de todos os parâmetros foram feitos no Matlab. Neste trabalho foi desenvolvido um código que utiliza todos os parâmetros de entrada para o projeto e através das equações apresentadas na revisão bibliográfica calcula as dimensões ideais para um propulsor de hidrazina monopropelente utilizando como catalisador o S-405.

Abaixo, nas seções 3.2.1, 3.2.2 e **Erro! Fonte de referência não encontrada.** há uma explicação detalhada de como é realizado o cálculo de cada parte do propulsor, a descrição de cada variável está apresentada na seção seguinte “RESULTADOS E DISCUSSÕES”.

3.2.1 Câmara de decomposição catalítica

Para a câmara de decomposição catalítica, o *script* escrito no Matlab segue o fluxograma apresentado na Figura 17, Figura 18, Figura 19, Figura 20, Figura 21 e Figura 22:

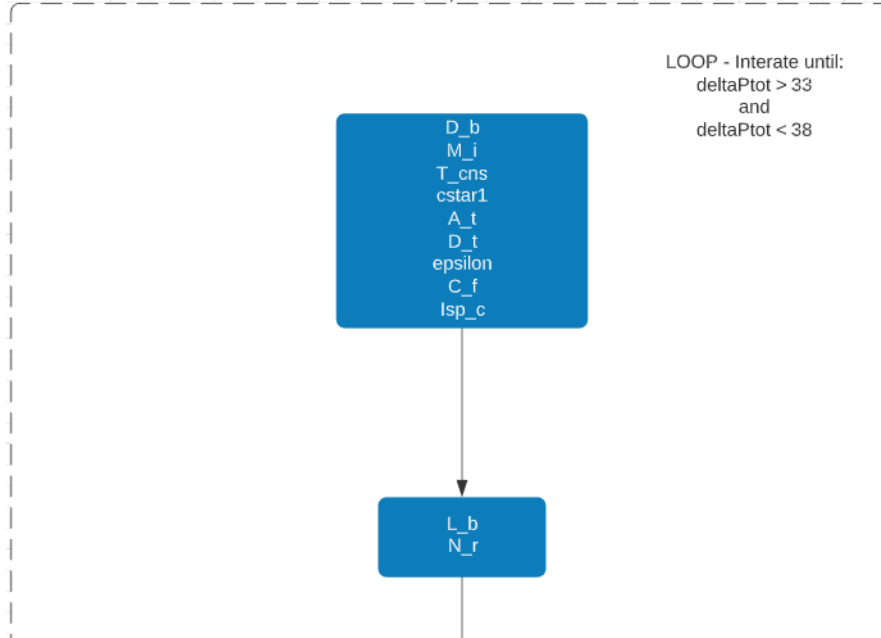
Figura 17 – Fluxograma de funcionamento do código em Matlab, parte 1.



Fonte: Próprio autor.

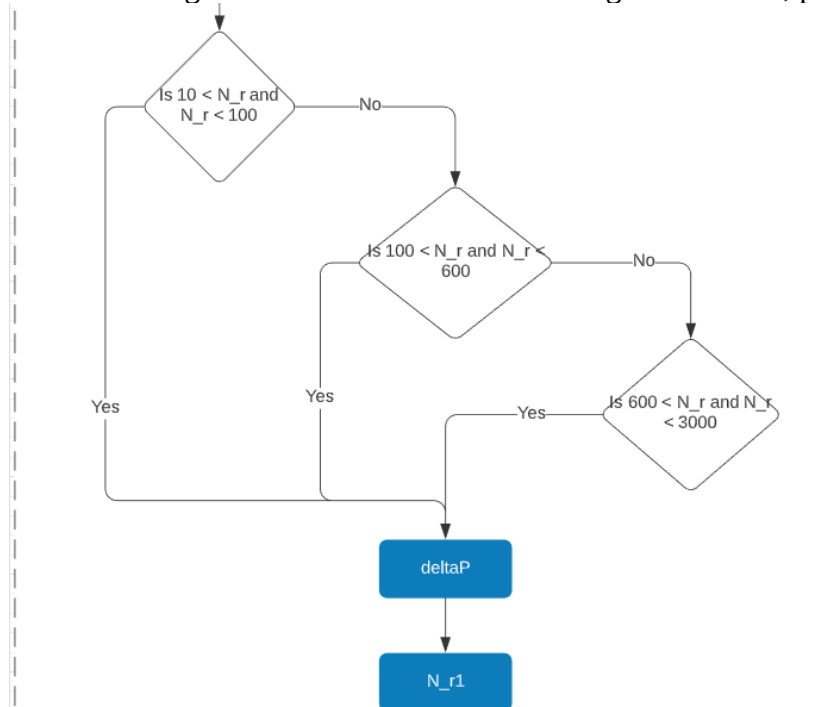
Ao iniciar o código, na seção vermelha acontece a inicialização de todas as variáveis, com os valores apresentados na Tabela 6 e Tabela 7, e uma aproximação inicial nas variáveis.

Figura 18 – Fluxograma de funcionamento do código em Matlab, parte 2.



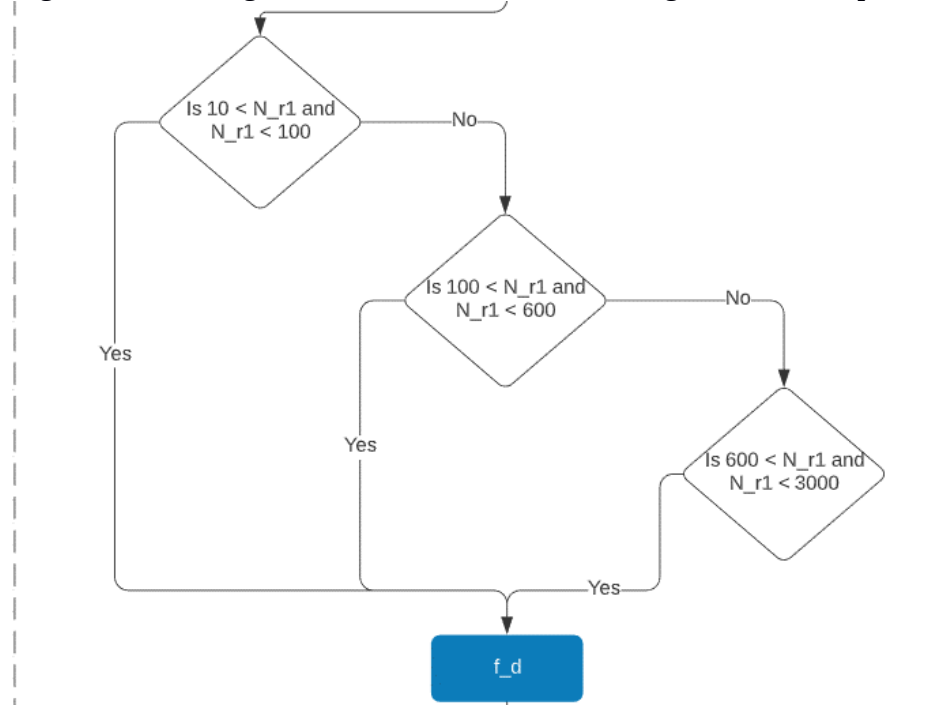
Fonte: Próprio autor.

Figura 19 – Fluxograma de funcionamento do código em Matlab, parte 3.



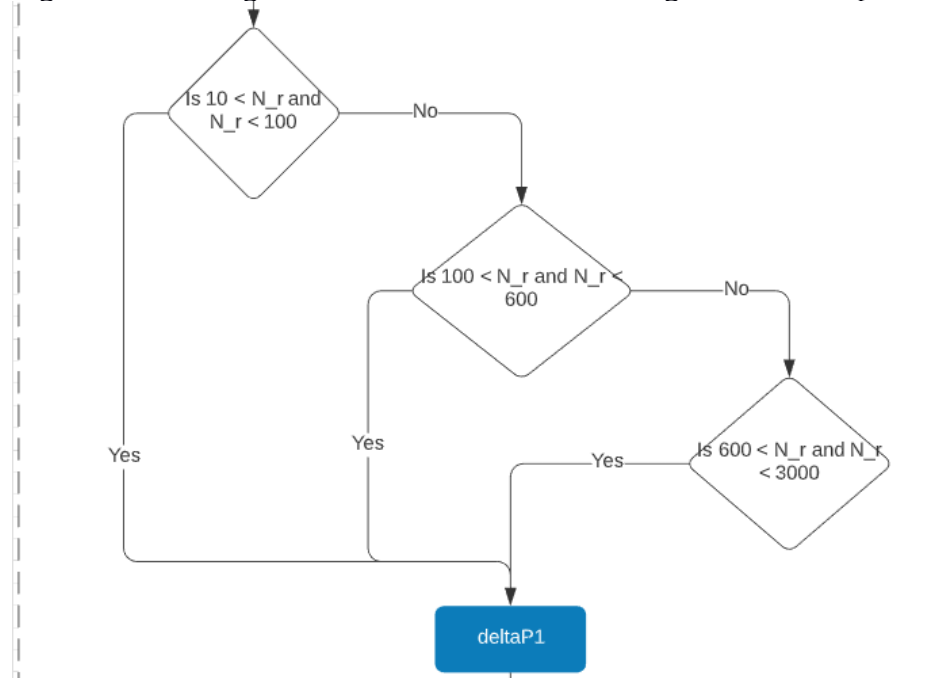
Fonte: Próprio autor.

Figura 20 – Fluxograma de funcionamento do código em Matlab, parte 4.



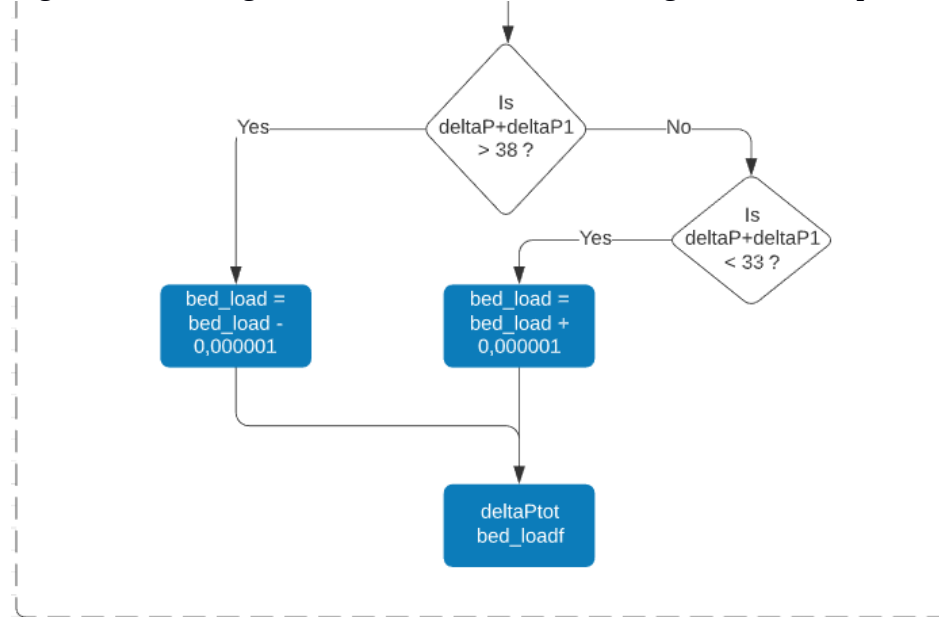
Fonte: Próprio autor.

Figura 21 – Fluxograma de funcionamento do código em Matlab, parte 5.



Fonte: Próprio autor.

Figura 22 – Fluxograma de funcionamento do código em Matlab, parte 6.



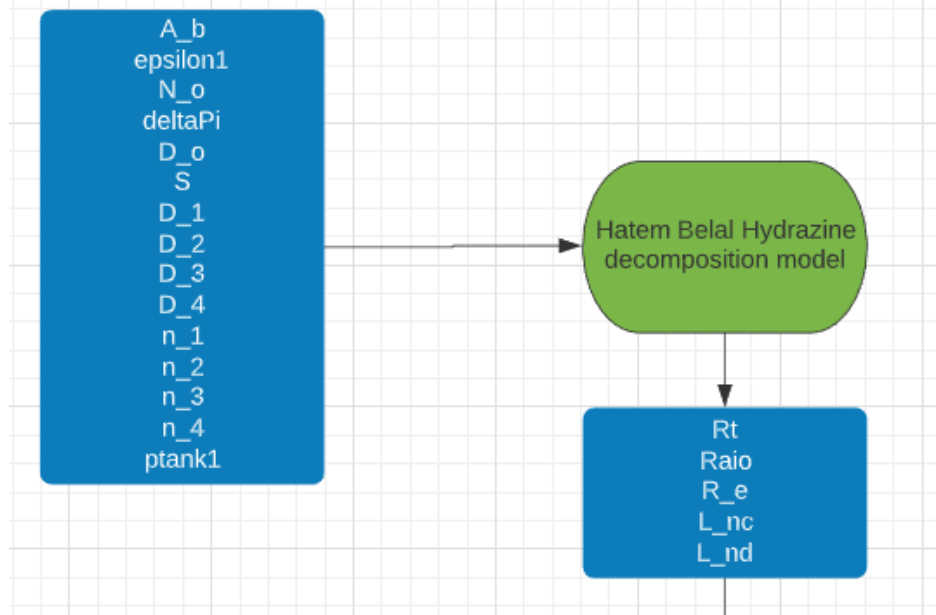
Fonte: Próprio autor.

Na Figura 18 é dado o início do laço de repetição que calcula todas as variáveis indicadas nos retângulos azuis até que a condição da variação de pressão total atinja uma faixa aceitável indicada no relatório da *Rocket Research* [22]. Este laço de repetição é representado também na Figura 19, Figura 20, Figura 21 e Figura 22.

3.2.2 Injetor e Tubeira

Na Figura 23, é apresentado no retângulo azul à esquerda todas as variáveis calculadas após o laço de repetição, e que são referentes ao Injetor. Estas variáveis em conjunto com tudo que foi calculado anteriormente serve de entrada para o modelamento da decomposição de Hidrazina de Hatem Belal [12].

Figura 23 – Fluxograma de funcionamento do código em Matlab, parte 7.



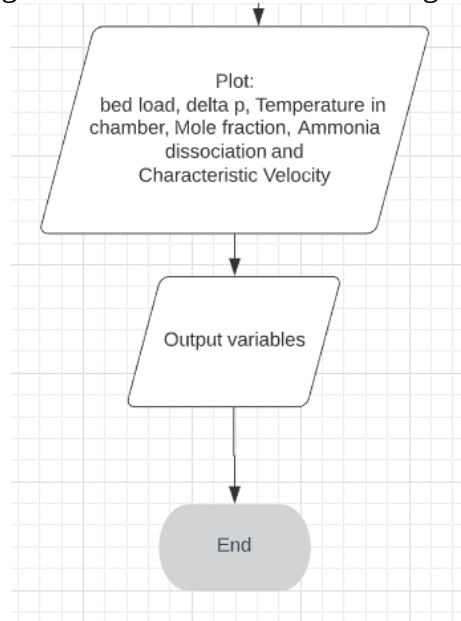
Fonte: Próprio autor.

Os cálculos referentes à tubeira são realizados na última etapa antes da apresentação dos resultados, e referentes ao retângulo azul inferior direito da Figura 23.

4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

Os resultados dos cálculos são apresentados no final do *script* como mostrado na Figura 24 em formato de gráficos e tabelas.

Figura 24 – Fluxograma de funcionamento do código em Matlab, parte 8.



Fonte: Próprio autor.

A partir dos resultados dos cálculos, foi projetado o propulsor monopropelente baseado nas bibliografias consultadas neste trabalho.

4.1 RESULTADO DOS CÁLCULOS

Abaixo estão todas as tabelas e resultados obtidos neste trabalho.

4.1.1 Câmara de decomposição catalítica

Na Tabela 10 está apresentado os resultados do código em Matlab mencionado anteriormente para as variáveis da câmara catalítica. Um ponto de atenção é a espessura da parede calculada através da Equação (52.1). Este valor é o mínimo recomendado em uma situação desconsiderando um fator de segurança. Porém, para fins de construção, é uma espessura impraticável (mesmo considerando a espessura t_{w3} , de 0,2860 mm), portanto será adotado como valor mínimo 1,5 mm de espessura de parede (que é o equivalente a quase 5x o valor calculado) com exceção dos flanges que terão 5 mm, pois estes concentrarão elementos de fixação e anéis de retenção de vazamentos em rebaixos de 2 mm.

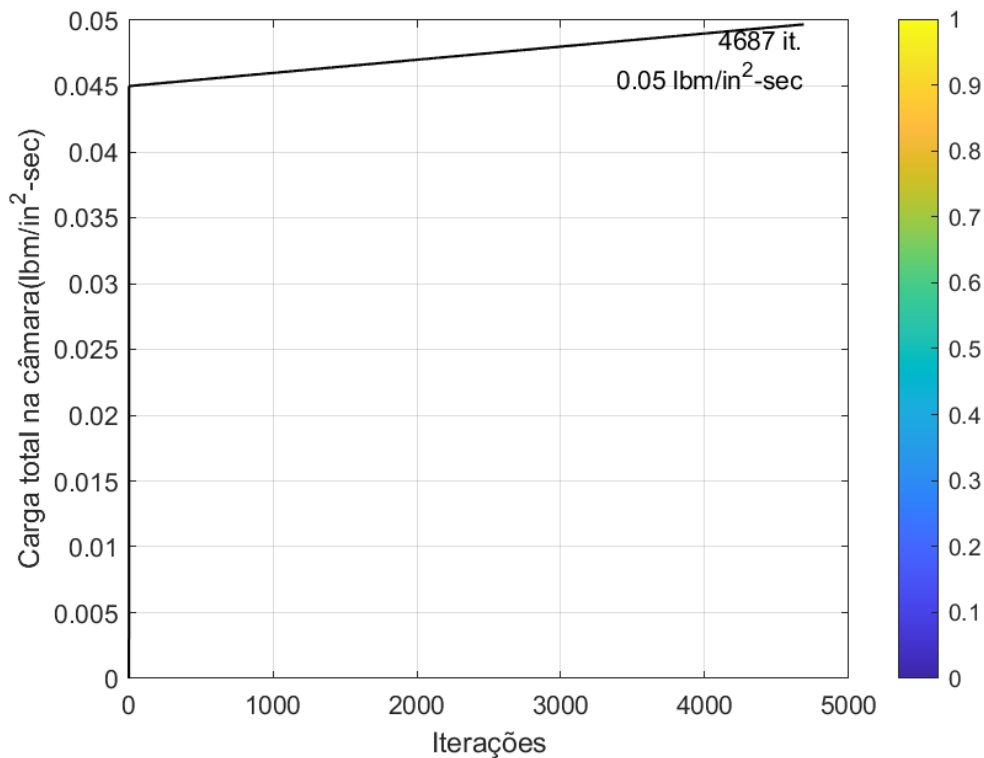
Tabela 10 – Resultados da câmara de decomposição catalítica

Parâmetro	Variável	Resultado
Pressão no tanque de propelente [MPa]	ptank	1,3778
Vazão de propelente no propulsor [kg/s]	wdotSI	0,0104
Diâmetro da câmara [mm]	D_bSI	19,4509
Espessura da parede da câmara [mm] à 25 °C	tw1	0,0216
Espessura da parede da câmara [mm] à 927 °C	tw2	0,0973
Espessura da parede da câmara [mm] à 1093 °C	tw3	0,2860
Carga final na câmara catalítica [kg/mm².seg]	bed_loadfSI	3,4931
Comprimento da câmara catalítica [mm]	L_bSI	62,7617
Mach na entrada [-]	M_i	0,5013
Temperatura da Hidrazina na câmara (à montante) [K]	T_cns	508,6063
Coeficiente de empuxo [-]	C_f	3,4984
Número de Reynolds – catalisador [-]	N_r	1058,2110
Número de Reynolds – malha [-]	N_r1	158,1120
Velocidade característica [m/s]	cstar1SI	500,3902

Fonte: Próprio autor.

A partir destes resultados é possível iniciar o projeto em CAD utilizando as medidas de comprimento e diâmetro da câmara catalítica. Em conjunto destes resultados, foram obtidas as curvas demonstradas nas Figuras a seguir.

Figura 25 – Carga total na câmara catalítica.

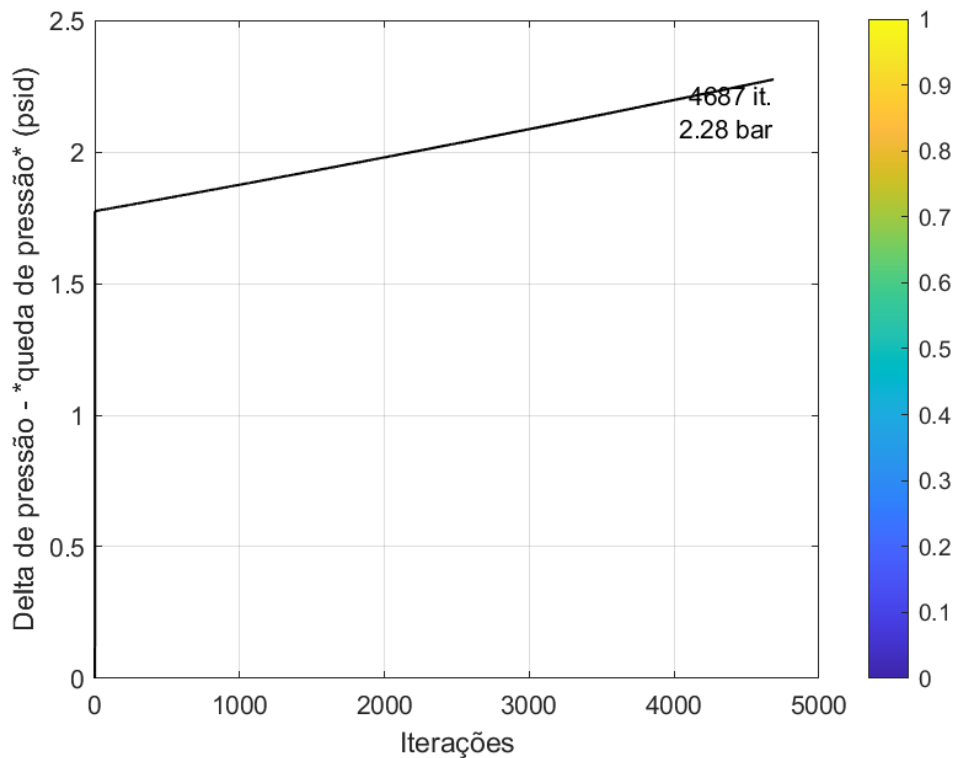


Fonte: Próprio autor.

A Carga total na câmara catalítica é demonstrada na Figura 25, onde é mostrada quantas Iterações foram necessárias para atingir o valor utilizado (em unidades do S.I. equivale à 35,153 kg/m²-s). A condição de parada do loop está definida no cálculo da Figura 26, que está relacionado à queda de pressão. Na Figura 22 é observado como é calculada a Carga na câmara, esta parte do cálculo de queda de pressão e ao final é verificado se os valores superam os limites estabelecidos anteriormente. Caso supere o limite, a carga é diminuída, caso fique abaixo do limite a carga é aumentada.

A Figura 26 é o resultado de quantas iterações foram necessárias para encontrar a condição de equilíbrio inserida no código (mencionada na Figura 18, sobre iterar até que a variação de pressão total esteja entre 33 e 38 psi, ou 2,275 a 2,620 bar). Em unidades do S.I. 2.28 bar equivale à 228 kPa.

Figura 26 – Variação (queda) de pressão na câmara catalítica.



Fonte: Próprio autor.

À partir da Figura 27 é obtido os resultados utilizando o modelamento da decomposição de Hidrazina de Hatem Belal [12].

Na Figura 27 temos o gráfico de temperatura na câmara de decomposição. Este gráfico parte de uma correlação apresentada no trabalho de Hatem Belal [12] nas equações (3) e (4). A correlação apresentada no trabalho funciona apropriadamente para pressões abaixo de 68 bar e cargas na câmara entre 7 a 70 kg/m²-s.

Esta temperatura apresentada serve como aproximação inicial para o projeto, porém, ao observar propulsores semelhantes ao projetado (como por exemplo os propulsores apresentados no relatório da *Rocket Research* [22]), há uma diferença nos valores medidos através dos testes que foram realizados nestes. Na Tabela V do relatório da *Rocket Research* [22], temos os resultados dos testes do propulsor de 0,5 lbf (equivalente a 2,22 N de empuxo). Este propulsor é testado em uma faixa de 0,354 lbf até 0,391 lbf (equivalente a 1,574 N a 1,739 N). Em seguida, na Tabela VI do mesmo relatório, temos os testes do propulsor de 5 lbf (equivalente a 22,2 N de empuxo). Este propulsor é testado em uma faixa de 3,210 lbf até 3,556 lbf (equivalente a 14,278 N a 15,817 N).

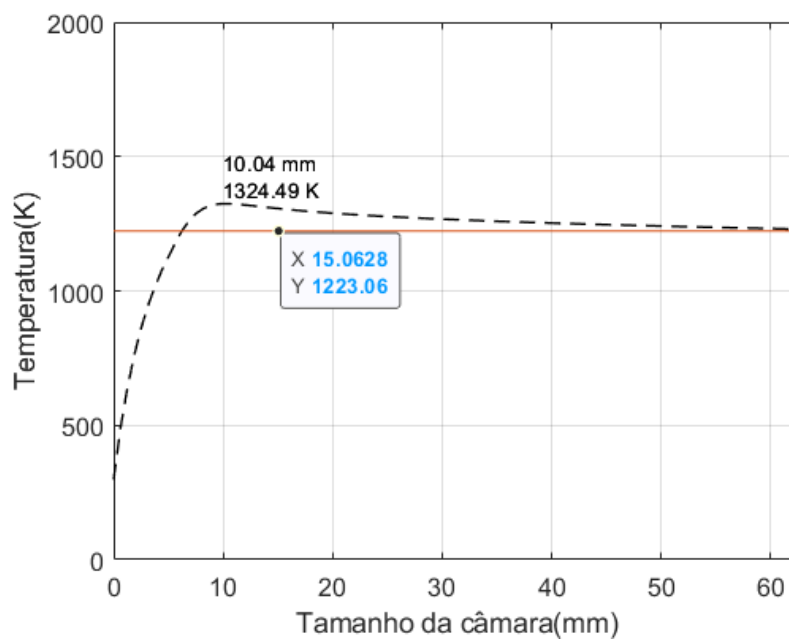
Em ambos os casos, ao observar o resultado das temperaturas da câmara catalítica na faixa de pressão da câmara em torno de 1 MPa:

- Propulsor de 0,5 lbf
 - Pressão na câmara: em torno de 1 MPa
 - Temperatura na câmara: em torno de 1083,15 K (aprox. 810 °C)
 - Velocidade característica: 1242,97 m/s

- Propulsor de 5 lbf
 - Pressão na câmara: em torno de 1,15 MPa
 - Temperatura na câmara: em torno de 1171,4 K (aprox. 898,33 °C)
 - Velocidade característica: 1287,78 m/s

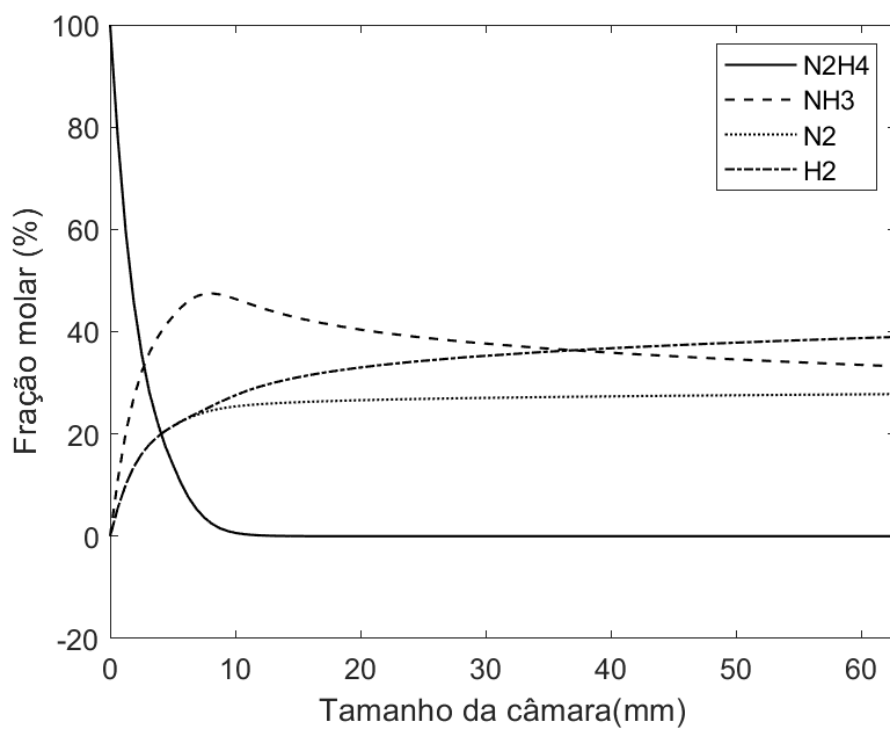
Com os resultados de temperaturas na faixa de 800 a 900 °C, é observado que a estimativa inicial que alcança até 1324,49 K (1051,34 °C) em um ponto específico e possui uma média de 1223,06 K (949,91 °C) ainda assim possui um erro induzido de aproximadamente até 10% devido a perdas de temperatura que podem estar relacionadas radiação e condução no material de construção da câmara.

Figura 27 – Temperatura na câmara catalítica.



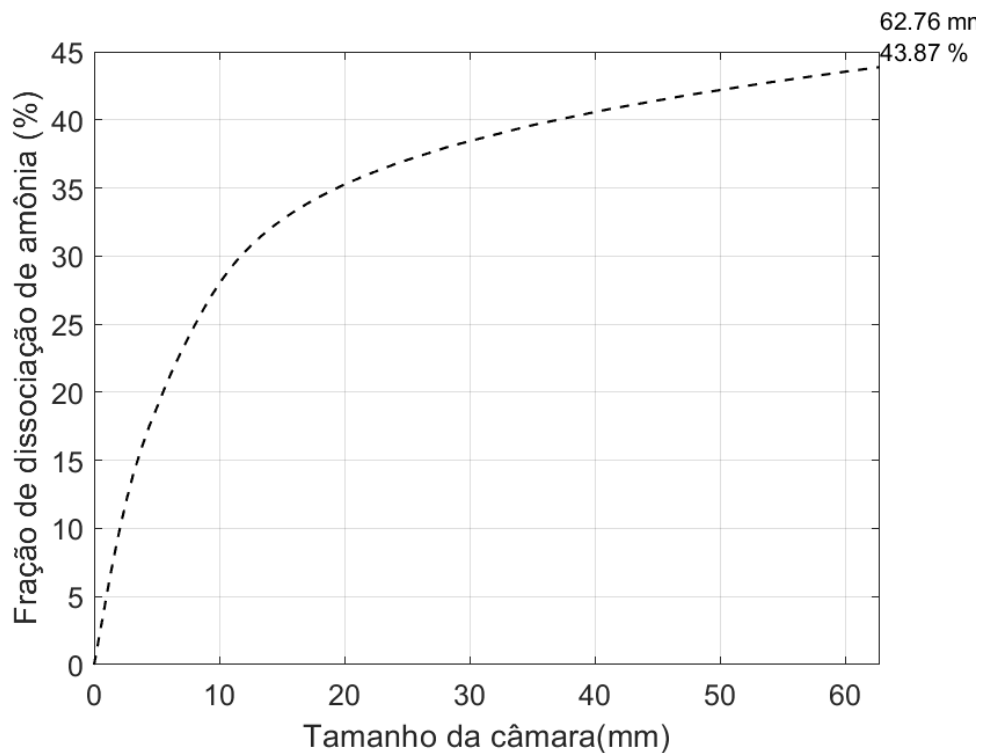
Fonte: Próprio autor.

Figura 28 – Fração molar de cada elemento na câmara catalítica.



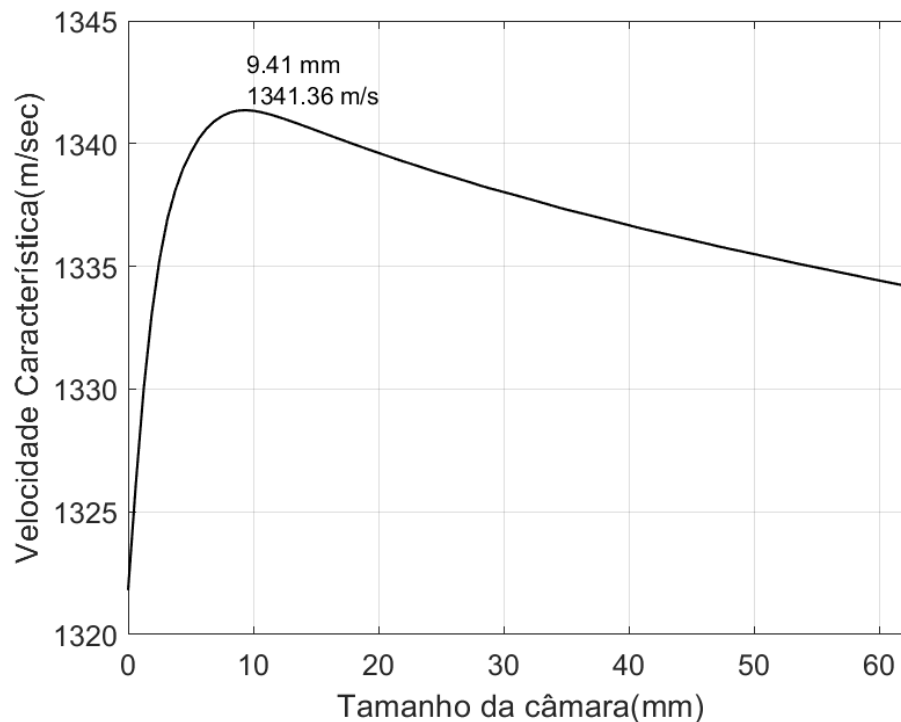
Fonte: Próprio autor.

Figura 29 – Fração de dissociação de amônia na câmara catalítica.



Fonte: Próprio autor.

Figura 30 – Velocidade Característica na câmara catalítica.



Fonte: Próprio autor.

O comportamento das curvas na Figura 28, Figura 29 e Figura 30 seguem como o esperado baseado na literatura consultada e usada como referência para estes parâmetros [12].

4.1.2 Injetor

A seguir, na Tabela 11, estão os resultados obtidos para o injetor. A partir destes valores, é obtida uma estimativa da posição dos furos do injetor e do seu diâmetro.

Tabela 11 – Resultados do injetor

Parâmetro	Variável	Resultado
Número de orifícios [-]	N_o	3
Queda de pressão no injetor [MPa]	deltaPiSI	0,15
Espaço entre os orifícios [mm]	SSI	6,5825

Diâmetro do orifício [mm]	D_oSI	0,5752
Linha de diâmetro referencial para os orifícios [mm]	D_1SI	6,2859
Quantidade de orifícios na linha de diâmetro referencial [-]	n_1	3

Fonte: Próprio autor.

4.1.3 Tubeira

Na Tabela 12, estão os resultados para a tubeira. Estes valores foram calculados utilizando as equações para um bocal convergente-divergente de tipo cônico.

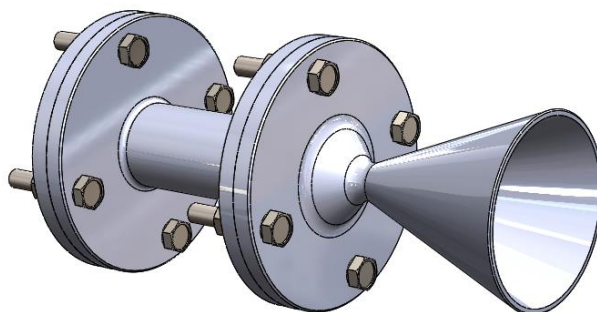
Tabela 12 – Resultados do bocal convergente-divergente		
Parâmetro	Variável	Resultado
Diâmetro de seção da garganta [mm]	D_tSI	5,3292
Raio pré-garganta [mm]	RaioSI	2,39776
Comprimento da seção convergente [mm]	L_ncSI	14,9454
Comprimento da seção divergente [mm]	L_ndSI	52,6430
Diâmetro de seção na saída [mm]	D_eSI	46,1525

Fonte: Próprio autor.

4.2 DESENHOS EM CAD

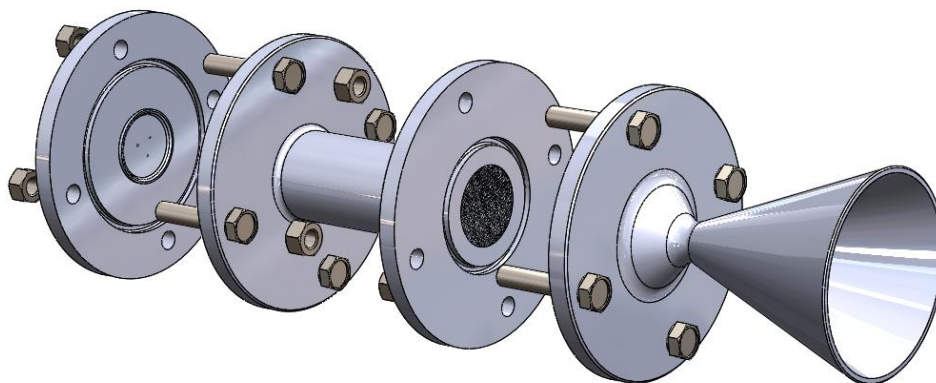
Com as informações obtidas pelos resultados do código utilizado, e das curvas apresentadas foi desenhado o propulsor monopropelente de hidrazina demonstrado na Figura 31 e Figura 32, e com maiores detalhes no Anexo B.

Figura 31 – Montagem do propulsor: vista isométrica



Fonte: Próprio autor.

Figura 32 – Montagem do propulsor: vista explodida



Fonte: Próprio autor.

5 CONCLUSÃO

Neste trabalho foi projetado um propulsor monopropelente de 5N para aplicação em satélites. O propulsor de nome TCCAL – 5N utiliza como propelente a Hidrazina com o catalisador S405 (de Irídio envolto com alumina).

O estudo teórico realizado neste trabalho resultou em um programa em Matlab capaz de realizar a sequência de passos necessários para o projeto do propulsor monopropelente de hidrazina de baixo empuxo (com faixa de 1N a 30N aproximadamente). Os resultados obtidos neste programa permitiram estimar os parâmetros de projeto usados no trabalho.

A partir dos parâmetros calculados, foi utilizado uma ferramenta CAD para realizar a modelagem do propulsor projetado. Este foi estrategicamente dividido em seções diferentes (placa injetora, câmara de decomposição e tubeira) para que seja possível testar com configurações diferentes (formatos diferentes de tubeira, placa injetora e câmara de decomposição).

Comparando as dimensões do propulsor projetado com similares do mercado, o mesmo encontra-se próximo a um propulsor de 4N da *Aerojet Rocketdyne*.

Como sugestões para trabalhos futuros, podem ser testados diferentes tipos de injetor e de tubeira. O injetor utilizado, de fabricação simplificada atende os requisitos de projeto, porém, há injetores mais eficientes disponíveis e com projetos mais complexos. Isso também se aplica para a tubeira.

As paredes do propulsor foram estimadas através de uma equação simplificada, e não em um estudo aprofundado de tensões e estresse térmico do material, também como trabalhos futuros, pode ser aplicado uma simulação FEA para estimar as dimensões de parede ótimas para cada seção do propulsor. Desta forma haveria uma redução de material e consequentemente da massa total, isso implica em aumento de performance do propulsor.

Também, é sugerido o teste com diferentes tamanhos de grãos de catalisador, para que seja observada a performance deste propulsor e se haverá uma decomposição estável e completa do propelente.

REFERÊNCIAS

- [1] SUTTON, G. P.; BIBLARZ, O. **Rocket Propulsion Elements**. 8. ed. [s.l: s.n.].
- [2] WORLDOMETERS. **Countries in the world by population (2020)**. Disponível em: <<https://www.worldometers.info/world-population/population-by-country/>>.
- [3] IMF. **IMF DataMapper**. Disponível em: <<https://www.imf.org/external/datamapper/profile/WEOWORLD>>.
- [4] AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA. **Programa Nacional de Atividades Espaciais: PNAE: 2012-2021**. [s.l: s.n.]. Disponível em: <<http://www.aeb.gov.br/wp-content/uploads/2013/01/PNAE-Portugues.pdf>>.
- [5] SILVA, W. R. **Filtro H-Infinito Estendido De Segunda Ordem E Filtro De Partículas Regularizado Com “Roughening” Aplicados Na Estimção De Atitude De Satélites Artificiais**. 2016. 145 f. Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais. 2016.
- [6] PALMÉRIO, A. F. Introdução a Tecnologia de Foguetes. **SindCT**, v. 1, n. 1, p. 304, 2016.
- [7] FILHO, K. DE S. O.; SARAIVA, M. DE F. O. **A Esfera Celeste**. Disponível em: <<http://astro.if.ufrgs.br/esf.htm>>. Acesso em: 12 mar. 2020.
- [8] SACKHEIM, R. et al. **Evolution of a standardized monopropellant rocket engine design concept**. 10th Propulsion Conference. **Anais...**Reston, Virigina: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 21 out. 1974Disponível em: <<http://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.1974-1133>>
- [9] MORGAN, O.; MEINHARDT, D. Monopropellant selection criteria-hydrazine and other options. **35th Joint Propulsion Conference and Exhibit**, n. c, 1999.
- [10] AEROJET ROCKETDYNE. Aerojet Announces Licensing and Manufacture of Spontaneous Monopropellant Catalyst S-405. 2003.
- [11] LEY, W.; WITTMANN, K.; HALLMANN, W. **Handbook of Space Technology**. [s.l: s.n.].
- [12] BELAL, H. Modeling of Hydrazine Decomposition for Monopropellant Thrusters Modeling of Hydrazine Decomposition for Monopropellant Thrusters. **13th International Conference on AEROSPACE SCIENCES & AVIATION TECHNOLOGY**, n. May 2009, 2009.
- [13] PALMER, M.; ROBERTS, G.; MUSKER, A. **Design, Build and Test of a 20 N Hydrogen Peroxide Monopropellant Thruster**. 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. **Anais...**Reston, Virigina: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 31 jul. 2011Disponível em: <<http://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2011-5697>>

- [14] GOTO, D. et al. Monopropellant Thruster Firing Test using KC12GA Catalyst. **Proceedings of the 3rd European Workshop on Hydrazine**, 2004.
- [15] SACKHEIM, R. L.; MASSE, R. K. Green Propulsion Advancement: Challenging the Maturity of Monopropellant Hydrazine. **Journal of Propulsion and Power**, v. 30, n. 2, p. 265–276, mar. 2014.
- [16] SPORES, R. A. et al. GPIM AF-M315E Propulsion System. n. July 2013, p. 1–12, 2013.
- [17] ECAPS. **High Performance Green Propulsion LMP-103S**, [s.d.]. Disponível em: <http://ecaps.space/assets/pdf/Bradford_ECAPS_Folder_2017.pdf>
- [18] NASA. **State of the Art Small Spacecraft Technology**. Moffett Field, California: [s.n.]. Disponível em: <https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/soa2018_final_doc-6.pdf>.
- [19] NASA. **Technology Readiness Level**. Disponível em: <https://www.nasa.gov/directorates/heo/scan/engineering/technology/txt_accordion1.html>.
- [20] HUANG, D. H.; HUZEL, D. K. **Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines**. Washington DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992.
- [21] HAN, D. I.; HAN, C. Y.; SHIN, H. D. Empirical and computational performance prediction for monopropellant hydrazine thruster employed for satellite. **Journal of Spacecraft and Rockets**, v. 46, n. 6, p. 1186–1195, 2009.
- [22] SCHMITZ, B.; SMITH, W. **Development of Design and Scaling Criteria for Monopropellant Hydrazine Reactors Employing Shell 405 Spontaneous Catalyst** Rocket Research Corp. Report. [s.l.: s.n.]. Disponível em: <<http://scholar.google.com/scholar?hl=en&btnG=Search&q=intitle:development+of+design+and+scaling+criteria+for+monopropellant+hydrazine+reactors+employing+shell+405+spontaneous+catalyst#0>>.
- [23] HENNEMAN, L. **ESTUDO TEÓRICO-EXPERIMENTAL DE UM PROPULSOR MONOPROPELENTE A ÓXIDO NITROSO USANDO CATALISADOR DE RÓDIO SUPORTADO** Tese de Doutorado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia e Espaciais / Combustão orientada pelo. 2015. 179 f. Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais. 2015.
- [24] MCRIGHT, P. et al. Confidence Testing of Shell-405 and S-405 Catalysts in a Monopropellant Hydrazine Thruster. n. July, p. 1–7, 2005.
- [25] PROPULSION, R. S. **Propulsion Catalogue**, 2019.
- [26] ROCKETDYNE, A. **In-Space Propulsion Data Sheets Monopropellant Propulsion**, 2020.
- [27] SALLES, C. E. R. et al. Sistemas Propulsivos para Satélites: Desenvolvimento e

Qualificao. **Anais do Encontro para a Qualidade de Laboratorios ENQUALAB**, p. 1–8, 2005.

[28] GOMES, B. F. **MANUFATURA ADITIVA E CARACTERIZAÇÃO DE COMPONENTES DA LIGA AL-4,4%MG UTILIZANDO DIFERENTES PROCESSOS DE DEPOSIÇÃO METÁLICA - CMT, PMC E PMC-MIX**. [s.d.]. Universidade Federal do Rio de Janeiro - UFRJ. [s.d.].

[29] DAVIS, J. R. **Metals Handbook**. **Metals Handbook**, 1998.

[30] HARVEY, P. **Engineering properties of steel**. [s.l: s.n.].

[31] AMERICAN IRON AND STEEL INSTITUTE. **High-Temperature Characteristics of Stainless Steels** **Nickel Development Institute**, 2020. Disponível em: <https://nickelinstitute.org/media/4657/ni_aisi_9004_hightemperaturecharacteristics.pdf>

ANEXO A

TABLE IV
0.5 LBF ENGINE - TEST DATA SUMMARY - SHOWERHEAD INJECTOR

Test No.	Test Code (1)	Fuel Temperature °F	Initial Catalyst Bed Temperature °F	Ignition Delay ms.	Response Time ms.	Decay Time ms.	Injection Pressure psia	Chamber Pressure psia	Thrust lbf	Flow Rate lbm/sec	Steady-State Catalyst Bed Temperature °F	Characteristic Velocity ft/sec	Specific Impulse lbf-sec/lbm (2)	Thrust Coefficient (2)	Chamber Pressure Roughness % Peak-to-peak
171-31-2	15-0	59	59	4	80	---	165.0	137.1	0.354	0.002366	1428	4171	149.6	1.154	± 4.60
171-31-12	15-0	67	67	5	83	---	176.7	152.7	0.395	0.002620	1494	4195	150.8	1.156	± 4.30
171-31-13	15-0	65	66	10	118	167	173.0	150.7	0.391	0.002622	1560	4140	149.2	1.159	± 7.20
171-31-3	45-0	67	66	4	245	144	210.7	148.7	0.383	0.002550	1407	4193	150.2	1.152	± 2.50
171-31-4	45-0	64	66	10	454	144	210.7	149.5	0.382	0.002600	1424	4139	146.9	1.142	± 2.60
171-31-7	45-0	63	67	7	245	118	214.5	151.0	0.390	0.002613	1396	4160	149.4	1.155	± 2.68
171-31-7	45-0	63	67	7	245	118	214.5	151.0	0.390	0.002613	1396	4160	149.4	1.155	± 2.68
171-31-7	45-0	63	67	7	245	118	214.5	151.0	0.390	0.002613	1396	4160	149.4	1.155	± 2.68
171-31-7	45-0	63	67	7	245	118	214.5	151.0	0.390	0.002613	1396	4160	149.4	1.155	± 2.68
171-31-8	45-0	63	68	10	285	128	213.2	150.5	0.393	0.002640	1409	4147	150.6	1.168	± 2.36
171-31-8	45-0	63	68	10	285	128	213.2	150.5	0.393	0.002640	1409	4147	150.6	1.168	± 2.36
171-31-5	75-0	63	63	12	410	143	240.2	145.1	0.374	0.002561	1490	4078	146.1	1.152	± 1.90
171-31-5	75-0	63	63	12	410	143	240.2	145.1	0.374	0.002561	1490	4078	146.1	1.152	± 1.90
171-31-5	75-0	63	63	12	410	143	240.2	145.1	0.374	0.002561	1490	4078	146.1	1.152	± 1.90
171-31-6	75-0	63	63	22	637	116	242.7	147.5	0.382	0.002526	---	4203	151.2	1.157	± 1.60
171-31-6	75-0	63	63	22	637	116	242.7	147.5	0.382	0.002526	---	4203	151.2	1.157	± 1.60
171-31-6	75-0	63	63	22	637	116	242.7	147.5	0.382	0.002526	---	4203	151.2	1.157	± 1.60
171-31-6	75-0	63	63	22	637	116	242.7	147.5	0.382	0.002526	---	4203	151.2	1.157	± 1.60
171-31-6	75-0	63	63	22	637	116	242.7	147.5	0.382	0.002526	---	4203	151.2	1.157	± 1.60
171-31-9	75-0	69	71	15	510	140	242.7	147.2	0.381	0.002553	1472	4150	149.2	1.157	± 1.50
171-31-9	75-0	69	71	15	510	140	242.7	147.2	0.381	0.002553	1472	4150	149.2	1.157	± 1.50
171-31-9	75-0	69	71	15	510	140	242.7	147.2	0.381	0.002553	1472	4150	149.2	1.157	± 1.50
171-31-9	75-0	69	71	15	510	140	242.7	147.2	0.381	0.002553	1472	4150	149.2	1.157	± 1.50
171-31-10	75-0	67	67	13	630	130	244.2	149.5	0.390	0.002559	1494	4205	152.4	1.166	± 1.65
171-31-10	75-0	67	67	13	630	130	244.2	149.5	0.390	0.002559	1494	4205	152.4	1.166	± 1.65
171-31-10	75-0	67	67	13	630	130	244.2	149.5	0.390	0.002559	1494	4205	152.4	1.166	± 1.65
171-31-10	75-0	67	67	13	630	130	244.2	149.5	0.390	0.002559	1494	4205	152.4	1.166	± 1.65
171-31-11	75-0	65	65	18	550	118	241.0	146.7	0.381	0.002537	1481	4162	150.2	1.161	± 1.85
171-31-11	75-0	65	65	18	550	118	241.0	146.7	0.381	0.002537	1481	4162	150.2	1.161	± 1.85
171-31-11	75-0	65	65	18	550	118	241.0	146.7	0.381	0.002537	1481	4162	150.2	1.161	± 1.85
171-31-11	75-0	65	65	18	550	118	241.0	146.7	0.381	0.002537	1481	4162	150.2	1.161	± 1.85
171-31-14	15-.2	62	62	42	240	404	174.2	148.2	0.384	0.002548	1430	4186	150.7	1.158	± 3.6
171-31-14	15-.2	62	62	42	240	404	174.2	148.2	0.384	0.002548	1430	4186	150.7	1.158	± 3.6
171-31-14	15-.2	62	62	42	240	404	174.2	148.2	0.384	0.002548	1430	4186	150.7	1.158	± 3.6
171-31-14	15-.2	62	62	42	240	404	174.2	148.2	0.384	0.002548	1430	4186	150.7	1.158	± 3.6
171-31-15	15-.2	62	64	26	160	---	172.7	150.9	0.391	0.002608	1506	4165	149.9	1.158	± 3.6
171-31-15	15-.2	62	64	26	160	---	172.7	150.9	0.391	0.002608	1506	4165	149.9	1.158	± 3.6
171-31-15	15-.2	62	64	26	160	---	172.7	150.9	0.391	0.002608	1506	4165	149.9	1.158	± 3.6
171-31-15	15-.2	62	64	26	160	---	172.7	150.9	0.391	0.002608	1506	4165	149.9	1.158	± 3.6
171-31-16	45-.2	71	73	56	730	146	214.0	152.2	(3)	(3)	1486	(3)	(3)	(3)	± 13.2
171-31-16	45-.2	71	73	56	730	146	214.0	152.2	(3)	(3)	1486	(3)	(3)	(3)	± 13.2
171-31-16	45-.2	71	73	56	730	146	214.0	152.2	(3)	(3)	1486	(3)	(3)	(3)	± 13.2
171-31-16	45-.2	71	73	56	730	146	214.0	152.2	(3)	(3)	1486	(3)	(3)	(3)	± 13.2
171-31-17	45-.2	68	71	23	680	387	210.2	150.9	(3)	(3)	1566	(3)	(3)	(3)	± 6.63
171-31-17	45-.2	68	71	23	680	387	210.2	150.9	(3)	(3)	1566	(3)	(3)	(3)	± 6.63
171-31-17	45-.2	68	71	23	680	387	210.2	150.9	(3)	(3)	1566	(3)	(3)	(3)	± 6.63
171-31-17	45-.2	68	71	23	680	387	210.2	150.9	(3)	(3)	1566	(3)	(3)	(3)	± 6.63

- (1) First number refers to nominal injector pressure drop. Second number refers to distance of injector from top of catalyst bed.
- (2) Nozzle Expansion Ratio is 3.5:1
- (3) Chamber excursions too large to obtain steady-state data.

TABLE V
0.5 LBF ENGINE - TEST DATA SUMMARY - RIGIMESH INJECTOR

Test No.	Test Code	Fuel Temperature °F	Initial Catalyst Bed Temperature °F	Ignition Delay ms.	Response Time ms.	Decay Time ms.	Injection Pressure psia	Chamber Pressure psia	Thrust lbf	Flow Rate lbm/sec	Steady-State Catalyst Bed Temperature °F	Characteristic Velocity ft/sec	Specific Impulse lbf-sec/lbm (4)	Thrust Coefficient (4)	Chamber Pressure Roughness % Peak-to-peak
	(1)														
171-31-83	15-0	55	57	7	95	232	181.0	152.3	(2)	(2)	1381	(2)	(2)	(2)	± 19.70
171-31-85	15-0	65	67	5	112	247	181.0	151.1	(2)	(2)	1381	(2)	(2)	(2)	± 20.00
171-31-80	45-0	61	61	8	235	225	198.1	161.4	0.426	0.002731	1400	4196	153.2	1.174	± 3.39
171-31-81	45-0	59	64	14	244	203	194.7	155.6	0.408	0.002714	1415	4149	151.1	1.165	± 2.72
171-31-82	45-0	59	61	12	230	215	195.1	155.2	0.405	0.002706	-----	4163	150.1	1.161	± 2.74
171-31-76	75-0	55	56	14	435	205	242.8	164.3	0.432	0.002810	1437	4188	153.4	1.176	± 2.74
171-31-77	75-0	55	57	11	431	135	233.4	155.5	0.413	0.002576	1460	4190	154.3	1.192	± 2.82
171-31-78	75-0	55	58	10	450	187	227.5	153.2	0.411	0.002628	1453	4190	154.1	1.133	± 2.87
171-31-86	75-2	65	67	45	(3)	(3)	224.7	(2)	(2)	(2)	1351	(2)	(2)	(2)	± 27.10

- (1) First number refers to nominal injector pressure drop. Second number refers to distance of injector from top of catalyst bed.
- (2) Chamber pressure excursions too large to obtain steady-state data.
- (3) Start and shutdown erratic.
- (4) Nozzle Expansion Ratio is 3.5:1

TABLE VI
5 LBF ENGINE - TEST DATA SUMMARY - SHOWERHEAD INJECTOR

Test No.	Test Code	Fuel Temp. °F	Initial Catalyst Bed Temp. °F	Ignition Delay ms.	Response Time ms.	Decay Time ms.	Injection Pressure psia	Upstream Chamber Pressure psia	Downstream Chamber Pressure psia	Thrust lbf	Flow Rate lbm/sec	T _{c1} °F (1)	T _{c2} °F (1)	T _{c3} °F (1)	T _{c4} °F (1)	c* ft/sec	I _{sp} lbf-sec/lbm (2)	Thrust Coefficient (2)	Chamber Pressure Roughness % Peak-to-peak
	(3)																		
171-31-74	B1-1	62	66	4	115	90	177.1	160.4	143.5	3.210	0.02112	1580	1468	1403	1376	4140	151.9	1.181	± 2.61
171-31-75	B1-1	59	76	2	120	102	172.0	155.4	139.4	3.160	0.02060	1600	1468	1392	1372	4124	153.7	1.197	± 3.41
171-31-196	B1-2	38	45	10	510	128	205.3	158.5	147.3	3.333	0.02124	1649	1485	1381	1351	4225	156.9	1.195	± 3.40
171-31-198	B1-2	39	57	9	645	93	206.3	159.3	144.1	3.308	0.02091	1614	1460	1377	1347	4209	157.9	1.207	± 3.46
171-31-71	B1-3	66	70	4	694	86	246.9	169.7	154.3	3.520	0.02261	1534	1446	1415	1368	4158	155.8	1.203	± 1.62
171-31-72	B1-3	60	67	4	736	100	244.7	167.9	154.6	3.470	0.02226	1645	1516	1411	1385	4123	155.8	1.215	± 1.62
171-31-96	B1-4	57	58	13	112	107	178.9	159.4	144.2	3.260	---	1578	1463	1398	1372	---	---	1.195	± 2.43
171-31-98	B1-4	54	53	14	108	103	183.9	161.8	146.4	3.330	0.02155	1394	1355	1342	---	4111	154.5	1.209	± 2.90
171-31-94	B1-5	67	65	16	327	153	205.4	164.4	149.4	3.420	0.02206	1436	1394	1352	1342	4127	155.1	1.209	± 2.34
171-31-95	B1-5	54	56	15	262	98	201.9	160.5	140.4	3.250	0.02113	1623	1483	1410	1385	4122	153.9	1.202	± 2.49
171-31-88	B1-6	60	69	13	621	123	223.9	162.2	146.5	3.330	0.02164	1578	1446	1407	1381	4124	154.1	1.202	± 2.05
171-31-91	B1-6	58	65	20	555	80	247.1	169.4	157.2	3.620	0.02320	1735	1524	1437	1404	4129	156.0	1.215	± 2.39
171-31-102	B1-7	49	48	15	110	140	194.2	171.2	155.8	3.620	0.02308	1434	1394	1361	1341	4114	156.7	1.225	± 2.57
171-31-103	B1-7	52	54	15	107	114	187.1	165.6	150.6	3.450	0.02236	1459	1381	1355	1340	4104	154.4	1.209	± 2.66
171-31-101	B1-8	55	62	15	296	136	203.7	165.7	151.5	3.490	0.02234	1437	1394	1359	1340	4133	156.3	1.216	± 1.98
171-31-199	B1-8	40	51	15	290	190	194.3	161.0	146.8	3.348	0.02108	1446	1394	1338	1321	4244	158.8	1.204	± 2.73
171-31-107	B1-9	62	67	15	619	137	241.2	172.3	156.2	3.660	0.02310	1426	1409	1372	1352	4119	158.2	1.236	± 1.60
171-31-108	B1-9	53	57	16	600	125	210.4	---	140.6	3.160	0.02045	1416	---	---	---	4191	154.9	1.185	± 2.13
171-31-187	B1-10	49	51	10	202	85	187.1	173.3	153.5	3.520	0.02277	1781	1601	1446	1419	4107	154.6	1.211	± 6.28
171-31-188	B1-10	48	55	11	220	85	185.9	172.2	151.8	3.496	0.02245	1772	1605	1481	1415	4121	155.7	1.216	± 5.70
171-31-185	B1-11	42	52	9	514	75	208.3	165.8	146.8	3.352	0.02121	1772	1591	1446	1402	4218	158.1	1.205	± 4.10
171-31-186	B1-11	48	48	11	581	84	206.9	166.4	147.1	3.364	0.02144	1781	1609	1448	1420	4181	156.9	1.207	± 2.72
171-31-190	B1-12	45	52	13	748	83	236.3	168.3	154.1	3.540	0.02238	1763	1667	1494	1429	4195	158.2	1.218	± 4.50
171-31-191	B1-12	44	52	10	650	70	241.2	172.1	156.8	3.592	0.02276	1740	1740	1477	1424	4198	157.8	1.210	± 4.10
171-31-109	B1-13	65	66	14	120	94	185.4	166.5	150.6	3.428	0.02225	1603	1479	1437	1413	4122	154.1	1.202	± 3.32
171-31-113	B1-13	58	66	15	129	123	189.7	170.9	152.1	3.496	0.02256	1529	1481	---	1394	4111	155.0	1.218	± 2.47
171-31-114	B1-14	62	64	15	400	94	199.0	160.8	144.7	3.316	0.02149	1591	1468	---	1396	4104	154.7	1.209	± 3.80
171-31-115	B1-14	58	64	15	430	91	206.8	164.8	150.1	3.422	0.02241	1594	1481	---	1398	4083	152.7	1.203	± 3.16
171-31-116	B1-15	55	59	11	663	61	243.2	170.3	154.1	3.581	0.02289	1627	---	---	1402	4105	156.5	1.226	± 3.08
171-31-117	B1-15	50	53	16	550	96	241.5	168.5	152.6	3.531	0.02261	1605	1499	---	1405	4116	156.2	1.221	± 2.95
171-31-168	B1-16	43	53	15	180	80	186.3	169.0	154.1	3.551	0.02251	1503	1503	1433	1411	4170	157.8	1.217	± 1.79
171-31-169	B1-16	43	58	15	189	88	186.1	168.4	153.2	3.520	0.02255	1516	---	1433	1407	4139	156.1	1.213	± 2.12

TABLE VII
5 LBF ENGINE - TEST DATA SUMMARY - RIGIMESH INJECTOR

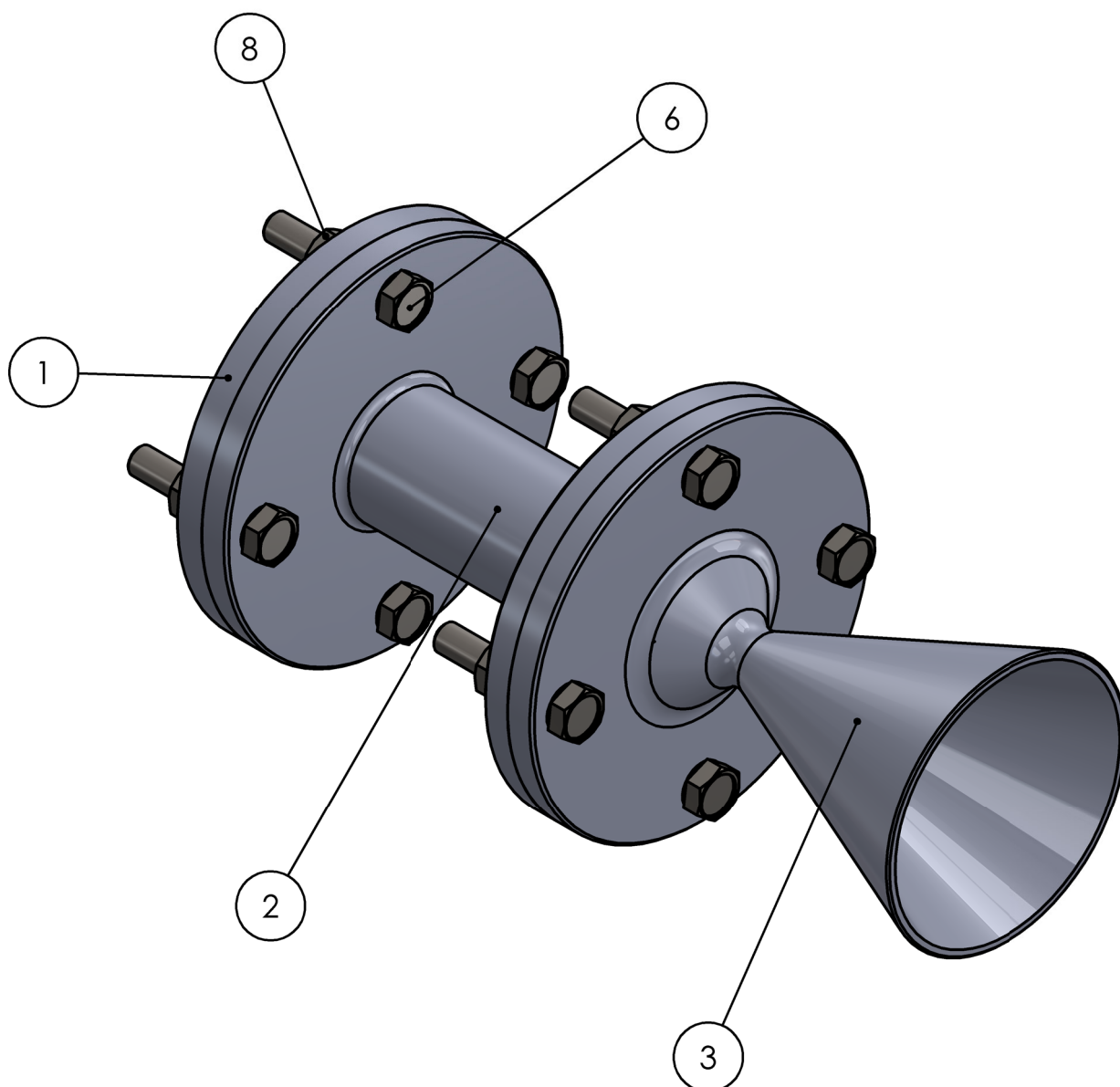
Test No.	Test Code	Fuel Temp.	Initial Catalyst Bed Temp.	Ignition Delay	Response Time	Decay Time	Injection Pressure	Upstream Chamber Pressure	Downstream Chamber Pressure	Thrust	Flow Rate	T _{c1}	T _{c2}	T _{c3}	T _{c4}	c*	I _{sp}	Thrust Coefficient	Chamber Pressure Roughness
	(1)	°F	°F	ms.	ms.	ms.	psia	psia	psia	lbf	lbm/sec	°F (2)	°F (2)	°F (2)	°F (2)	ft/sec	lbf-sec/lb.m	(3)	% Peak-to-peak
171-31-166	15-0-1	40	42	11	210	170	178.8	155.3	145.3	3.291	0.02104	1605	1472	1398	1372	4207	156.4	1.196	± 4.30
171-31-167	15-0-1	40	47	10	220	160	192.5	167.9	154.8	3.556	0.02245	1623	1503	1394	1372	4201	158.4	1.213	± 4.04
171-31-159	45-0-1	46	49	10	520	117	216.1	170.9	153.6	3.519	0.02258	1735	1601	1463	1420	4145	155.9	1.210	± 3.71
171-31-160	45-0-1	41	45	10	554	100	209.1	164.8	150.3	3.428	0.02198	1694	1694	1490	1433	4167	156.0	1.204	± 3.79
171-31-176	75-0-1	42	45	12	707	118	245.9	167.0	149.7	3.452	0.02168	1411	1407	1359	1340	4207	159.2	1.218	± 5.01
171-31-177	75-0-1	45	47	14	810	123	244.1	162.2	145.7	3.340	0.02113	1503	1424	1368	1351	4202	158.1	1.210	± 5.05
171-31-178	75-0-1	42	42	13	805	127	242.5	163.3	145.0	3.347	0.02102	1494	1407	1359	1334	4204	159.3	1.219	± 5.07
171-31-170	15-0-3	44	50	29	152	250	179.7	161.6	149.5	3.420	0.02170	1364	1359	1334	1320	4198	157.6	1.208	± 5.01
171-31-171	15-0-3	45	55	27	167	160	182.5	162.7	146.5	3.352	0.02150	1437	1437	1364	1338	4153	155.9	1.208	± 5.12
171-31-155	45-0-3	53	55	18	398	128	232.5	169.4	155.6	3.584	0.02278	1690	1525	1424	1402	4162	157.3	1.216	± 3.80
171-31-156	45-0-3	47	50	17	403	185	223.7	162.6	149.7	3.431	0.02191	1667	1516	1415	1390	4163	156.6	1.210	± 3.00
171-31-157	75-0-3	49	50	18	472	210	242.9	173.0	160.4	3.715	0.02316	1735	1536	1424	1402	4220	160.4	1.223	± 3.50
171-31-158	75-0-3	49	53	16	427	217	230.3	162.1	146.3	3.282	0.02138	1749	1543	1424	1402	4170	153.5	1.184	± 3.71
171-31-161	15-0-6	51	56	16	110	250	174.1	150.5	134.1	2.996	0.01962	1503	1446	1385	1359	4164	152.7	1.180	± 5.59
171-31-162	15-0-6	47	55	18	130	250	181.3	161.6	145.1	3.280	0.02122	1459	1437	1381	1359	4166	154.6	1.195	± 5.17
171-31-164	45-0-6	48	50	21	375	218	20.13	162.6	152.8	3.480	0.02218	1450	1394	1347	1334	4197	156.9	1.203	± 3.27
171-31-165	45-0-6	45	57	20	375	190	200.7	162.1	150.9	3.460	0.02180	1446	1394	1359	1338	4218	158.7	1.211	± 3.31
171-31-182	15-.2-6	40	36	28	555	810	185.5	157.4	144.1	3.264	0.02050	1394	1346	1329	1299	4263	158.5	1.196	± 3.99
171-31-183	15-.2-6	41	55	35	790	1150	185.9	149.7	134.3	2.988	0.01899	1338	1340	1359	1297	4309	157.4	1.175	± 3.35
171-31-180	45-.2-6	48	51	23	832	---	203.1	165.4	150.1	3.428	0.021341	1429	1381	1329	1329	4286	160.6	1.206	± 3.00
171-31-181	45-.2-6	48	59	22	745	700	202.5	165.4	151.2	3.453	0.021443	1394	1351	1381	1316	4297	161.0	1.206	± 3.30

(1) First number refers to nominal injector pressure drop. Second number refers to distance of injector from catalyst bed. The third number refers to the number of injector elements.

(2) T_{c1}, T_{c2}, T_{c3}, and T_{c4} are steady-state temperature measurements located 0.5, 0.88, 1.35, and 1.75 inches from the top of the catalyst bed.

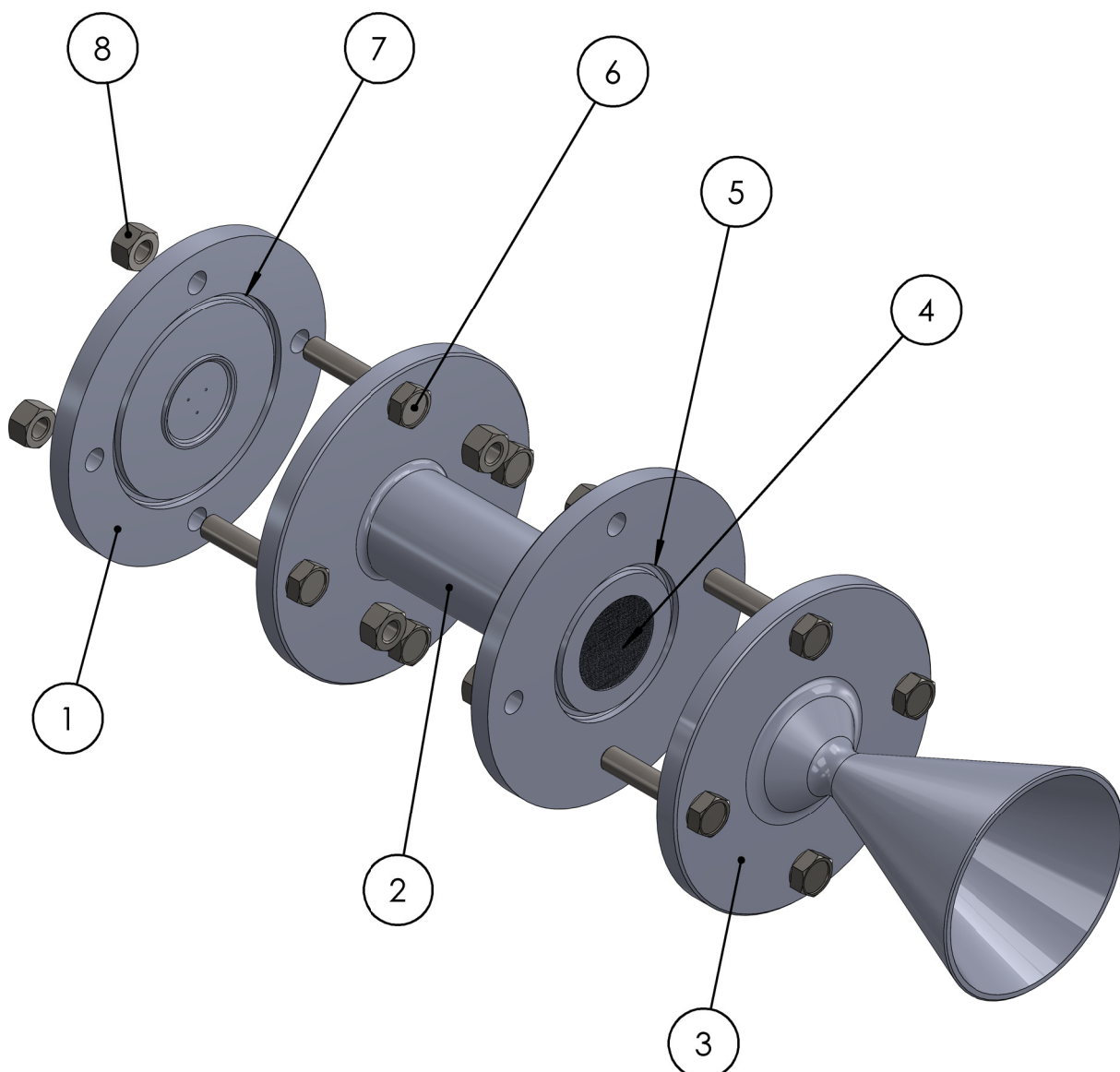
(3) Nozzle Expansion Ratio is 4.55:1

ANEXO B



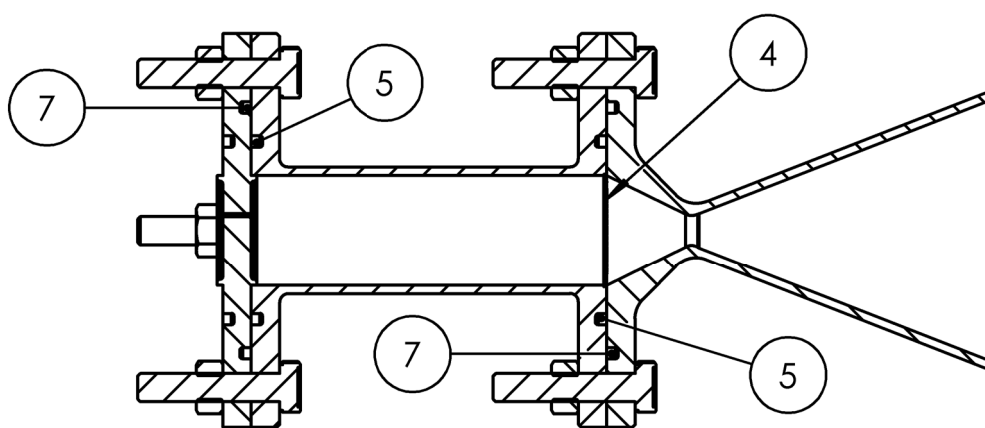
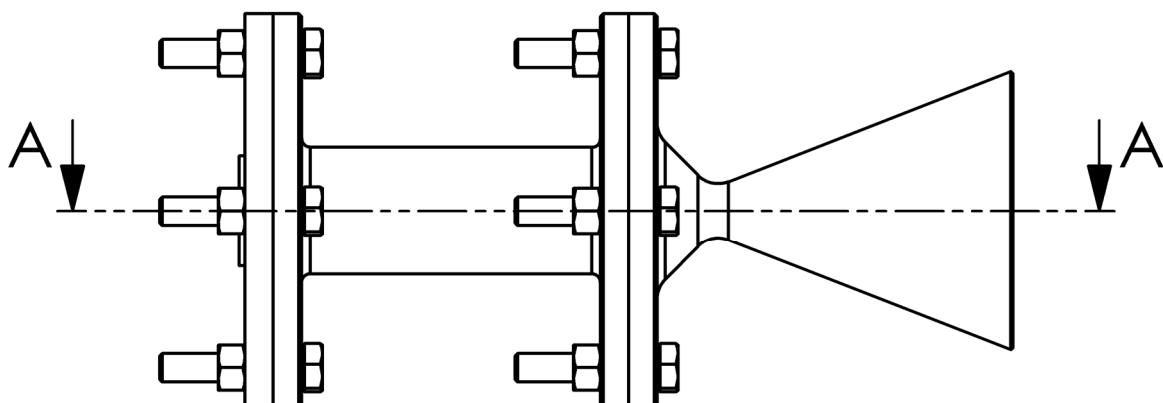
8	Porca M5	8	Aço Carbono	M5 x 0.8
7	ECI Metal C-Ring: Pressão Interna	2	Haynes® 188	1/16 - ECI - 001780 - 06 - 30 - 1
6	Parafuso M5 Allen com cabeça	8	Aço Carbono	M5 x 0.8 x 25mm - Recomendado classe de resistência 8.8
5	ECI Metal C-Ring: Pressão Interna	2	Haynes® 188	1/16 - ECI - 001317 - 06 - 30 - 1
4	Malha / Tela	1	Molibdênio	60x60
3	Tubeira / Bocal convergente-divergente	1	Aço Inox AISI 347	
2	Câmara de decomposição catalítica	1	Aço Inox AISI 347	
1	Placa Injetora	1	Aço Inox AISI 347	

Nº	DENOMINAÇÃO	Q.	MATERIAL	AJUSTES
	TCCAL - 5N : Propulsor Monopropelente de Hidrazina - Montado			
	PRANCHA	EXECUÇÃO		DATA
	1	Alan Lanceloth Rodrigues Silva		12/03/2021
	ESCALA	ORIENTADOR		DATA
	1:1	Dr. Roman Ivanovitch Savonov		12/03/2021
		CO-ORIENTADOR		DATA
		Dr. Matheus Fontanelle Pereira		12/03/2021



8	Porca M5	8	Aço Carbono	M5 x 0.8
7	ECI Metal C-Ring: Pressão Interna	2	Haynes® 188	1/16 - ECI - 001780 - 06 - 30 - 1
6	Parafuso M5 Allen com cabeça	8	Aço Carbono	M5 x 0.8 x 25mm - Recomendado classe de resistência 8.8
5	ECI Metal C-Ring: Pressão Interna	2	Haynes® 188	1/16 - ECI - 001317 - 06 - 30 - 1
4	Malha / Tela	1	Molibdênio	60x60
3	Tubeira / Bocal convergente-divergente	1	Aço Inox AISI 347	
2	Câmara de decomposição catalítica	1	Aço Inox AISI 347	
1	Placa Injetora	1	Aço Inox AISI 347	

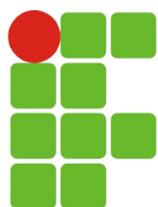
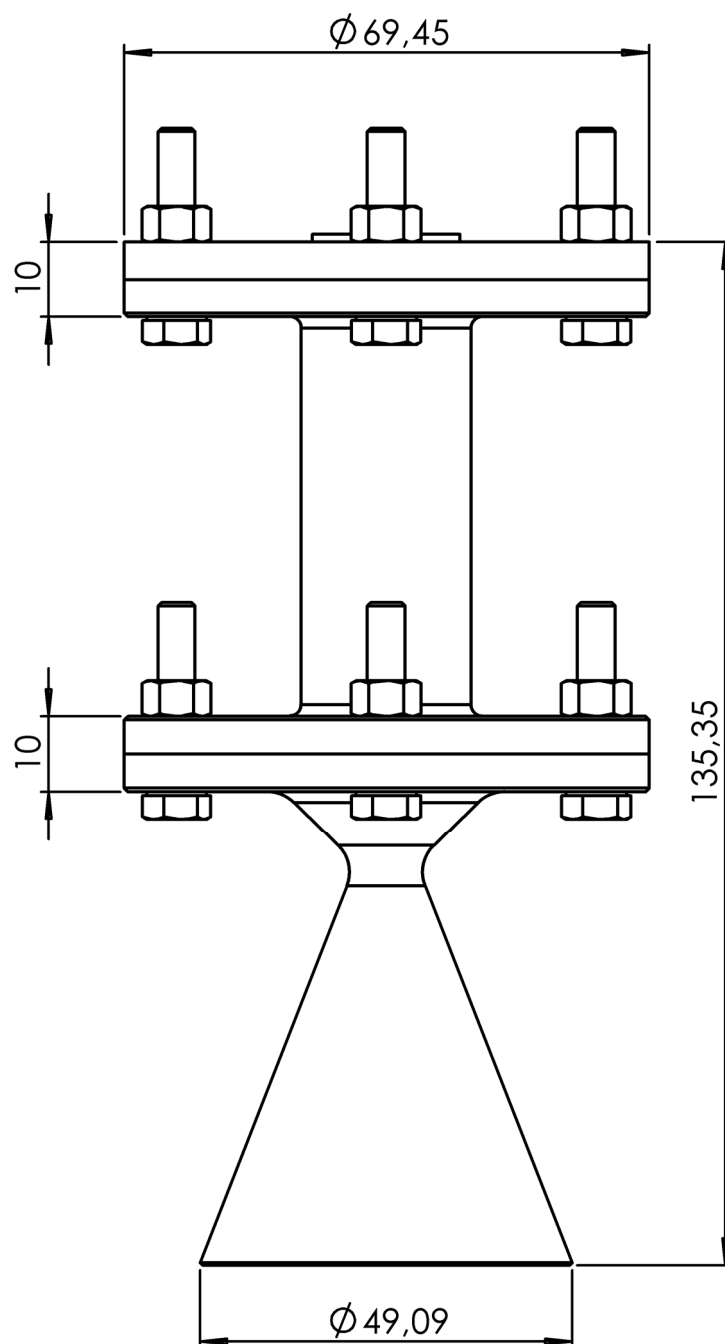
Nº	DENOMINAÇÃO	Q.	MATERIAL	AJUSTES
	TCCAL - 5N : Propulsor Monopropelente de Hidrazina - Explodida			
	PRANCHA	EXECUÇÃO		DATA
	2	Alan Lanceloth Rodrigues Silva		12/03/2021
	ESCALA	ORIENTADOR		DATA
3:4		Dr. Roman Ivanovitch Savonov		12/03/2021
		CO-ORIENTADOR		DATA
		Dr. Matheus Fontanelle Pereira		12/03/2021



SEÇÃO A-A

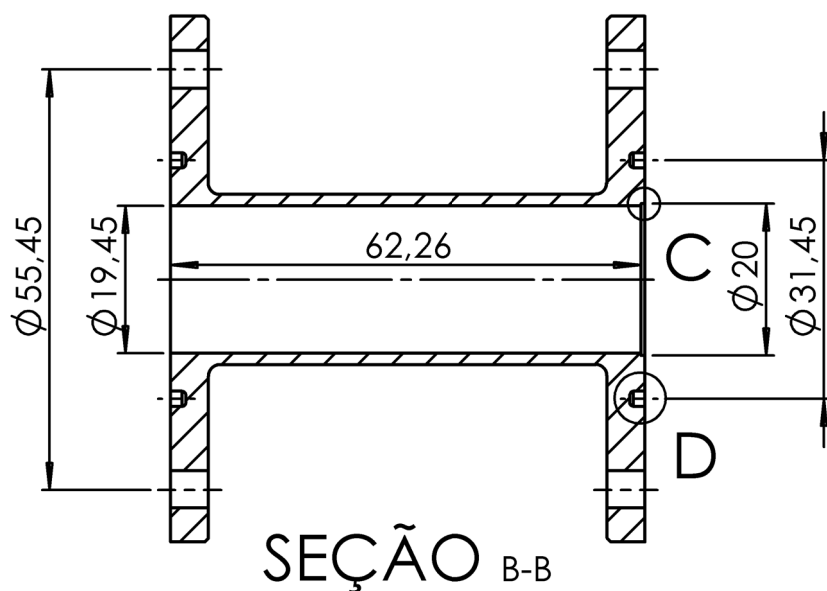
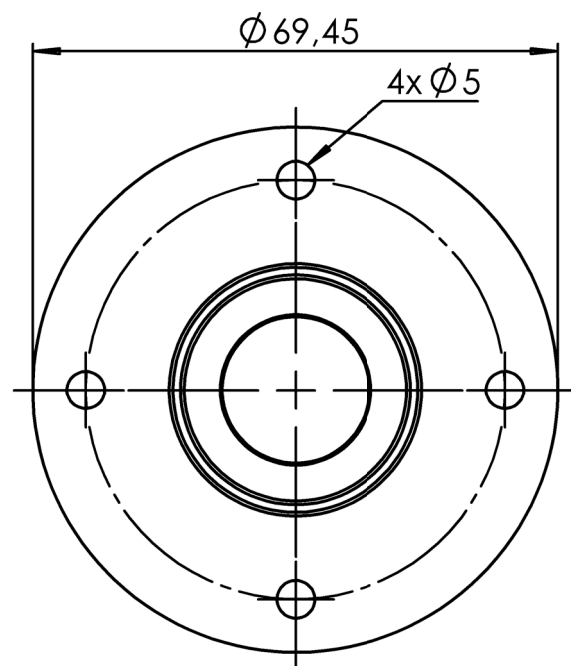
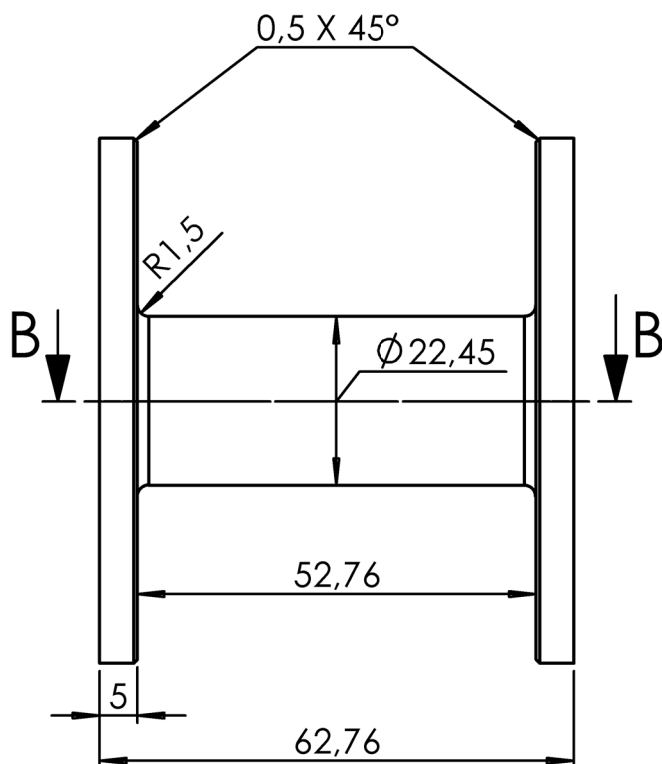
8	Porca M5	8	Aço Carbono	M5 x 0.8
7	ECI Metal C-Ring: Pressão Interna	2	Haynes® 188	1/16 - ECI - 001780 - 06 - 30 - 1
6	Parafuso M5 Allen com cabeça	8	Aço Carbono	M5 x 0.8 x 25mm - Recomendado classe de resistência 8.8
5	ECI Metal C-Ring: Pressão Interna	2	Haynes® 188	1/16 - ECI - 001317 - 06 - 30 - 1
4	Malha / Tela	1	Molibdênio	60x60
3	Tubeira / Bocal convergente-divergente	1	Aço Inox AISI 347	
2	Câmara de decomposição catalítica	1	Aço Inox AISI 347	
1	Placa Injetora	1	Aço Inox AISI 347	

Nº	DENOMINAÇÃO	Q.	MATERIAL	AJUSTES
TCCAL - 5N: Posição dos anéis de vedação e Malha/Tela				
PRANCHA		EXECUÇÃO		DATA
3		Alan Lanceloth Rodrigues Silva		12/03/2021
ESCALA		ORIENTADOR		DATA
3:4		Dr. Roman Ivanovitch Savonov		12/03/2021
		CO-ORIENTADOR		DATA
		Dr. Matheus Fontanelle Pereira		12/03/2021

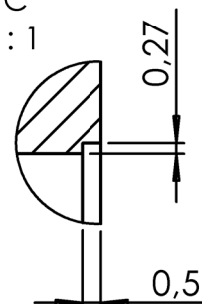


TCCAL - 5N: Dimensão total da montagem

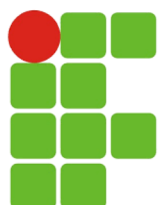
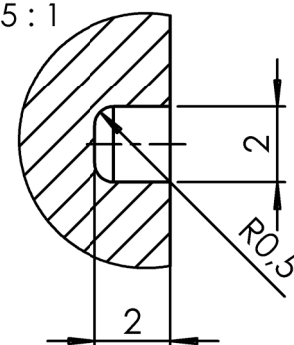
PRANCHA	EXECUÇÃO	DATA
4	Alan Lanceloth Rodrigues Silva	12/03/2021
ESCALA	ORIENTADOR	DATA
1:1	Dr. Roman Ivanovitch Savonov	12/03/2021
	CO-ORIENTADOR	DATA
	Dr. Matheus Fontanelle Pereira	12/03/2021



DETALHE C
ESCALA 5 : 1

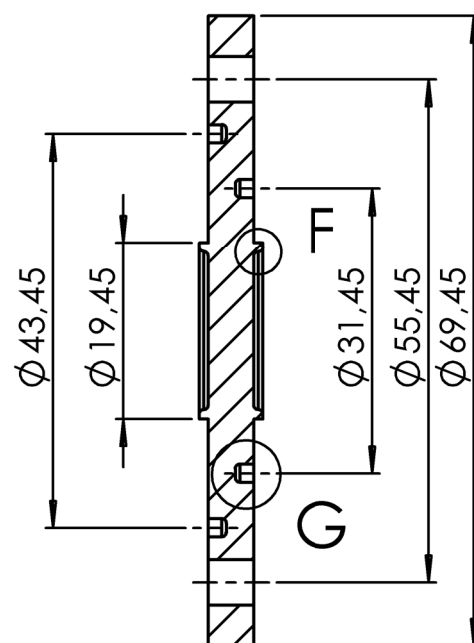
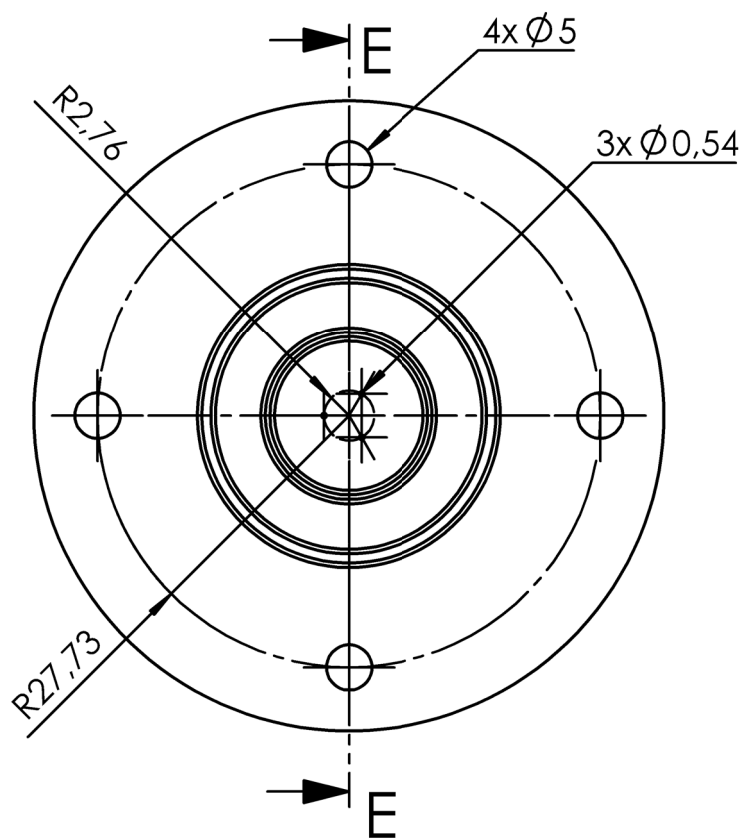


DETALHE D
ESCALA 5 : 1



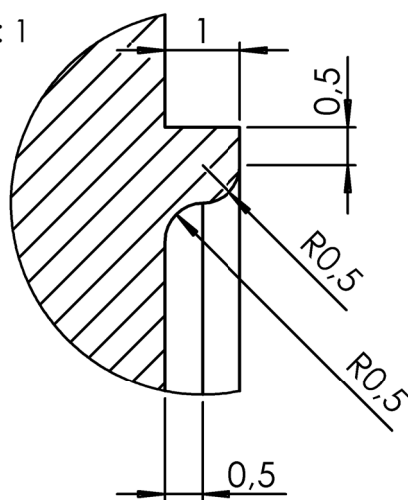
TCCAL - 5N: Câmara de decomposição catalítica

PRANCHA	EXECUÇÃO	DATA
5	Alan Lanceloth Rodrigues Silva	12/03/2021
ESCALA	ORIENTADOR	DATA
1:1	Dr. Roman Ivanovitch Savonov	12/03/2021
	CO-ORIENTADOR	DATA
	Dr. Matheus Fontanelle Pereira	12/03/2021

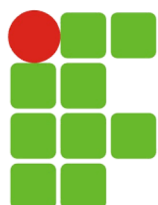
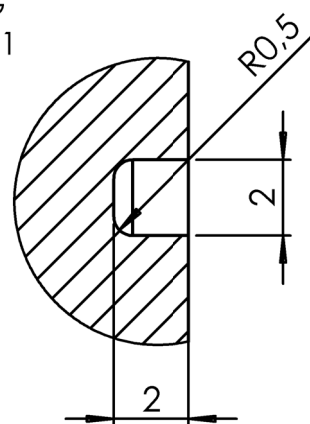


SEÇÃO E-E

DETALHE F
ESCALA 10 : 1



DETALHE G
ESCALA 5 : 1



TCCAL - 5N: Placa Injetora

PRANCHA	EXECUÇÃO	DATA
6	Alan Lanceloth Rodrigues Silva	12/03/2021
ESCALA	ORIENTADOR	DATA
6:5	Dr. Roman Ivanovitch Savonov	12/03/2021
	CO-ORIENTADOR	DATA
	Dr. Matheus Fontanelle Pereira	12/03/2021

DETALHE H
ESCALA 5 : 1

R0,5

2

2

DETALHE I
ESCALA 4 : 1

0,36 X 45°

1,11

Technical drawing of a circular part, likely a cross-section of a pipe or a flange. The drawing shows concentric circles representing different diameters. The outermost circle is labeled $4 \times \varnothing 5$, indicating four holes with a diameter of 5 units. The innermost circle is labeled $R27,73$, indicating a radius of 27.73 units. The drawing is divided into four quadrants by a horizontal and vertical centerline.

67,59

0,5 X 45°

Ø 31,30

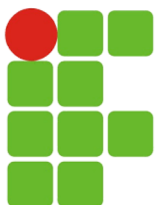
Ø 9,62

5

Todos os raios externos: R 5

G

G



PRANCHA

7

ESCALA

1:1

EXECUÇÃO

EXECUÇÃO

Alan Lanceloth Rodrigues Silva

ORIENTADOR

Dr. Roman Ivanovitch Savonov

CO-ORIENTADOR

CO-ORIENTADOR
Dr. Matheus Fontanelle Pereira

DATA

12/03/2021

	DATA

DATA
12/03/2021

	DATA
--	------

DATA
12/03/2021