

**CENTRO FEDERAL DE EDUCAÇÃO TECNOLÓGICA
CELSO SUCKOW DA FONSECA**

**Análise de Performance do Propulsor de
Baixa Pressão para um CubeSat**

Igor Pimentel Guimarães

Prof. Orientador:
Dadú Cordeiro Guerrieri, PhD.

**Rio de Janeiro,
19 de julho de 2022**

**CENTRO FEDERAL DE EDUCAÇÃO TECNOLÓGICA
CELSO SUCKOW DA FONSECA**

Análise de performance do propulsor de baixa pressão para um CubeSat

Igor Pimentel Guimarães

Projeto final apresentado em cumprimento às normas do Departamento de Educação Superior do Centro Federal de Educação Tecnológica Celso Suckow da Fonseca, CEFET/RJ, como parte dos requisitos para obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecânica.

Prof. Orientador:
Daduí Cordeiro Guerrieri, PhD.

**Rio de Janeiro,
19 de julho de 2022**

Ficha catalográfica elaborada pela Biblioteca Central do CEFET/RJ

G963 Guimaraes, Igor Pimentel
Análise de performance do propulsor de baixa pressão para um
CubeSat / Igor Pimentel Guimaraes. — 2022.
x, 58f + apêndice. : il.(algumas color). ; enc.

Projeto Final (Graduação) Centro Federal de Educação
Tecnológica Celso Suckow da Fonseca, 2022.
Bibliografia : f. 51-58
Orientador: Daduí Cordeiro Guerrieri

1. Engenharia mecânica. 2. Satélites. 3. Veículos espaciais -
Sistemas de propulsão. I. Guerrieri, Daduí Cordeiro. (Orient.). II.
Título.

CDD 621

DEDICATÓRIA

A minha mãe, Veruska Pimentel, minha irmã Isabella Verran Pimentel Guimarães e minha avó Cibele de Souza Pimentel que sempre estiveram presentes nessa minha caminhada, cuidando, apoiando, me motivando a continuar, fazer meu melhor e acreditar no meu potencial.

AGRADECIMENTOS

Ao meu orientador, professor Dr. Daduí Cordeiro Guerrieri, pela disponibilidade, atenção, conselhos, paciência, motivação e todo apoio com conhecimentos técnicos passados durante minha pesquisa de iniciação científica.

Ao CEFET/RJ, pela oportunidade que me foi concedida de ingressar no ensino superior em uma instituição federal de excelência, proporcionando conexões que levarei para a vida toda.

A FAPERJ, por ter apoiado e investido em pesquisa, oferecendo oportunidades de participações em diversos congressos, agregando em muito à minha experiência acadêmica.

A minha família, pelo suporte, paciência, amor, carinho, confiança e constante apoio nas horas mais difíceis e pelo incentivo a nunca desistir, sempre continuar e construir algo melhor.

Também gostaria de agradecer aos meus inúmeros amigos que fiz antes e durante a graduação, agradeço a todos pela paciência e apoio, que foram fundamentais Na minha trajetória.

Se não pudéssemos ou não desejássemos olhar em novas direções, se não tivéssemos dúvidas ou reconhecêssemos a ignorância, nunca teríamos ideias novas. Não haveria nada a se verificar, pois já saberíamos o que é verdade. O que hoje chamamos de conhecimento científico é um corpo de afirmações com diversos graus de certeza. Algumas são muito incertas; outras são quase certas, mas nenhuma é absolutamente certa. Os cientistas estão habituados a isso. Sabemos que é coerente conseguir viver e não saber. Algumas pessoas dizem: "Como você pode viver sem saber?" Eu não sei o que querem dizer. Eu sempre vivo sem saber. É fácil. O que quero saber é como é possível saber. Esta liberdade de duvidar é uma questão importante nas ciências e, creio, em outros campos. Nasceu de uma luta.

Foi uma luta ter permissão para duvidar, não ter certeza. E não quero que a importância dessa luta seja esquecida e, conseqüentemente, abandonada. Sinto uma responsabilidade como cientista que conhece o grande valor da satisfatória filosofia da ignorância e do progresso possibilitado por esta filosofia, progresso que é fruto da liberdade de pensamento. Sinto a responsabilidade de proclamar o valor desta liberdade e ensinar que a dúvida não deve ser temida, mas sim acolhida como a possibilidade de um novo potencial para a humanidade. Ao sabermos que não temos certeza, há a chance de melhorar a situação. Quero exigir esta liberdade para as gerações futuras.

(Richard Phillips Feynman, 1963)

RESUMO

A utilização de um modelo de nano satélite padronizado revolucionou a indústria espacial. CubeSats são os principais tipos de pequenos satélites lançados e apresentam ótimos benefícios como facilidade de montagem, redução de custo e boa performance. Entretanto, muitos destes satélites ainda estão em fase de desenvolvimento, necessitando de novos sub sistemas para atingir todas suas capacidades. A maioria dos CubeSats lançados não apresentam sistemas de propulsão. Estes ainda estão em fase de desenvolvimento e sua evolução irá contribuir diretamente para o sucesso da exploração espacial. Os propulsores de baixa pressão *Low-pressure Micro-Resistojet* (LPM) são projetados para operar com pressões abaixo do ponto triplo da água (600 Pa) e oferecem diversas vantagens quando combinados à pequenos satélites. Entretanto, ainda faltam estudos acerca da parte de armazenamento de propelente destes propulsores. O presente projeto propõe um método de integrar estudos envolvendo a parte do chip aquecedor com a parte do armazenamento de propelente. O sistema modelado utiliza gelo como propelente e foi proposto um método numérico usando o *OpenFOAM* para descrever parâmetros do escoamento entre tubo de armazenamento e *plenum*. A rotina (*solver*) usado no *OpenFOAM* foi o *rhoCentralFoam*, uma aplicação para resolução de fluidos com alta velocidade baseado na massa específica. A seguir foi desenvolvida uma modelagem analítica para, com base nos resultados numéricos, estimar a performance deste sistema. Foi mostrado que um LPM com chip aquecedor contendo entre 37×37 canais e 43×43 canais é capaz de gerar empuxo de até 0,62 mN, impulso específico de 92 s e ΔV de até 90 m/s.

Palavras-chave: CubeSat, Low-Pressure Micro-Resistojet, nano satélite, propelente verde, propulsor.

ABSTRACT

The use of a standardized nanosatellite model revolutionized the space industry. CubeSats are the main types of small satellites launched and have great benefits such as ease of assembly, cost reduction and good performance. However, many of these satellites are still in the development phase, requiring new subsystems to reach their full capabilities. Most launched CubeSats do not feature propulsion systems. These are still in the development stage and their evolution will directly contribute to the success of space exploration. The Low-pressure Micro-Resistojet (LPM) is designed to operate at pressures below the triple point of water (600 Pa) and offer several advantages when combined with small satellites. However, studies on the propellant storage tank of these propellants are still lacking. The present project proposes a method of integrating studies involving the heater chip part with the propellant tank. The modeled system uses ice as a propellant and a numerical method using *OpenFOAM* was proposed to describe flow parameters between storage tube and plenum. The solver used in *OpenFOAM* was the *rhoCentralFoam*, a density-based solver for high speeds. Next, an analytical model was developed to, based on the numerical results, estimate the performance of this system. It was shown that an LPM with a heater chip containing between 37×37 channels and 43×43 channels is able to generate thrust of up to 0,62 mN, specific impulse of 92 s and ΔV of up to 90 m/s

Keywords: CubeSat, Low-Pressure Micro-Resistojet, nano satellite, green propellant, thruster.

Sumário

1	Introdução	1
1.1	Justificativa	4
1.2	Objetivo	5
1.3	Organização do Trabalho	5
2	Revisão Bibliográfica	7
2.1	Primeiros satélites	7
2.2	CubeSat	8
2.3	Propulsores	11
2.4	OpenFOAM	14
3	Low-Pressure Micro-Resistojet (LPM)	18
4	Metodologia	24
4.1	Modelo numérico	24
4.2	Modelo analítico	30
5	Resultados e Discussões	34
5.1	Resultados Numéricos.	34
5.2	Resultados Analíticos.	41
6	Conclusão	49
6.1	Trabalhos Futuros.	50
A	Códigos no OpenFOAM - Caso 1.	59

Lista de Figuras

2.1	Um CubeSat de 1 unidade ao lado de um CubeSat de 2 unidades ao lado de um PocketQube.	9
2.2	Nano satélites lançados, com previsões.	10
2.3	Descrição dos diferentes tipos de propulsores elétricos.	12
2.4	Definição de um volume finito arbitrário fixo no espaço.	15
3.1	Modelo simplificado de um LPM.	18
3.2	Modelo conceitual de um LPM.	20
3.3	Representação esquemática da montagem do tubo de armazenamento de propelente conectado ao <i>plenum</i> contendo o chip aquecedor.	21
3.4	Comparação entre empuxo e impulso específico para diferentes propulsores.	22
4.1	Malha contendo tubo e <i>plenum</i> com representações das regiões das condições de contorno.	26
4.2	Modelo esquemático de um chip aquecedor com disposição retangular de microcanais.	33
5.1	Vazão mássica versus tempo para diferentes malhas.	36
5.2	Vazão mássica versus tempo para diferentes intervalos de tempo de simulação.	36
5.3	Resíduos ao longo das iterações para o caso 5 simulado.	37
5.4	Diferentes parâmetros ao longo da malha para o Caso 5.	38
5.5	Variação do perfil de velocidade mantendo a pressão no <i>plenum</i> fixa a 150 Pa.	39
5.6	Empuxo em função da temperatura de parede do chip para diferentes coeficientes de vazão mássica.	44
5.7	Variação do número de canais em função da pressão no <i>plenum</i> . Onde "x" equivale ao espaçamento entre bordas dos canais.	46

Lista de Tabelas

1.1	Classificação geral de pequenos satélites.	2
3.1	Tabela comparativa de performance para diferentes tipos de propulsores.	21
4.1	Diferentes regimes de escoamento.	25
4.2	Condições de contorno.	27
4.3	Casos simulados.	29
5.1	Análise sensitiva da malha e intervalo de simulação.	35
5.2	Resultados dos casos simulados na face de saída (<i>out</i>) da malha	41
5.3	Parâmetros de performance do LPM para diferentes condições de contorno.	42
5.4	Performance estimada do LPM.	45

Capítulo 1

Introdução

No início do século XVII Kepler descreveu, de forma matemática, a base da mecânica orbital. Criando o termo satélite para descrever as luas de Júpiter, descobertas por Galileu. Surge então a primeira definição de satélite natural. Ao final deste século, Newton publica seu célebre trabalho *Philosophiae naturalis principia mathematica* (Princípios matemáticos da filosofia natural) estabelecendo conceitos básicos para compreensão do comportamento estático e dinâmico de corpos [1].

Além das famosas três leis de Newton tal trabalho também apresenta a lei da gravitação universal, Newton percebeu que o conceito de órbitas elípticas descritas por Kepler poderiam também ser aplicadas a um corpo lançado da Terra orbitando a mesma. Isso marca o surgimento das primeiras ideias de satélites artificiais [2].

Ao final do século XIX, o russo Edvardovich Tsiolkovsky deu sequência as ideias de Newton, analisando a possibilidade de um foguete multiestágio utilizando oxigênio líquido e hidrogênio líquido. Além disso, no início do século XX, Tsiolkovsky foi o primeiro a demonstrar como as equações do foguete poderiam ser derivadas e usadas para viagens espaciais [3].

A segunda metade do século XX foi muito importante para a astronáutica, pois em 1957, o primeiro satélite artificial, Sputnik 1, foi colocado em órbita. Este satélite pesava cerca de 84 kg, possuía aproximadamente 60 cm de diâmetro e sua missão foi bem sucedida ao enviar ondas de rádio à Terra. Além disso, em 1959, uma sonda da união soviética foi capaz de tirar a primeira fotografia do lado oculto da lua e dois anos depois, em 1961 o cosmonauta Yuri Gagarin é o primeiro ser humano a voar até o espaço e retornar em segurança. Tais missões bem sucedidas provaram que é possível sobreviver ao ambiente hostil do espaço [4, 5].

Os primeiros lançamentos para além da atmosfera demarcaram o início da exploração espacial. Com o fim da guerra fria, satélites construídos durante a década de 1970 e 1980 foram reaproveitados, ganhando novos objetivos e uma maior aplicabilidade. Durante a década de 1990 constelações de satélites foram lançadas desempenhando fundamental papel para as atividades civis, como mapeamento preciso

do posicionamento no globo terrestre, através de programas como o GPS (*Global Positioning System*) ou o GLONASS (*Global Navigation Satellite System*) [5].

A classe de *SmallSats* ou pequeno satélites pode variar de acordo com sua massa e tamanho. A tabela 1.1 mostra a classificação destes dispositivos em função de sua massa. O início dos anos 2000 foi marcado pela reinvenção destes satélites. Um novo modelo padronizado foi introduzido, reformulando a indústria espacial e gerando uma nova era; a da miniaturização de seus equipamentos. A utilização de novas nanotecnologias como *micro electro mechanical system* ou *MEMS* ajudaram a reduzir massa, volume e energia necessária. O desenvolvimento de um nanossatélite padronizado começou como um projeto no meio acadêmico, porém seu baixo custo e vasta aplicabilidade fizeram com que tais dispositivos se popularizassem rapidamente [6, 7].

Tabela 1.1: Classificação geral de pequenos satélites.

Classe	Massa (kg)
Minissatélite	100-180
Microssatélite	10-100
Nanossatélite	1-10
Picossatélite	0.01-1
Femtossatélite	0.001-0.01

Fonte: Adaptado de [8].

CubeSat é o modelo de nanossatélite mais popular, seus primeiros exemplares foram lançados no início dos anos 2000, e nas últimas décadas estes dispositivos tem sido o principal tipo de satélite lançado. Em 2005, a média de lançamentos era de 1 lançamento a cada 4 meses, enquanto que em 2017 esta média cresceu para 24 CubeSats lançados por mês. Além disso, durante 2016 estima-se que dos 79 satélites lançados pelos Estados Unidos, cerca de 45 eram CubeSat. A definição de um nanossatélite e CubeSat será posteriormente investigada no Capítulo 2 [9].

Com este crescente número de satélites em órbita, a superpopulação e consequentes colisões se tornam preocupações reais, visto que muitos destes dispositivos são lançados em baixa órbita (*Low Earth Orbit* ou LEO). Além disso, os riscos de colisão em LEO devem ser devidamente investigados, uma vez que a estação internacional espacial (*International Space Station* ou ISS) localiza-se a baixa órbita e possui tripulação a bordo, além de outros veículos tripulados como a Soyuz entre outros [10].

Aplicações espaciais em baixa órbita são as mais escolhidas devido a algumas de suas características, como; baixo custo, baixa latência de comunicação, baixo consumo de energia e alta tolerância de falhas. Entretanto, baixa órbita oferece baixa taxa de transferência de dados e baixíssima cobertura, fazendo com que milhares de

satélites sejam necessários para cobrir toda a superfície terrestre. [11].

Pequenos satélites, como CubeSats, geralmente são lançados como carga secundária, pegando carona em foguetes com suas devidas cargas principais. Portanto, os satélites que não possuem sistema de propulsão, estarão limitados à órbita das cargas principais da missão. Além disso, alguns CubeSats são levados até a estação internacional espacial para serem lançados de lá, isso faz com que as restrições de segurança sejam ainda maiores de modo a evitar qualquer tipo possível de acidente [12].

Devido às estritas restrições de missões espaciais envolvendo CubeSats, muitos destes foram lançados sem possuir sistema propulsivo devido aos riscos que estes geram. A maioria dos sistemas propulsivos apresentam propelentes com alto potencial de risco, um exemplo é o caso da Hidrazina que é tóxico e cancerígeno. Portanto, existe então um desafio de substituir propelentes tóxicos, poluentes e perigosos por outros que apresentem performance semelhante e condições favoráveis para atender os rigorosos requisitos de segurança envolvendo missões espaciais [13].

Satélites sem propulsores estão limitados em relação a correção de órbita, manobras evasivas e controle de reentrada. A aplicação de um sistema propulsivo dedicado à *SmallSats* é uma ótima combinação gerando inúmeros benefícios, um exemplo prático é o uso destes dispositivos para evitar colisão em órbitas próximas, uma vez que objetos que não possuem sistemas propulsivos tendem a decair de órbita e entrar no espaço de outros, além disso, o número de detritos é cada vez maior, assim como o número de satélites, aumentando cada vez mais o risco de acidentes [14].

Com a miniaturização dos satélites, alguns desafios como redução de massa, volume e energia disponível surgem. Entretanto, a mudança destes requisitos dificulta a aplicação de alguns sistemas, porém, viabiliza a utilização de outros. Satélites com menor massa, por exemplo, podem se beneficiar de propulsores que apresentam baixo empuxo, ou impulso específico. Os sistemas propulsivos disponíveis atualmente para pequenos satélites podem ser classificados em duas grandes categorias, sistemas elétricos e não elétricos. Entre os que demandam energia elétrica a bordo, de forma ativa, temos os *resistojet*, *electrospray*, ion, plasma pulsado, entre outros. Do outro grupo temos, *Cold Gas* (Gases frios), sistemas de foguetes líquido e sólido, entre outros. Estes demandam energia elétrica a bordo apenas para regular o processo de propulsão [15]. No Capítulo 2 os diferentes tipos de propulsores serão abordados.

O propulsor de baixa pressão a ser analisado no presente trabalho é conhecido como *Low-Pressure Micro-Resistojet* (LPM). Este dispositivo é um tipo de propulsor elétrico que funciona expelindo gás superaquecido através de um chip aquecedor. Alguns artigos publicados propõem modelos conceituais e designs possíveis à estes propulsores [16]. Outros artigos demonstram a viabilização de manufatura e

fabricação do chip aquecedor para um LPM [17]. Alguns estudos demonstraram otimização destes equipamentos quando combinados pequenos satélites como nano satélites (CubeSats) e pico satélites (PocketQubes) [18]. No Capítulo 3 uma revisão do estado da arte do LPM será proposta.

Como a maioria das missões espaciais demandam estritas normas de segurança, e além disso, muitos dos projetos envolvendo pequenos satélites são feito em universidades, a escolha do tipo de propelente tem relevância para além de seus parâmetros de performance. Há uma tendência na indústria espacial de utilização de propelentes verdes, não poluentes, para evitar riscos durante experimentos em laboratório e também danos às cargas principais em grandes missões. Para isso, alguns propulsores estão sendo testados utilizando tais tipos de propelentes, e o LPM apresenta resultados promissores quando combinados com algumas classes de pequenos satélites, como CubeSat e PocketQubes [18, 19].

De modo a classificar e comparar resultados de diferentes propulsores, alguns parâmetros comuns são frequentemente utilizados como referência. Valores de empuxo, servem para estimar a força reativa que o sistema propulsivo é capaz de gerar, sendo então um valor fundamental para propulsores. Além deste, têm-se também impulso específico, que possui algumas finalidades, mas de forma geral, é uma parâmetro para estimar a eficiência do propulsor, quanto maior seu valor, maior será sua eficiência. Outro parâmetro importante para missões espaciais envolvendo transferência de órbita é o ΔV , que é o incremento mínimo de velocidade para mudança de órbita [12, 20, 21]. Tais parâmetros serão descritos e investigados mais a fundo no Capítulos 2 e 4.

1.1 Justificativa

Nas últimas duas décadas, o considerável aumento de missões espaciais envolvendo nanosatélites, gerou uma nova tendência na indústria espacial acerca da redução de tamanho e modularização destas tecnologias. A implementação de MEMS (*Micro-Electro-Mechanical Systems*) permitiu que os componentes eletrônicos pudessem ser ainda menores, promovendo a redução de tamanho mínimo necessário, culminando na miniaturização dos sistemas. Com isto, alternativas cada vez menores foram propostas, de modo a substituir os grandes e pesados satélites, começou então a era dos pequenos satélites, variando de mini satélites à femto satélites [6, 9, 22].

Os CubeSats, principais tipos de nanosatélites, ainda estão em fase de desenvolvimento e muitos de seus sistemas propulsivos ainda estão nos primeiros estágios de maturidade tecnológica. Muitos dos propulsores lançados ainda estão em fase de teste, portanto, investir nestes equipamentos se faz fundamental à medida que almeja-se evoluir as capacidades dos nanosatélites [23, 24].

O propulsor de baixa pressão chamado de LPM (*Low-Pressure Micro-Resistojet*) será melhor discutido no Capítulo 3. Este dispositivo é um tipo de propulsor eletrotérmico caracterizado pela energia térmica aplicada através de um resistor, recebendo o nome de *Resistojet*. Tal propulsor pode ser dividido em 3 partes principais, o tanque de propelente com seu sistema de alimentação, o *plenum* e o chip aquecedor contendo os canais para liberar o propelente ao espaço.

Atualmente o LPM encontra-se em fase de desenvolvimento, alguns artigos foram publicados descrevendo design, fabricação, geometria, seleção de propelente, performance, modelos numéricos e analíticos, porém grande parte da literatura baseia-se apenas na região do chip aquecedor, que é projetado para operar sob regime de moléculas livres ou de transição. Entretanto, os fenômenos envolvendo o escoamento do fluido do tanque de propelente até chegar no *plenum* não são completamente conhecidos, há uma carência de resultados experimentais e modelos nesta região [25].

O presente trabalho possui então como justificativa expandir o conhecimento acerca do LPM utilizando água como propelente para utilização em nano satélite.

1.2 Objetivo

O presente trabalho possui como objetivo geral:

- Estimar a performance de um propulsor de baixa pressão (LPM), para um CubeSat, usando água como propelente, armazenado em um tubo como tanque.

E objetivos específicos:

- Estimar fluxo de massa no *plenum*.
- Calcular a performance do propulsor.
 - Calcular empuxo.
 - Calcular impulso específico.
 - Calcular ΔV .
- Selecionar geometria do chip aquecedor.

1.3 Organização do Trabalho

No primeiro capítulo, será apresentada uma introdução, definição do objetivo e a organização do trabalho.

No segundo capítulo, será apresentada uma revisão bibliográfica acerca de nano satélites, propulsores, ferramentas computacionais e métodos analíticos.

No terceiro capítulo, será apresentado o conceito do propulsor LPM.

No quarto capítulo, será apresentada a metodologia com condições de contorno das simulações e desenvolvimento do método analítico para chegar no equacionamento final.

No quinto capítulo, será apresentado resultados obtidos e discussão dos resultados.

No sexto capítulo, conclui-se a dissertação.

Capítulo 2

Revisão Bibliográfica

2.1 Primeiros satélites

Conforme apresentado no Capítulo 1, o primeiro satélite artificial lançado foi o *Sputnik 1*, com cerca de 84 kg, 58 cm de diâmetro e uma órbita de cerca de 3 meses de duração. Durante esse tempo o satélite foi capaz de transmitir seus primeiros sinais à Terra com sucesso. Essas ondas de rádio foram captadas por diversos dispositivos radioamadores na Terra, esses primeiros *beeps* demarcaram o começo de uma nova era, a da exploração espacial [4, 5, 26].

Em contexto de guerra fria e corrida espacial, esta vitória do espaço por parte da antiga união soviética desencadeou uma crise em seu concorrente, os Estados Unidos. Em 1958, os norte americanos criaram a NASA *National Aeronautics and Space Administration* e neste mesmo ano lançaram o Explorer 1, com cerca de 14 kg e forma cilíndrica com 97 cm de comprimento. O Explorer 1 tinha como um de seus objetivos medir a intensidade de raios cósmicos, porém anomalias começaram a ocorrer em certa altitude, que posteriormente foram identificadas como cinturões de radiação que envolviam a Terra, chamados de Cinturões de Van Allen. Além disso as missões Sputnik e Explorer progrediram, revelando cada vez mais novas descobertas acerca do espaço [2].

O primeiro satélite artificial operado pelo Brasil foi o Brasilsat A1, colocado em órbita em 1985 através de um foguete francês, lançado na guiana francesa. Este satélite foi colocado em órbita geostacionária a cerca de 36 mil km de altitude. O Brasilsat A1 tinha como objetivo fornecer comunicação via rádio e telefone ao país [5].

Conforme as missões espaciais, predominantemente com foco militares, foram ganhando maior complexidade, o tamanho e peso dos satélites cresceu. Porém, com o fim da guerra fria e com o setor civil ganhando mais atenção, a tendência de miniaturização destes componentes foi ganhando. Missões espaciais com objetivos

de demonstração de tecnologia foram sendo aplicadas, aumentando o conhecimento acerca da natureza do espaço [27].

2.2 CubeSat

Uma solução padronizada e pequena de satélite foi proposta no final dos anos 90, surgindo então os primeiros CubeSats. Tais dispositivos foram desenvolvidos no meio acadêmico pelos professores Jordi Puig-Suari da *California Polytechnic State University* e Bob Twiggs, da *Stanford University*. Em 1999, foi proposto então um modelo de nanossatélite, ver Tabela 1.1, com objetivo de solucionar uma problemática: como fornecer ferramentas tecnológicas para estudantes de universidades durante sua curta permanência acadêmica? [28]. Esta prerrogativa fez com que toda a indústria espacial se reinventasse, aderindo ao novo conceito de nanossatélite.

A ideia do primeiro CubeSat surgiu após o sucesso do lançamento do *Orbiting Picosatellite Automatica Launcher* ou Lançador automático de picosatélites em órbita (OPAL), que foi parte de uma missão liderada pelo Bob Twiggs, em Stanford. O OPAL lançou 6 pico satélites (cerca de 1 kg cada). Tal missão inspirou um novo conceito de satélite, contendo maior área e volume para comportar mais energia a capacidades experimentais, com isso surgiram os primeiros modelos padronizados de CubeSat, Figura 2.1 [4].

O CubeSat, é um tipo de nano satélite - ver Tabela 1.1 - e possui geometria padrão de um cubo com 10 cm de aresta e massa variando entre 1 a 1,33 kg. Tal dimensão configura uma unidade de CubeSat, chamada de 1U, Figura 2.1. Outro tipo menor e padronizado de pico satélite - ver Tabela 1.1 - é o PocketQube, onde 1 unidade (1 p) que consiste em um cubo com 5 cm de aresta pesando entre 0.1 e 1 kg, Figura 2.1. Tais satélites podem ser combinados variando entre 0.5 U até 12 U [29, 30].

O aumento do número de missões envolvendo nanossatélites tem ocorrido principalmente devido ao seu baixo custo operacional. No início, as missões espaciais eram exclusivas de setores governamentais de grandes empresas devido ao seu alto, mais de \$100M para desenvolvimento, fabricação e operação. Com o surgimento dos novos nano satélites este custo foi reduzido para cerca de \$25000. Com esta redução de custos, foi possível que setores comerciais menores pudessem desenvolver tais tecnologias [23].

Atualmente a indústria espacial tem como objetivo a redução de custos de suas missões [24], com esse intuito o uso de sistemas modularizados e menores tem tido maior relevância, à exemplo dos CubeSats. A miniaturização de seus componentes tem sido de fundamental importância, e graças a aplicação de tecnologias *MEMS* nos últimos anos, sistemas reduzidos e eficientes tornaram-se possíveis. A utilização

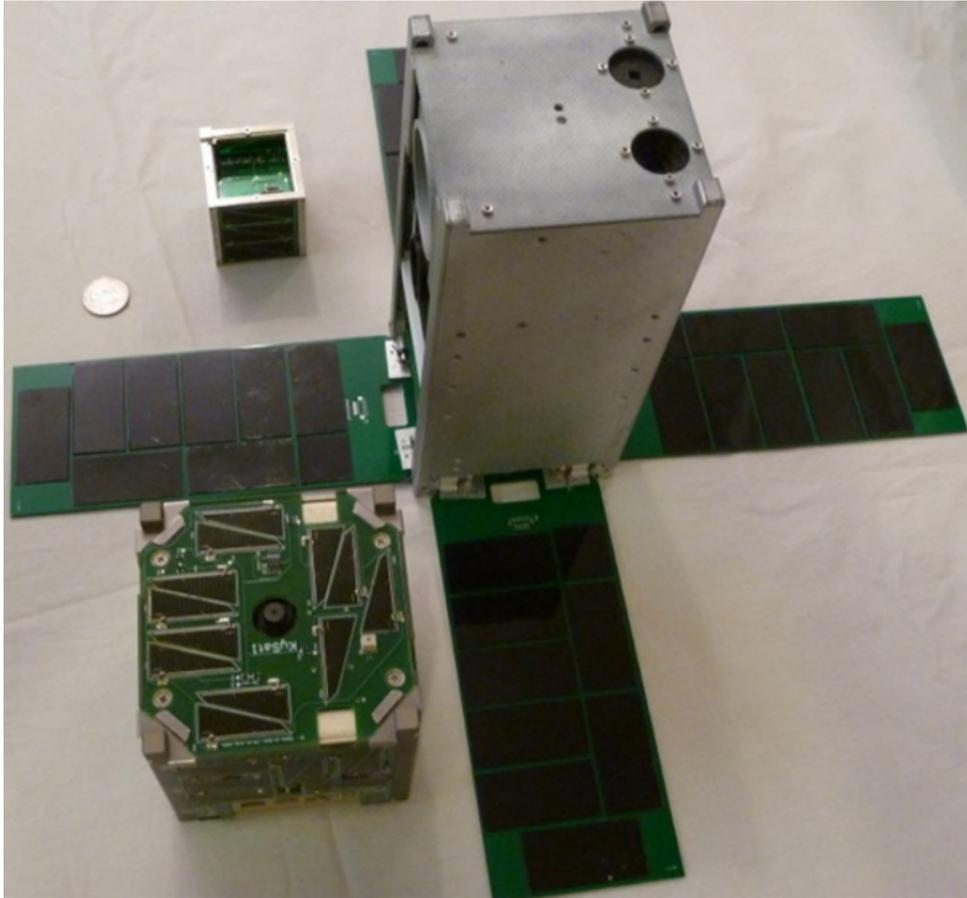


Figura 2.1: Um CubeSat de 1 unidade ao lado de um CubeSat de 2 unidades ao lado de um PocketQube.

Fonte: Figura retirada de [28]

de *MEMS* é fundamental à nano satélites à medida em que promovem redução de massa, que é um fator limitante para muitas destas tecnologias [7].

A redução de custo dos CubeSats está relacionada a padronização, modularização, miniaturização e também ao uso de tecnologias prontas de prateleiras *Commercial off-the-shelf* (COTS) [9]. No início dos anos 2000 até 2012 a maioria dos CubeSats lançados eram projetos de universidades com forma 1U e missões predominantemente tecnológicas/educacionais, era o início das fases experimentais destes equipamentos, portanto o número de falhas era elevado. A expectativa à época era de 160 CubeSats colocados em órbita até 2014 [31, 32].

Até metade de 2018 cerca de 855 CubeSats já haviam sido lançados, com 287 destes sendo lançados apenas em 2017. A principal aplicação era de sensoriamento remoto tendo em segundo lugar desenvolvimento de tecnologias. A geometria mais utilizada de CubeSat foi a 3U, representando cerca de 63,5%. E as missões eram predominantemente de setores comerciais, demarcando o surgimento de CubeSats em novos setores além do meio acadêmico. O número de falhas nas missões também foi reduzido em relação aos anos anteriores, cerca de 61% das missões entre 2005

e 2018 foram bem sucedidas. Ao fim de 2018 a expectativa era de 1000 CubeSats lançados até 2021 [9].

Atualmente, no início de 2022, cerca de 1802 nano satélites foram lançados, destes, 1663 eram CubeSats. A previsão é de 2500 nano satélites lançados até os próximos 6 anos. Cerca de 41% dos nano satélites lançados eram do tipo 3U. Dentre os 1802 nano satélites lançados, apenas cerca de 6% possuíam sistema de propulsão[33]. A Figura 2.2 representa o número de nano satélites lançados até 2021 e expõe projeções de lançamentos anunciados ou esperados até o ano de 2025.

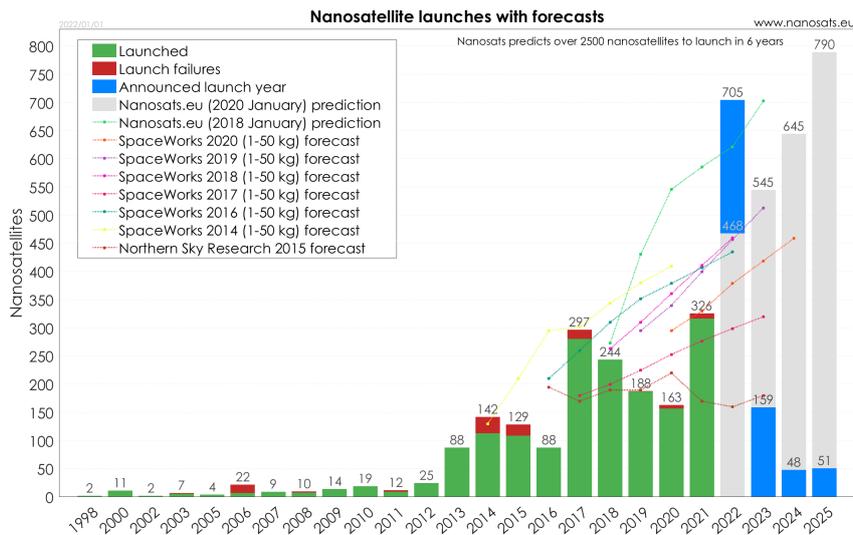


Figura 2.2: Nano satélites lançados, com previsões.

Fonte: Figura retirada de [33]

Uma das vantagens do CubeSat é que 1U pesa cerca de 1 kg e é capaz de fazer o mesmo que um satélite de até 5000 kg, essa redução de tamanho e massa viabiliza o transporte destes nano satélites como cargas secundárias em foguetes, barateando o custo total das missões e revolucionando a forma como satélites são colocados em órbita. De forma prática, o foguete Falcon 9 consegue transportar cerca de 100 unidades de micro satélites de 50 kg a um custo de \$ 600.000,00 ou menos por CubeSat colocado em órbita [23].

Além desta redução de custo de lançamento, os CubeSats apresentam menor risco devido a possibilidade de reposição dos mesmos em caso de falhas. Os CubeSat revolucionaram a indústria aeroespacial e deixaram de ser apenas tecnologias desenvolvidas no meio acadêmico com intuito de testar e realizar experimentos. Atualmente estes nano satélites tem sido considerados soluções altamente competitivas e com um ótimo equilíbrio entre as demandas de tempo, custo e confiabilidade [34].

Além disso, a demanda por missões espaciais envolvendo sensoriamento remoto da Terra, telecomunicações, pesquisas científicas, *machine-to-machine (M2M)*¹, pre-

¹Termo inglês correspondente a um sistema que possui um sensor independente e remoto que

venção de desastres e defesa podem ser supridas pelos CubeSats [9, 11]. Entretanto, o sucesso das futuras missões espaciais e sua gama de aplicabilidade dependerá exclusivamente das novas gerações de sistemas propulsivos [24].

2.3 Propulsores

Propulsores para nano satélites são derivados de propulsores para foguetes e satélites maiores [35], porém as condições rarefeitas impostas pelo espaço demandam uma modelagem diferente, pois equações do regime contínuo como Navier Stokes não se tornam mais válidas, necessitando de métodos probabilísticos para descrição de partículas [36].

Os sistemas propulsivos para nano satélites podem possuir diversas premissas e tipos, sendo eles [37]:

- Solar Sails ²
- Cold Gas ³
- Sistemas propulsivos elétricos
- Sistemas propulsivos químicos

Diversas outras divisões podem ser feitas, para sistemas propulsivos, quanto ao tipo de propelente, princípio propulsivo ou fonte de energia. Porém os propulsores elétricos, em especial os *Cold Gas*, foram os primeiros a ser satisfatoriamente implementados e lançados, representando portanto a maioria dos sistemas propulsivos [38]. Este tipo de propulsão é vantajoso para missões envolvendo CubeSat pois não apresentam alta inflamabilidade ou alta pressão, reduzindo assim os riscos do sistema [39].

Dentre os propulsores elétricos existem diversos tipos, a Figura 2.3 propõe a divisão dos tipos de propulsores elétricos baseando-se no princípio físico por trás destes sistemas. O LPM é um tipo de propulsor eletro térmico do tipo resistojet, que operam expelindo propelente sob determinado gradiente de pressão, o propelente passa pelos microcanais sendo expelido ao espaço à altas velocidades, gerando empuxo, semelhante aos *Cold Gas* [40].

O futuro das missões envolvendo CubeSats dependem do avanço dos seus sistemas propulsivos. Esses sistemas podem ser usados como sistema ativo de controle de atitude, controle de rodas de reação, compensação de arrasto, mudança de órbitas, missões interplanetárias e operações em proximidade [37].

monitora, coleta, analisa e ajusta as informações sobre uma ocorrência específica em uma máquina.

²inglês para vela solar

³inglês para gases frios

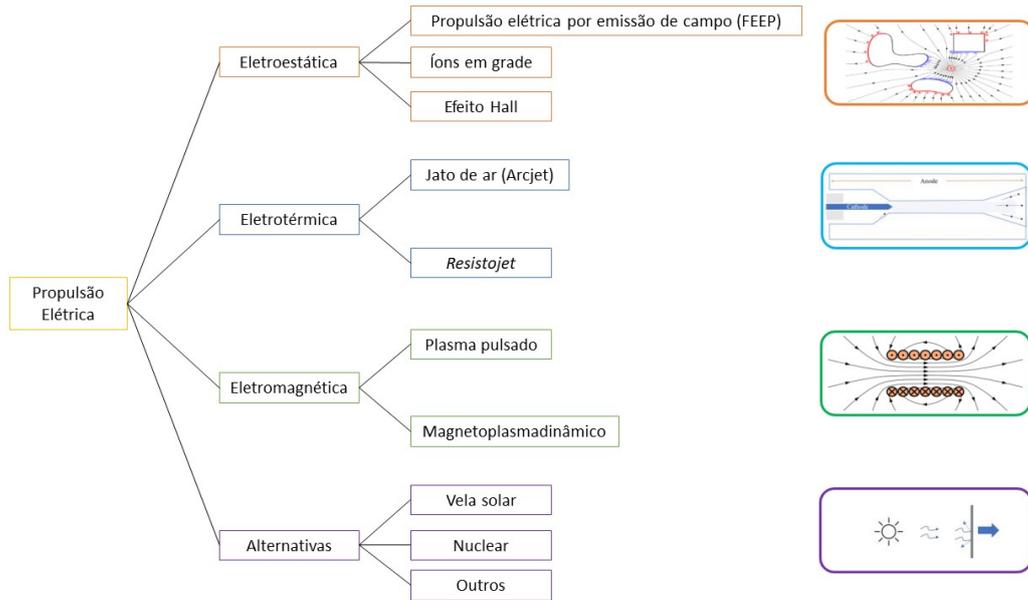


Figura 2.3: Descrição dos diferentes tipos de propulsores elétricos.

Fonte: Figura retirada de [40]

A maioria das missões envolvendo CubeSat tem tipo de foco em observação da Terra, seja através de sensoriamento remoto ou mapeamento de certas regiões [22]. Sistemas atuadores tem capacidade de conter o giro dos propulsores e realizar certos movimentos, porém seu grau de resolução é baixo, com isso, sistemas propulsivos ativos são capazes de aumentar esta precisão [9, 34].

Devido ao aumento do número de objetos lançados em baixa órbita (LEO), o risco de acidentes tem sido uma preocupação real. O uso de um sistema adequado de propulsão pode ajudar a contornar este problema executando manobras evasivas[14].

Além disso, propulsores podem executar manobras orbitais para ajustar o posicionamento exato desejado e também podem realizar remoção de detritos mudando-os de órbita permitindo sua reentrada ou escape da órbita se desejado. Uma missão foi analisada considerando um CubeSat de 8U utilizando um propulsor de íons comercial [41] com 7 kg de iodo como propelente e baixo empuxo, entre 0,66 - 1,24 mN e impulso específico variando entre 1400-2640 s [42].

Outra aplicação do sistema propulsivo é demonstrada no LUMIO, um CubeSat autônomo para exploração lunar. Para realização de manobras de manutenção de posição, transferência de órbita entre outras, este CubeSat é projetado com um sistema propulsivo híbrido contendo um propulsor usando propelente verde gerando até 0,1 N e outros 4 propulsores *Cold Gas* nas extremidades gerando 10 mN cada [43].

Problemas atuais como controle de tráfego aéreo também podem ser facilitados com a implementação de CubeSats com sistemas propulsivos formando uma constelação de voo [44]. Estudos demonstram que é possível um CubeSat com sistema propulsivo elétrico do tipo *Cold Gas* produzindo cerca de 1 mN de empuxo seja uma

boa proposta para controle em constelações de CubeSat, sendo capaz de executar tarefas como monitoramento de tráfego aéreo, marítimo e observação da Terra [45].

Vários destes tipos de missões mencionados dependem exclusivamente de um sistema propulsivo adequado, demonstrando mais uma vez o potencial que estas tecnologias possuem quando combinadas à nano satélites de baixo custo como CubeSats. Além disso, o primeiro CubeSat interplanetário foi lançado em 2018. MarCO esteve a bordo da InSight, rumo à Marte, e sua missão era atuar como relé de comunicação para o módulo de aterrissagem. O propulsor utilizado foi do tipo *Cold Gas* da marca Vacco, utilizando R-236FA como propelente e foi capaz de gerar até 30 m/s de ΔV [46].

Outra aplicabilidade dos nano satélites com propulsores é a criação de uma nuvem de CubeSats para fornecimento de internet 5G [47]. Além disso, novas atividades astronômicas podem se beneficiar de CubeSats devido a altitudes, sendo capazes de monitorar pontos por meses e a feixes de onda não acessíveis à nível do mar, como no caso de alguns telescópios [48].

Novos tipos de missões tem sido desenvolvidas de acordo com os avanços tecnológicos e com isso, a aplicabilidade destes pequenos satélites tem crescido. Missões como detecção de ondas gravitacionais, podem ser realizadas através de CubeSats, para isso, é necessário um controle extremamente preciso de sua órbita e vibrações, tornando mais uma vez indispensável o uso de sistemas propulsivos adequados [49].

Para comparar performance em diferentes tipos de propulsores, alguns parâmetros são fundamentais como o empuxo, impulso específico, variação de velocidade (ΔV), vazão mássica, entre outros. Neste projeto será proposta uma forma analítica de estimar parâmetros de performance de um LPM através de resultados numéricos de vazão mássica.

Para que haja movimento em um satélite é necessário geração de uma força. Esta força é chamada de empuxo (*Thrust*) e cria um par ação reação obedecendo a terceira lei de Newton. O empuxo é gerado pela mudança no *momentum* de uma substância devido a uma reação química ou princípio elétrico. Portanto, o empuxo indica o quanto de força, em newtons (N), que aquele propulsor é capaz de gerar para mover o sistema [40].

Em análise de diferentes tipos de sistemas propulsivos para CubeSats, os propulsores elétricos do tipo *Reistojet* apresentaram a maior razão média empuxo/potência entre todos os sistemas propulsivos. Estes e *Cold Gas* apresentaram os menores valores de impulso específico, devido a simplicidade da expansão dos gases, sem envolver transformações químicas. O impulso específico em segundos (s), é um indicador da eficiência do consumo de propelente e é obtido pela equação de foguetes, através da divisão do Empuxo pela aceleração gravitacional e vazão mássica, resultando em uma grandeza em segundos [15].

A equação dos foguetes desenvolvida por Tsiolkovsky relaciona a variação da massa do propelente em relação a massa da espaçonave em função do incremento de velocidade ΔV e o impulso específico. A variação na velocidade é referente a energia gasta para vencer a gravidade [50]. Para fins ilustrativos, a missão LUMIO envolvendo um CubeSat autônomo na lua necessita de um sistema propulsivo capaz de gerar ΔV de 154 m/s [43].

Um estudo comparativo entre VLM ⁴, *Cold Gas* e LPM demonstrou valores médios de Empuxo de cerca de $9,58 \times 10^{-4}$ N, $9,45 \times 10^{-4}$ N e $6,08 \times 10^{-4}$ N, para VLM, LPM e *Cold Gas* respectivamente. E impulso específico de 52,8 s, 70,8 s e 57,7 s respectivamente, para VLM, LPM e *Cold Gas* [51].

2.4 OpenFOAM

O OpenFOAM é um software gratuito para Fluidodinâmica Computacional (CFD) que possui biblioteca de códigos em C++ para aplicações em fluidos, sólidos entre outros [52]. Esta ferramenta será utilizada para a modelagem numérica apresentada no Capítulo 4.

Todos os casos no OpenFOAM possuem três pastas básicas, *system*, *constant* e *0* (zero). Parâmetros associados com os procedimentos de solução como incremento de tempo, esquemas de discretização e tempo de parada estão na pasta *system*. Na pasta *constant* estão documentos como a malha e propriedades físicas, como propriedades de transporte e propriedades termo físicas. E a pasta *0* contém as condições de contorno para as simulações no estado inicial (zero). No presente trabalho o estudo é realizado no estado transiente, com condições no estado inicial para pressão, temperatura e velocidade [53].

O OpenFOAM é uma forte ferramenta feita para gerar aplicações executáveis (*solvers*). Para fluidos compressíveis existem algumas opções de aplicações, *sonicFoam*, *rhoSimpleFoam*, *rhoPimpleFoam* e *rhoCentralFoam*.

O *rhoCentralFoam* foi comparado com outros *solvers* e apresentou resultados com menor oscilação, para simulações com alta velocidade [53, 54]. Portanto, a aplicação utilizada no presente trabalho é o *rhoCentralFoam*, um *solver* compressível para fluidos viscosos baseado na massa específica. O *rhoCentralFoam* utiliza o método de volumes finitos com esquemas centrais para descrever o volume de controle em função de um ponto central de cada célula para depois discretizar as mesmas [54].

Como o *OpenFOAM* não apresenta interface gráfica, é necessário o uso de software para pós processamento. Um programa comumente utilizado em conjunto com *OpenFOAM* é o *paraview*, que possui diversas ferramentas de análise, como *plot*

⁴silga em inglês para Vaporizing Micro-Resistojet. Propulsor que utiliza vaporização para gerar empuxo

de perfil, *plot* vetorial, monitoramento de partículas, *plot* de variáveis ao longo do tempo ou espaço, entre outros [55, 56]

De modo geral, para CFD, as equações de governo são as mesmas, conservação de massa, *momentum* e energia. Dependendo das simplificações e modelagens, estas, apresentam diferentes formas.

No método de volumes finitos, uma região finita arbitraria do escoamento é considerada, delimitada pela superfície fechada $\partial\Omega$ em um espaço fixo, Figura 2.4. Com isso, a lei de conservação aplicada a um elemento escalar ψ por unidade de volume, diz que a variação no tempo dentro do volume Ω , é igual ao somatório das contribuições referentes a fluxos convectivos - quantidade entrando no volume de controle com velocidade \vec{v} devido ao fluxo difusivo - expresso pela lei do gradiente de Fick [57].

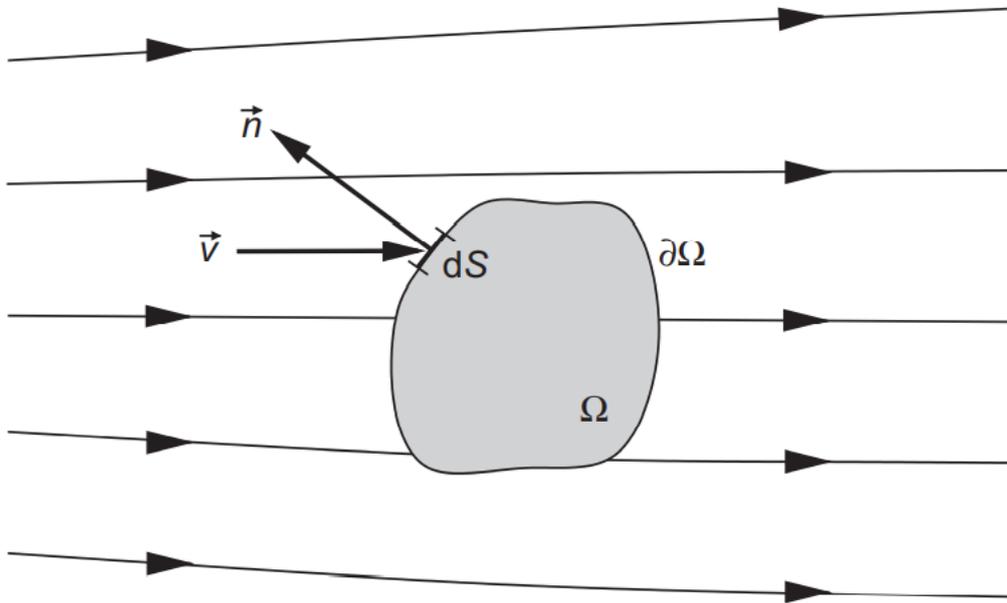


Figura 2.4: Definição de um volume finito arbitrário fixo no espaço.

Fonte: Figura retirada de [57].

Ao somar as contribuições descritas acima, é possível obter a seguinte relação geral da lei de conservação para uma quantidade de um elemento escalar ψ

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \psi d\Omega + \oint_{\partial\Omega} [\psi(\vec{v} \cdot \vec{n}) - k\rho(\nabla(\frac{\psi}{\rho}) \cdot \vec{n})] dS = \int_{\Omega} Q_v d\Omega + \oint_{\partial\Omega} (\vec{Q}_s \cdot \vec{n}) dS, \quad (2.1)$$

onde \vec{n} é vetor normal unitário, v é a velocidade, k é o coeficiente de difusividade térmica, ρ é a massa específica, t é o tempo, dS é um elemento infinitesimal de superfície e Q_v e \vec{Q}_s são as fontes de volume e superfície, respectivamente [57].

Para a conservação de massa no volume de controle, o elemento escalar é a massa

específica, portanto $\psi = \rho$, e as contribuições das fontes de massa de superfície e volume são nulas. Com isso, a Equação 2.1 pode ser reescrita da seguinte forma

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \rho d\Omega + \oint_{\partial\Omega} \rho(\vec{v} \cdot \vec{n}) dS = 0, \quad (2.2)$$

descrevendo a relação integral da equação da continuidade aplicada pela lei da conservação [57].

Na conservação do *momentum*, o elemento infinitesimal vem da derivação da segunda Lei de Newton, portanto $\psi = \rho\vec{v}d\Omega$. A contribuição de fontes do volume são referentes a forças externas, portanto, $Q_v = \rho\vec{f}_e$. E as forças de superfície são referente a distribuição de pressão com tensões normais e cisalhantes no plano, com isso $\vec{Q}_s = -p\vec{I} + \vec{\tau}$. onde \vec{I} é o tensor unitário e $\vec{\tau}$ é o tensor de tensões devido a viscosidade. Substituindo na Equação 2.1, tem se

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \rho\vec{v}d\Omega + \oint_{\partial\Omega} \rho\vec{v}(\vec{v} \cdot \vec{n})dS = \int_{\Omega} \rho\vec{f}_e d\Omega - \oint_{\partial\Omega} p\vec{n}dS + \oint_{\Omega} (\vec{\tau} \cdot \vec{n})dS, \quad (2.3)$$

onde f_e é o vetor de forças externas e p é a pressão [57]. Com isso tem-se a equação da conservação de *momentum* para um volume de controle.

Por fim, a conservação da energia é obtida através da energia total do sistema, $E = e + \frac{|\vec{v}|^2}{2}$. Onde e corresponde a energia interna por unidade de massa. Portanto o elemento de análise é obtido através de $\psi = \rho E$. E a contribuição de fontes de área e volume é descrita por $\vec{Q}_s = -p\vec{v} + t\vec{a}u \cdot \vec{v}$ e $\vec{Q}_v = \rho\vec{f}_e \cdot \vec{v} + \dot{q}_h$, respectivamente. Onde \dot{q}_h é a taxa de transferência de calor por unidade de massa. Um parâmetro H é aplicado para simplificar a equação relacionando a entalpia total (h) com a energia total (E) e a pressão da seguinte forma $H = h + \frac{|\vec{v}|^2}{2} = E + \frac{p}{\rho}$. Com isso é possível reescrever a Equação 2.1 da seguinte forma

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \rho E d\Omega + \oint_{\partial\Omega} \rho H(\vec{v} \cdot \vec{n}) dS = \oint_{\Omega} k(\nabla T \cdot \vec{n}) dS + \int_{\Omega} (\rho\vec{f}_e \cdot \vec{v} + \dot{q}_h) d\Omega + \oint_{\partial\Omega} (\vec{\tau} \cdot \vec{v}) \cdot \vec{n} dS, \quad (2.4)$$

descrevendo então a equação de conservação de energia para um volume de controle [57].

O *solver rhoCentralFoam* resolve cada uma das equações acima, chamadas de equações de governo. Tal aplicação é baseada na densidade, o que quer dizer que ele começa a resolução das equações de governo através do cálculo da massa específica pela conservação de massa, Equação 2.2, depois aplica a conservação de *momentum*, Equação 2.3, em seguida a conservação de energia, Equação 2.4 para depois aplicar a lei dos gases ideais atualizando parâmetros e finalizando um *loop* [53, 54].

A forma de discretização que o *rhoCentralFoam* utiliza para realizar a o somatório

de seus elementos é baseado no esquema central, onde as propriedades do fluido são armazenadas no centroide das células [57].

Capítulo 3

Low-Pressure Micro-Resistojet (LPM)

O LPM é uma continuação de outro modelo de *resistojet*, o *Free Molecule Micro-Resistojet* (FMRR). Ambos possuem semelhanças geométricas, podendo ser divididos em 3 partes gerais, tanque de armazenamento de propelente, sistema de alimentação e a parte propulsora contendo *plenum* e chip aquecedor. A Figura 3.1 ilustra este sistema.

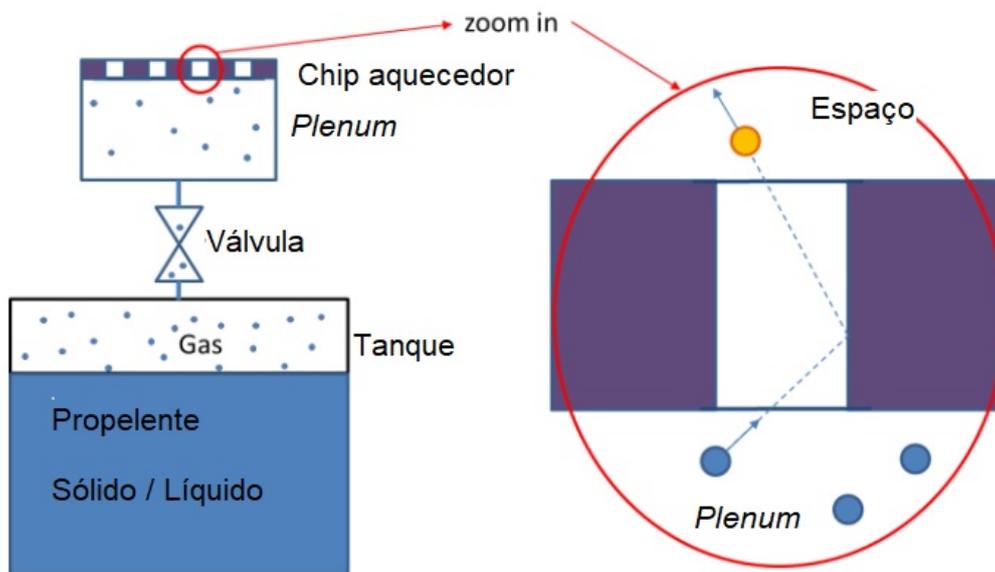


Figura 3.1: Modelo simplificado de um LPM.
Fonte: Figura retirada de [18]

O tanque pode ser projetado para armazenar propelente no estado sólido ou líquido utilizando-se de sistemas de aquecimento para promover mudança de fase do propelente gerando sua locomoção para a parte seguinte do sistema. O sistema de alimentação pode ser complexo, composto por tubos e válvulas de modo a orientar

e comandar melhor o fluxo de massa até o *plneum*. Este, por sua vez serve como acomodação do escoamento podendo ser aquecido ou não para aumentar a energia antes de passar pelo chip aquecedor.

O chip aquecedor é a parte mais importante, pois é esta que caracteriza o sistema como um *resistojet*. Esta classe opera através do uso de energia elétrica para aquecer o gás no chip aquecedor fazendo com que este seja acelerado através de um bocal de saída (*nozzle*). Este empuxo gerado é oriundo então da transformação da energia térmica em energia cinética devido a uma fonte de calor operando com energia elétrica [37, 58].

Este tipo de *resistojet* é caracterizado por operar em baixíssimos níveis de pressão, na ordem de 10^2 Pa, fazendo com que a dinâmica dos gases rarefeitos deve ser utilizada. O LPM é projetado para operar de forma semelhante ao FMRR, sob regime de moléculas livres nos microcanais do chip aquecedor. O primeiro modelo de FMRR surgiu no final dos anos 90 [59]. Posteriormente novos designs foram investigados utilizando MEMS na fabricação do chip aquecedor feito de sílica, com 44 slots de $100\ \mu\text{m}$ de largura, $5,375\ \text{mm}$ de comprimento e $500\ \mu\text{m}$ de espessura [60].

Os modelos numéricos desenvolvidos para os primeiros FMRR levavam em conta um método probabilístico para determinação da partícula na região dos microcanais no chip aquecedor. Tal método se chama *DSMC*, foi desenvolvido no início dos anos 60 e serve para resolver escoamentos em regimes fora do contínuo [61, 62].

Posteriormente, um novo conceito de *resistojet* à baixa pressão foi proposto por outros autores, chamando-o de *Low-Pressure Micro-Resistojet*. Este design conceitual, Figura 3.2, considerou propelente sólido (gelo) com tanque operando sob condições de sublimação, ou seja, sob pressões abaixo de 600 PA. Neste sistema o gás d'água sublimado escoo até o *plenum* sendo aquecido pelo chip aquecedor e expelido ao espaço gerando empuxo.

Neste modelo, o chip aquecedor possui 10 slots com geometria quadrada com 10 mm de lado e $500\ \mu\text{m}$ de espessura. Tal sistema é capaz de gerar um ΔV de 20 m/s com uma temperatura no chip de 300 K, usando 100 g de propelente. O trabalho também mostrou que apesar de existirem publicações acerca deste tipo de propulsor, ainda faltam informações, resultados e modelos acerca da parte do tanque de armazenamento de propelente [16].

A Tabela 3.1 proposta por SILVA *et al.* foi rearranjada focando em propulsores semelhantes aos LPM. O VLM é um modelo similar, porém que opera no regime contínuo. O nível de desenvolvimento da tecnologia (TRL ¹), Tabela 3.1, demonstra que os LPM e VLM ainda estão em desenvolvimento inicial.

Dentre os LPM listados, o empuxo varia de 1×10^{-4} a $2,72 \times 10^{-3}$ N, o impulso específico varia de 40 a 140 s. A variação de pressão nestes propulsores apresenta

¹sigla inglês para Technology Readiness Level

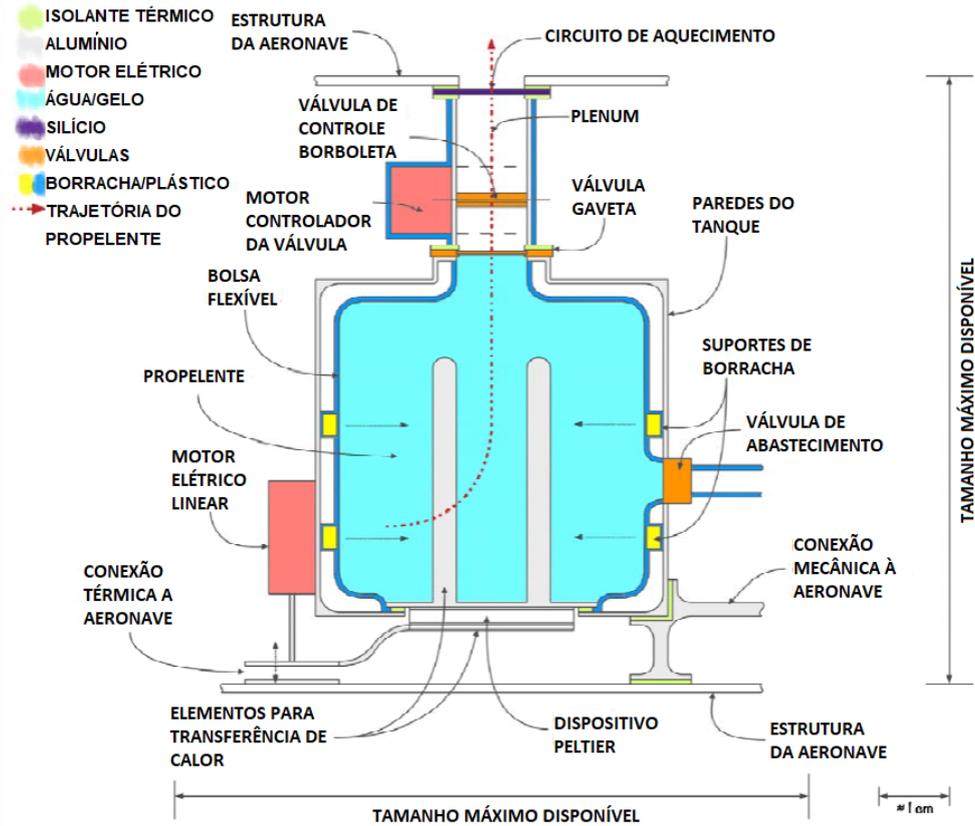


Figura 3.2: Modelo conceitual de um LPM.
 Fonte: Figura retirada de [16]

valores entre 49 Pa e 200 Pa e temperaturas entre 274 e 574 K. Os VLM operam a pressões mais altas podendo chegar até 600 kPa. O mesmo ocorre para propulsores *Cold Gas* [51].

Os propulsores de baixa pressão considerados na Tabela 3.1 são majoritariamente FMRR operando a baixa pressão. Os valores apresentados serão usados como base para comparação dos resultados obtidos neste presente projeto.

No presente projeto, o modelo proposto para o LPM baseia-se em discussões geradas pela otimização do sistema e sugestões de melhoria, como implementação do tanque de armazenamento de propelente com forma de um tubo fino, podendo facilitar capilaridade para casos que utilizem água no estado líquido. O modelo do sistema simplificado é ilustrado na Figura 3.1. O esboço do modelo pensado para a modelagem deste projeto esta rerepresentado na Figura 3.3.

A utilização de um tubo fino reduz a complexidade do sistema como um todo, facilitando sua montagem e operação. Outros aspecto importante à nano e pico satélites é a limitação de volume, a substituição de um tanque por um tubo flexível pode gerar uma otimização do volume disponível. Além disso, este modelo inicial é bastante simplificado visto que não contempla atuação de válvulas e subsistemas

Tabela 3.1: Tabela comparativa de performance para diferentes tipos de propulsores.

Tipo	\mathfrak{S}_{min} (N)	\mathfrak{S}_{max} (N)	$I_{sp_{min}}$ (s)	$I_{sp_{max}}$ (s)	TRL
LPM[63]	$1,7 \times 10^{-3}$	$1,7 \times 10^{-3}$	$5,60 \times 10^1$	$5,60 \times 10^1$	2
LPM[64]	1×10^{-4}	1×10^{-3}	$4,00 \times 10^1$	$8,00 \times 10^1$	3
LPM[16]	1×10^{-3}	$1,6 \times 10^{-3}$	$7,00 \times 10^1$	$7,00 \times 10^1$	2
LPM[65]	$2,8 \times 10^{-4}$	$2,72 \times 10^{-3}$	$6,37 \times 10^1$	$1,11 \times 10^2$	2
LPM[60]	1×10^{-4}	$1,7 \times 10^{-3}$	$4,00 \times 10^1$	$1,40 \times 10^2$	3
LPM[66]	$1,29 \times 10^{-4}$	$1,29 \times 10^{-4}$	$7,92 \times 10^1$	$7,92 \times 10^1$	3
LPM[67]	0	$1,07 \times 10^{-3}$	$5,20 \times 10^1$	$5,40 \times 10^1$	3
VLM[68]	$2,00 \times 10^{-3}$	$6,50 \times 10^{-3}$	$1,10 \times 10^2$	$1,10 \times 10^2$	3
VLM[69]	$2,50 \times 10^{-4}$	$6,34 \times 10^{-4}$	$3,10 \times 10^1$	$3,10 \times 10^1$	3
VLM[70]	$1,00 \times 10^{-3}$	$6,00 \times 10^{-3}$	$3,07 \times 10^1$	$3,07 \times 10^1$	3
VLM[71]	$3,36 \times 10^{-5}$	$6,77 \times 10^{-5}$	3,42	6,90	3
VLM[72]	$1,50 \times 10^{-4}$	$1,01 \times 10^{-3}$	$5,00 \times 10^1$	$1,05 \times 10^2$	3
VLM[73]	$3,00 \times 10^{-4}$	$1,08 \times 10^{-3}$	$8,00 \times 10^1$	$1,80 \times 10^2$	3
VLM[74]	$5,00 \times 10^{-6}$	$1,60 \times 10^{-4}$	$2,04 \times 10^1$	$2,04 \times 10^1$	3
CG[75]	0	$2,00 \times 10^{-3}$	$4,50 \times 10^1$	$4,50 \times 10^1$	3
CG[38]	0	$1,00 \times 10^{-3}$	$6,80 \times 10^1$	$6,80 \times 10^1$	3
CG[76]	0	$6,50 \times 10^{-4}$	$6,00 \times 10^1$	$6,00 \times 10^1$	5

Fonte: Adaptado de [51].

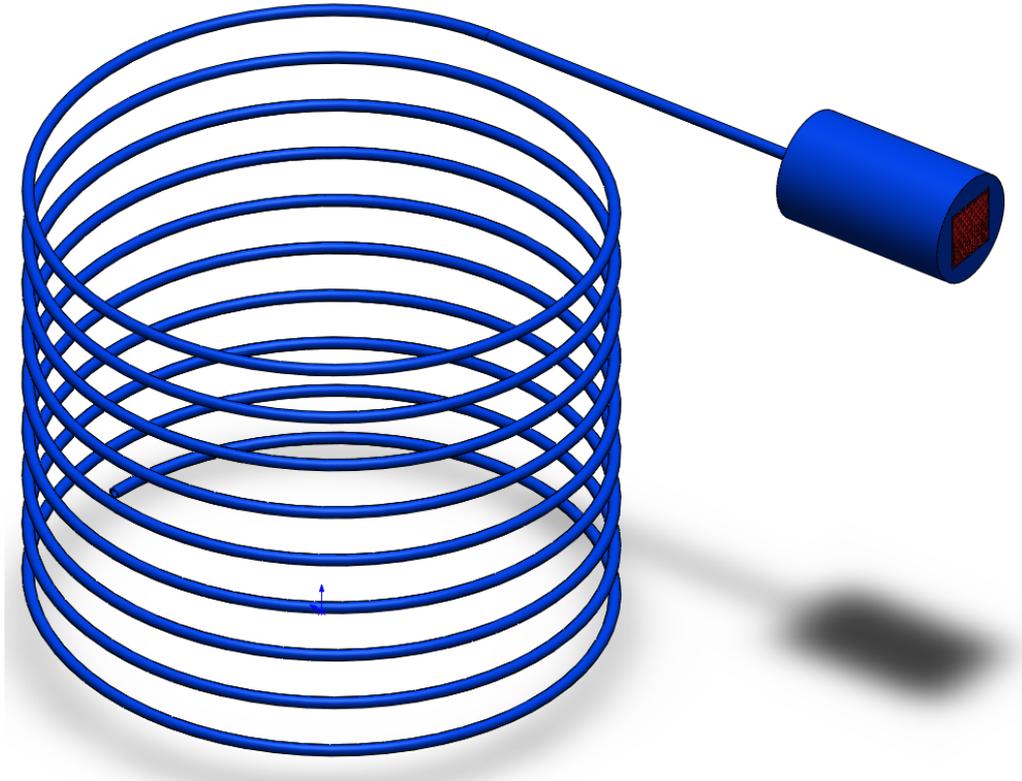


Figura 3.3: Representação esquemática da montagem do tubo de armazenamento de propelente conectado ao *plenum* contendo o chip aquecedor.

Fonte: Própria autoria.

inerentes ao escoamento apropriado do gás [18].

A Figura 3.4 apresenta uma comparação de parâmetros importantes da performance de um propulsor, baseado nos dados disponíveis na literatura para missões envolvendo esses sistemas. Em alguns casos, as missões precisam estabelecer valores limites de empuxo, de modo a beneficiar propulsores com capacidade de gerar baixos níveis de empuxo [51]. Na Figura mencionada, ES representa os propulsores *Electrospray*, LP é abreviação de *Liquid Propellant*, propulsores que usam propelentes líquidos e SP são propulsores que usam propelente sólido.

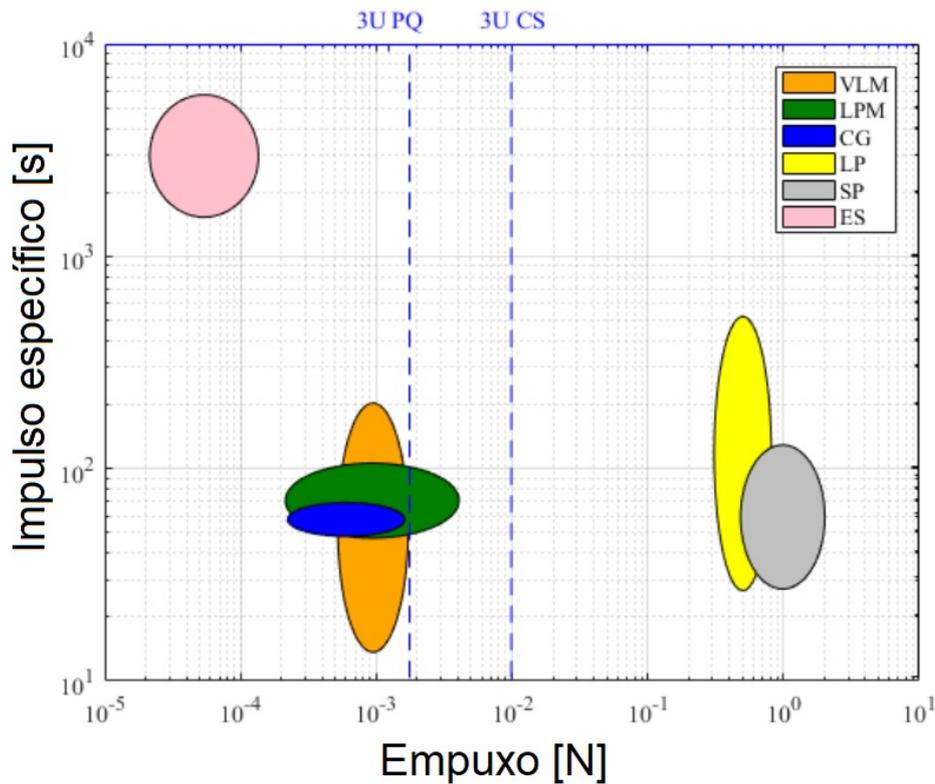


Figura 3.4: Comparação entre empuxo e impulso específico para diferentes propulsores.
Fonte: Figura retirada de [51]

Como pode ser observado, os maiores valores de empuxo ocorrem com propulsores de propelente sólido (SP) e os maiores valores de impulso específico são para os propulsores do tipo *Electrospray* (ES). Os LPM analisados possuem maior variação de empuxo que os VLM, CG e ainda estão dentro da faixa operacional para missões em PocketQubes e CubeSats.

O LPM apresenta algumas vantagens quando comparado aos micro propulsores tradicionais. O uso de sublimação/evaporação do propelente no tanque de armazenamento dispensa o uso de tanque pressurizados para controlar o fluxo de massa. Além disso a baixa pressão também ajuda a evitar vazamentos e entupimentos nos tubos e é capaz de gerar baixos níveis de empuxo, que podem ser desejáveis em alguns casos [17, 19, 59].

Além disso, este propulsor possui nível médio de complexidade quando comparado a outros propulsores. Com uma regulação precisa do fluxo de massa, é possível o controle da performance do sistema. O uso de propelente sólido auxilia na redução do efeito *sloshing*, que é quando o tanque está parcialmente cheio e o fluido exerce movimento no sistema devido a desbalanceamento de forças [40, 51].

Outra vantagem do LPM em relação aos demais propulsores convencionais é a possibilidade de operação utilizando água. Em um estudo para seleção e caracterização do propelente verde mais adequado para CubeSats, GUERRIERI *et al.* analisou 95 candidatos e demonstrou que água é a escolha mais promissora, pois apresenta boa performance e zero riscos. Água é o propelente verde de menor custo, maior abundância e pode ser obtido não só na Terra, mas também fora dela.

Missões espaciais envolvendo exploração interplanetária, orbitar a Lua ou estar a bordo da estação internacional espacial, possuem restrições de segurança e liberação de poluentes extremamente rígidas. Propulsores que utilizam água como fonte podem se beneficiar neste nicho, além disso o LPM, por possuir baixa pressão também se torna uma ótima combinação quando alimentado com água [43, 46].

O LPM pode beneficiar não só os CubeSat, mas também PocketQube devido a menor massa e menor empuxo requerido em suas missões. Além disso, o LPM pode estar a bordo de um satélite como segundo propulsor, utilizando o mesmo propelente, porém em diferentes faixas de pressão. Para movimentos mais precisos, que requerem menor empuxo, este propulsor secundário pode ser acionado. Ou até mesmo atuar em conjunto com outro propulsor principal.

Alguns estudos estão sendo realizados para integrar VLM com LPM, devido a similaridade de ambos e pontos em comum, como uso do mesmo propelente, a água. O VLM pode usar água no estado líquido enquanto que o LPM pode se beneficiar do vapor d'água atuando em conjunto, atingindo maiores faixas de empuxo e impulso específico. [78].

A parte do LPM envolvendo o *pneum* e o chip aquecedor tem sido bastante analisada e desenvolvida, com modelos numéricos e analíticos para modelar os fenômenos possíveis em condições operacionais. Entretanto, a região do tanque de armazenamento e sistema de alimentação carecem de mais modelos analíticos, numéricos e dados experimentais [16, 79].

O próximo passo para aumentar o conhecimento do sistema completo é desenvolvimento de métodos e análises para o sistema de armazenamento. Seja através de simulações computacionais, modelos matemáticos, fabricação ou design de novos sistemas de armazenamento de propelente ou alimentação. Além disso é importante a integração e controle dos parâmetros no tanque de armazenamento bem como sua relevância para a performance do sistema [80].

Capítulo 4

Metodologia

4.1 Modelo numérico

A modelagem numérica implementada irá considerar 1 U de CubeSat dedicada à um sistema propulsivo contendo apenas o LPM como propulsor principal. O LPM irá conter um tanque de armazenamento em forma de tubo, servindo tanto como tanque de propelente e sistema de alimentação ao *plenum*. A geometria do tubo é baseada na proposta trazida por GUERRIERI *et al.* com objetivo de otimizar o sistema de armazenamento.

Com intuito de reduzir complexidade do modelo, o sistema do LPM será considerado como tendo água no estado sólido (gelo) no tubo de armazenamento, sublimando e liberando este vapor para o *plenum* e posteriormente ao chip aquecedor, sendo expelido, gerando empuxo. A análise numérica a ser realizada contempla apenas o vapor d'água sublimado direto da interface sólido/gás.

Para evitar surgimento de fase líquida, este propulsor deve ser projetado para operar abaixo do ponto triplo da água, que corresponde a temperatura de 273 K e pressão de 611 Pa. Para conseguirmos uma relação analítica entre temperatura e pressão limites, a curva de sublimação da água será utilizada [81]. Portanto, apenas a mudança de fase da água será considerada na simulação, com a temperatura e pressão de sublimação seguindo a curva de sublimação do gelo, Equação 4.1

$$\ln \frac{P_s}{P_t} = a(1 - \theta^{-1.5}) + b(1 - \theta^{-1.25}) \quad (4.1)$$

onde P_s é a pressão de sublimação, P_t é a pressão para o ponto triplo da água, equivalente a 611,657 Pa, a é um coeficiente equivalente a -13.9281690, b é outro coeficiente igual a 34.7078238, e $\theta = \frac{T_s}{T_t}$ onde T_s é a temperatura de sublimação, e T_t é a temperatura do ponto triplo da água, igual a 273,16 K. A Equação 4.1 só é válida para temperaturas entre 190 K e 273,16 K.

Quanto ao regime do fluido, o LPM pode operar em diferentes condições devido as diferentes geometrias e seções ao longo do sistema, podendo ir do regime contínuo no tanque de armazenamento de propelente, dependendo de sua área, até o regime de moléculas livre na região do chip aquecedor. Para definir qual regime será predominante, utiliza-se o número de *Knudsen* (Kn) para descrever a relação da influência entre moléculas no fluido. O número de *knudsen* descreve a relação entre o caminho médio livre (λ) e o comprimento característico do canal, no caso de um cilindro, será seu diâmetro (D), a Equação 4.2 descreve esta relação.

$$Kn = \frac{\lambda}{D} \quad (4.2)$$

Para calcular o número de *Knudsen* é preciso encontrar o caminho médio livre e saber o diâmetro da seção a ser analisada. O gás pode ser modelado como um gás ideal, a Equação 4.3 descreve o caminho médio livre do vapor d'água [62]

$$\lambda = (\sqrt{2}\pi d_m^2 n)^{-1} \quad (4.3)$$

onde d_m é o diâmetro da molécula e n é a densidade numérica, descrita como

$$n = \frac{P}{k \times T} \quad (4.4)$$

onde P é a pressão, k é a constante de Boltzmann e T é a temperatura do gás ideal.

A Tabela 4.1 apresenta os diferentes possíveis regimes em função do número de *Knudsen*. Este valor adimensional descreve o nível de rarefação do fluido, e conforme seu valor aumenta, os efeitos de rarefação são mais relevantes fazendo com que a variação na pressão, fluxo de calor, tensão de cisalhamento e vazão mássica não apresentem boa confiabilidade quando mensuradas pelos modelos de transporte da hipótese do contínuo.

Tabela 4.1: Diferentes regimes de escoamento.

<i>Knudsen</i> Number	regime
$Kn \approx 0$	fluido invíscido
$Kn \leq 0.001$	regime contínuo
$0.001 \leq Kn \leq 0.1$	regime de deslizamento
$0.1 \leq Kn \leq 10$	regime de transição
$Kn \geq 10$	regime de moléculas livre

Fonte: Adaptado de [36].

A geometria utilizada para simular parte do LPM consiste em um tubo servindo como tanque de armazenamento de propelente ligado diretamente ao *plenum* com forma cilíndrica. A malha gerada contempla apenas uma região da saída do tubo e da entrada do *plenum*. A Figura 4.1 demonstra a malha a utilizada nas simulações numéricas e suas regiões de contorno com seus respectivos nomes. O diâmetro do tubo selecionado foi baseado no estudo realizado por GUERRIERI *et al.*, possuindo um diâmetro interno de 0,8 mm. O tubo é considerado como totalmente preenchido com gelo, possuindo apenas 5 mm livres na região da saída do tubo e entrada do *plenum*. O *plenum* foi escolhido de modo a possuir formato cilíndrico e 12 mm de diâmetro.

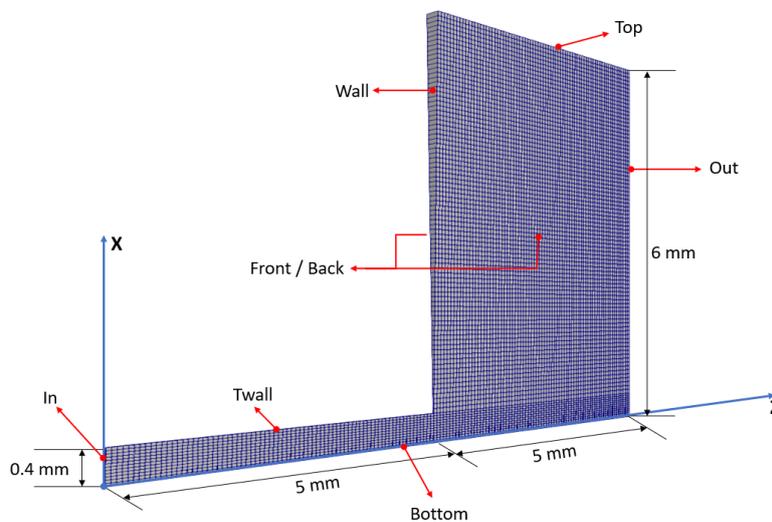


Figura 4.1: Malha contendo tubo e *plenum* com representações das regiões das condições de contorno.

Fonte: Figura retirada de [82]

A malha utilizada, Figura 4.1, foi construída no próprio OpenFOAM pelo comando *blockMesh*, usado para gerar malha através de *scripts* e descrição vetorial da mesma. A malha simulada contempla apenas a região a partir da interface sólido/líquido até parte do *plenum*, considerando apenas o escoamento do gás sublimado d'água. A região simulada é representada na Figura 4.1 como apenas uma fatia da geometria completa do sistema tubo/*plenum* para reduzir o esforço computacional. O modelo axi-simétrico utilizado em forma de fatia de 2° foi criado usando o *patch wedge* do OpenFOAM. Com ele é possível criar malha em forma de cunha com até 5° de angulação [52].

Dada a geometria acima, Figura 4.1, torna-se possível calcular o número de *Knudsen* utilizando a constante de Boltzmann em função da temperatura, pressão e diâmetro da seção através das Equações 4.2, 4.3 e 4.4. Os valores críticos, máximos e mínimos de *Kn* são respectivamente 0,0034 e 0,0453. Olhando a Tabela 4.1 é

possível dizer que o regime de escoamento será o de deslizamento.

A simulação numérica foi realizada pelo software livre *OpenFOAM* e utilizará o *solver* (código compilador) *rhoCentralFoam*. Este compilador tem como premissa o fluido como compressível, é baseado na densidade e utiliza modelos centrais semi-discretos não escalonados para resolver as equações de governo, Equações 2.1 - 2.4, separadamente.

O pós processamento dos resultados obtidos através do OpenFOAM será realizado pelo *Paraview*, uma ferramenta multi-plataforma de código livre, gratuita, para análise e aplicações gráfica de dados. Com o paraview é possível calcular integral de área, gerar perfis e gráficos diversos [55].

As condições de contorno estão apresentadas na Tabela 4.2. O *solver rhoCentralFoam* necessita condições de iniciais em 3 diretórios em seu tempo zero de simulação, condições de pressão, temperatura e velocidade em todas as faces e regiões internas da malha. Todas as faces presentes na primeira coluna da Tabela 4.2 estão representadas na Figura 4.1. O *internalField* é uma classe do OpenFOAM que tem a função de inicializar os pontos centrais de cada célula. As regiões *in* e *out* possuem valores fixos de pressão para diferentes casos simulados, Tabela 4.2. P_s , P_0 , T_s representam a pressão de sublimação, pressão no *plenum* e a temperatura de sublimação, respectivamente. A condição de deslizamento está sendo aplicada com as condições de contorno de *slip* para as paredes do tubo e do *plenum*. A classe *wedge* é utilizada para representar apenas uma fatia do cilindro completo, reduzindo bastante esforço computacional e tempo de simulação.

Diferente da simulação realizada anteriormente [82], nesta, foi utilizado condição de deslizamento (*slip*) em todas as paredes do sistema.

Tabela 4.2: Condições de contorno.

Patch	Pressão (Pa)	Temperatura (K)	Velocidade (m/s)
internalField	300	T_s	(0 0 0)
in	P_s	T_s	zeroGradient
out	P_0	zeroGradient	zeroGradient
Twall	zeroGradient	300	slip
wall	zeroGradient	300	slip
top	zeroGradient	300	slip
bottom	empty	empty	empty
front	wedge	wedge	wedge
back	wedge	wedge	wedge

Fonte: Própria autoria.

Além disso, o diretório *constant* possui dois arquivos, *thermophysical* com pro-

priedades termofísicas, e *turbulenceProperties* com propriedades de transporte. No último a simulação foi definida como laminar devido a baixa massa específica e diâmetro característico do escoamento. Na pasta de propriedades termofísicas foi definido massa molar com 18,02 g/mol e número de mol igual a 1. A capacidade de calor da água de 1861,1 J/kg.K, calor latente igual a zero. Para as propriedades de transporte, viscosidade dinâmica de $9,22 \times 10^{-6}$ kg/m.s e número de Prandtl igual a 1.

No diretório *system* estão documentos importantes para controle da simulação e geração de malha. O *blockMeshDict* é o documento para descrição da malha através da definição vetorial dos vértices e divisão destes em blocos com repartições gerando as células da malha.

Outro arquivo importante é o *controlDict*, nele são definidos parâmetros como tempo inicial da simulação (*startTime*), tempo de parada (*endTime*) tempo de armazenamento das propriedades em pastas (*writeInterval*). Além disso, neste diretório também é possível incluir funções extras, como funções para realizar gráfico dos resíduos, entre outros.

Uma análise sensitiva da malha foi realizada com intuito de garantir a melhor relação entre qualidade dos resultados e esforço computacional reduzido. Para isso 5 malhas foram testadas, com 900 células, 3600, 8100, 14400 e 22500, usando as mesmas condições de contorno do *Caso 1*, Tabela 4.3, com *time step* de 1×10^{-8} s.

Além disso, para escolher o melhor *time step* (Δt) para as simulações, 5 diferentes valores foram testados, 2×10^{-9} s, 5×10^{-9} s, 1×10^{-8} s, 2×10^{-8} s e 3×10^{-8} s, para as mesmas condições do *Caso 1*, com uma malha de 8100 células e tempo de parada de 1×10^{-2} s. Os resultados obtidos de vazão mássica, velocidade, temperatura e densidade foram calculados através da integral da área de saída, representando portanto uma média. Estes resultados publicado pelo autor no ENCIT - 2020 [82], foram novamente simulados com condições de contorno diferentes.

Em trabalho anterior [82], o tempo de parada de simulação (*endTime*) para realizar tal análise havia sido de 1×10^{-2} s para garantir que o regime estacionário seja estabelecido. Porém, foi observado que tal regime era obtido bem antes deste critério de parada, portanto, no presente trabalho, as análises de sensibilidade foram realizadas de formas mais eficiente, utilizando um critério de parada de 1×10^{-3} s.

Os valores simulados usando as condições de contorno da Tabela 4.2 e os parâmetros da Tabela 4.3 são válidos para um gás ideal e compressível. A região de início do escoamento do vapor d'água oriundo da interface sólido/gás, *in*, é projetada para operações abaixo do ponto triplo da água, portanto sua pressão máxima operacional é de 600 Pa.

Com isso, utilizando a Equação 4.1, é possível estimar a temperatura de sublimação do gelo, este valor foi usado para os casos simulados, onde cada pressão de

Tabela 4.3: Casos simulados.

	Caso 1	Caso 2	Caso 3	Caso 4	Caso 5	Caso 6	Caso 7	Caso 8
P_s (Pa)	600	600	600	450	450	450	300	300
P_0 (Pa)	300	150	50	300	150	50	150	50
T_s (K)	272.9271	272.9271	272.9271	269.4840	269.4840	269.4840	264.7766	264.7766
T_{walls} (K)	300	300	300	300	300	300	300	300
endTime (s)	1×10^{-2}							
Δt (s)	1×10^{-8}	1×10^{-8}	5×10^{-9}	1×10^{-8}				

Fonte: Própria autoria.

sublimação possui uma correspondente temperatura de sublimação, Tabela 4.3.

A temperatura nas paredes foram fixadas com 300 K, referente a uma temperatura média ambiente de um CubeSat em operação [83]. O *endTime* foi escolhido de modo a garantir manutenção do regime permanente e o intervalo de tempo de simulação (Δt) foi escolhido através da análise de sensibilidade.

Note que para todos os casos foi utilizado um valor padrão de 1×10^{-8} s, exceto no caso 3 onde foi necessário utilizar um intervalo de simulação mais refinado. Uma possível explicação consistir no fato de este caso possuir a maior variação de pressão entre tanque e *plenum*.

As simulações realizadas no *OpenFOAM* seguiram o seguinte procedimento:

- blockMesh
 - Comando que criar a malha de acordo com as pre definições estabelecidas no *blockMeshDict*.
- checkMesh
 - Comando para checar parâmetros da malha criada.
- rhoCentralFoam > log &
 - Roda o *solver* e através do comando ">" armazena os resultados em uma pasta de log em um novo diretório *postProcessing*.
- tail -f log
 - O comando anterior não exibe na tela as iterações do *solver*, este comando faz com que seja visível o que está sendo escrito no arquivo de log criado no passo anterior.
- gnuplot residuals.txt -

- Comando para pós processamento dos resultados. Utiliza a ferramenta nativa *gnuplot* para geração de gráfico dos resíduos em função das iterações do *solver*. Neste comando o arquivo "residuals.txt" foi criado pelo autor para análise de convergências apresentadas no Capítulo 5.
- paraFoam
 - Comando para abrir através do OpenFOAM, a pasta de simulação no *paraview* para pós processamento, tratamento e interpretação dos resultados simulados.

4.2 Modelo analítico

Através da seção anterior 4.1 será possível estimar a vazão mássica para o gás d'água sublimado vindo do tubo de armazenamento até o *plenum*, além disso será possível obter sua velocidade, temperatura e densidade para determinada região do *plenum*. Ou seja, um resultado numérico será obtido considerando a região

A equação básica de propulsão é determinada através da resolução da 3ª Lei de Newton, resultando na seguinte formulação matemática [84]

$$\mathfrak{S} = \mathfrak{S}_m + \mathfrak{S}_p = \dot{m}u_e + (P_e - P_a)A_e \quad (4.5)$$

onde \mathfrak{S} é o *Thrust* (Empuxo), \mathfrak{S}_m é o empuxo referente ao *momentum*, \mathfrak{S}_p é o empuxo referente a pressão, \dot{m} é a vazão mássica, u_e é a velocidade de saída, P_e é a pressão de saída, P_a é a pressão ambiente externa e A_e é a área de saída.

A velocidade de saída é uma média da velocidade do gás no canal de saída, e pode ser calculada em função da temperatura cinética translacional T_{tr} através da seguinte relação [84]

$$u_e = \sqrt{\frac{\pi k T_{tr}}{2m_a}}, \quad (4.6)$$

onde m_a é a massa da partícula, e para o caso da água este valor é de $2,9915 \times 10^{-26}$.

Na Equação 4.6 a constante de Boltzmann é um valor conhecido de $1,380\,649 \times 10^{-23} \frac{J}{K}$, e para a água o valor de m_a também é conhecido, restando apenas um parâmetro desconhecido, a velocidade cinética translacional T_{tr} .

Tal parâmetro pode ser obtido através da conservação de energia no microcanal do chip aquecedor, considerando o sistema permanente, assumindo que o gás está em condição de estagnação no *plenum*, e que o gás é ideal. O modelo analítico apresentado por Guerrieri [84] também assume uma temperatura interna do gás

no microcanal equivalente a temperatura da parede T_w , com isso torna-se possível descrever a temperatura cinética translacional em função da temperatura da parede e da capacidade térmica específica γ

$$T_{tr} = \left(\frac{6\gamma}{\pi + 6\gamma}\right)T_w \quad (4.7)$$

onde γ pode ser descrito em função dos graus de liberdade do propelente[61],

$$\gamma = \frac{\zeta + 2}{\zeta}. \quad (4.8)$$

Observando a Equação 4.5, o parâmetro restante é a pressão na saída do microcanal P_e , através da aplicação da continuidade no microcanal é possível escrever a vazão mássica da seguinte forma [84]

$$\dot{m} = m_a n_e u_e A_e, \quad (4.9)$$

onde n_e é a densidade numérica (*number density*) na saída do microcanal. Para um gás ideal, Equação 4.4, é possível substituir n_e na Equação 4.9 resultando na seguinte equação

$$P_e = \frac{\dot{m}kT_{tr}}{m_a u_e A_e}. \quad (4.10)$$

Substituindo Equação 4.6, 4.7 e 4.10 na Equação 4.5, considerando a pressão ambiente externa como zero, é possível descrever o empuxo em função da vazão mássica da seguinte forma,

$$\mathfrak{S} = \frac{\dot{m}(\pi + 2)\sqrt{\frac{3\gamma T_w k}{m_a}}}{\sqrt{6\gamma\pi + \pi^2}} \quad (4.11)$$

Outro parâmetro importante para análise de performance do propulsor é o seu impulso específico (I_{sp}) que pode ser descrito em função do Empuxo, Equação 4.11, vazão mássica e aceleração da gravidade à nível do mar (g_0) da seguinte forma

$$I_{sp} = \frac{\mathfrak{S}}{\dot{m} g_0}. \quad (4.12)$$

Além disso, para mudança de órbita, o valor do incremento de velocidade (ΔV) é um indicador importante que pode ser obtido através do impulso específico, gravidade, e percentual de massa entre propelente e satélite. Tal relação é obtida através da equação de foguetes de Tsiolkovsky, onde a velocidade de saída é o produto do impulso específico pela aceleração gravitacional da Terra. Este valor é importante para missões, e geralmente a massa do satélite é consideravelmente superior à massa

do propelente, portanto é possível utilizar uma aproximação linear à equação básica dos foguetes e chegar na seguinte relação [40]

$$\Delta V = g_0 I_{sp} \frac{M_p}{M_s} \quad (4.13)$$

onde M_p é a massa do propelente e M_s é a massa do satélite. A relação acima é válida apenas para casos onde a massa do propelente é significativamente menor que a massa total do sistema, quando tal premissa não é atendida, a relação deve ser feita através do logaritmo da razão das massas [85].

De modo a analisar o fluxo de massa no microcanal do chip aquecedor e sua relação com a área de saída, é possível substituir a Equação 4.4 na Equação 4.9 resultando na seguinte relação [60],

$$\dot{m} = \alpha P_0 A_e \sqrt{\frac{m_a}{2 \pi k T_0}} \quad (4.14)$$

onde, P_0 é a pressão no *plenum*, T_0 é a temperatura no *plenum* e α é o coeficiente de transmissão, uma constante empírica obtida através da geometria do microcanal descrita da seguinte forma [86]

$$\alpha = 1 + \delta^2 - \delta \sqrt{\delta^2 + 1} - \frac{[(2 - \delta^2 \sqrt{\delta^2 + 1} + \delta^3 - 2)]^2}{4,5 \delta \sqrt{\delta^2 + 1} - 4,5 \ln(\delta + \sqrt{\delta^2 + 1})} \quad (4.15)$$

onde δ a razão entre comprimento do canal (L) e diâmetro (D), $\delta = \frac{L}{D}$. Esta equação só é válida para $\delta < 50$. Para uma razão de aspecto igual a 5 o coeficiente de transmissão será de 0,19.

Além da estimativa de performance apresentada, foi também desenvolvido um método de selecionar o chip aquecedor adequado que atenda as condições de contorno do LPM e garanta que a vazão mássica obtida seja atendida.

A Figura 4.2 mostra um chip aquecedor circular de raio R com microcanais dispostos em arranjo retangular. O espaçamento entre bordas dos microcanais é descrito pela letra x . Cada microcanal possui raio r .

Considerando uma disposição de microcanais simétrica em dois eixos, e microcanais com mesmo diâmetro, o distanciamento entre canais ao longo do eixo X e do eixo Y possuem o mesmo valor. Observando um quadrante qualquer, as distâncias entre centros formam um quadrado de lado l , Figura 4.2, que pode ser descrito em função do número de canais em um quadrante n , diâmetro do microcanal d e distância entre bordas da seguinte forma;

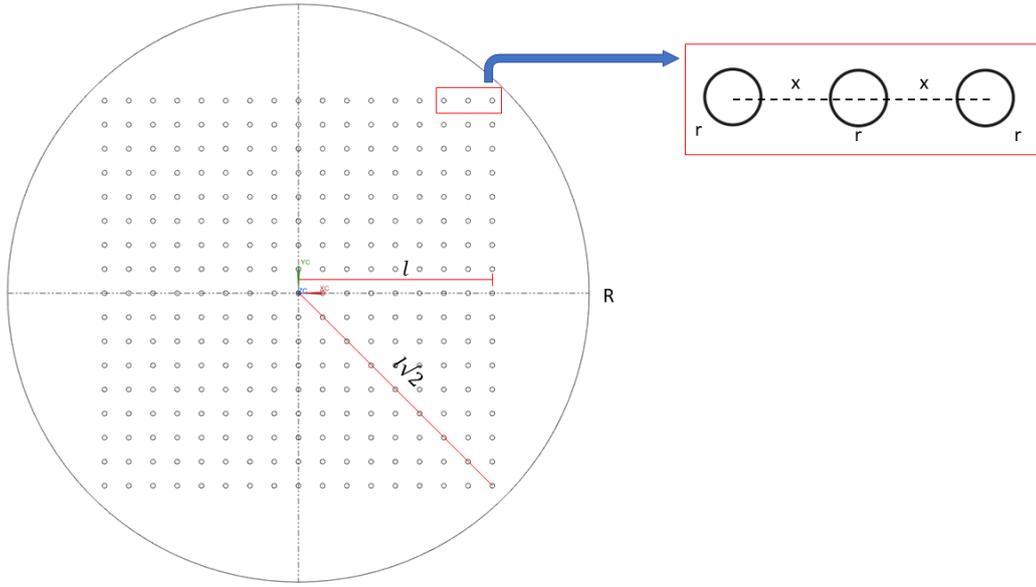


Figura 4.2: Modelo esquemático de um chip aquecedor com disposição retangular de microcanais.

Fonte: Própria autoria.

$$l = (n - 1)(d + x). \quad (4.16)$$

Com isso é possível estimar o número máximo de microcanais através da diagonal de um quadrante e o raio externo do chip, resultando na seguinte relação

$$n < \frac{R + \sqrt{2}d + \sqrt{2}x - r}{\sqrt{2}d + \sqrt{2}x}. \quad (4.17)$$

Então para um chip com arranjo de acordo com a Figura 4.2, o número máximo de microcanais, dado um espaçamento x , segue a proporção $N = 2n - 1$, para um chip com $N \times N$ canais.

Capítulo 5

Resultados e Discussões

No presente capítulo, serão apresentados e comentados os resultados do projeto, obtidos através da modelagem analítica e numérica elaboradas no capítulo 4. O capítulo possuirá dois subcapítulos referentes as análises e discussões dos resultados numéricos, bem como sua validação. E o segundo subcapítulo irá dispor resultados e discussões utilizando resultados numéricos obtidos como dados de entrada para a metodologia analítica proposta.

5.1 Resultados Numéricos.

Conforme apresentado no subcapítulo 4.1, a modelagem numérica foi aplicada para obter resultados acerca do comportamento fluidodinâmico do vapor d'água escoando do tubo até o *plenum*.

Para selecionar os parâmetros de simulação, uma análise sensitiva da malha e do intervalo de simulação foram realizados com objetivo de definir quais os melhores parâmetros levando em consideração a precisão dos resultados e redução de esforço computacional, visto que as simulações podem levar dias e demandam bastante recursos.

A tabela 5.1 apresenta alguns parâmetros calculados pelo *OpenFoam*. Velocidade média (U_0), massa específica (ρ_0) e a vazão mássica (\dot{m}_0) foram calculada no pós processamento utilizando o *paraview* para analisar os resultados obtidos.

Tabela 5.1: Análise sensitiva da malha e intervalo de simulação.

Parâmetros	U_0 (m/s)	Diferença (%)	ρ_0 (kg/m ³)	Diferença (%)	\dot{m}_0 (kg/s)	Diferença (%)	Tempo de Simulação	
Células	900	3.043	4.62	$2,211 \times 10^{-3}$	0.44	$4,238 \times 10^{-9}$	4.17	0 h 11 min
	3600	2.941	1.10	$2,219 \times 10^{-3}$	0.06	$4,111 \times 10^{-9}$	1.04	0 h 35 min
	8100	2.916	0.23	$2,220 \times 10^{-3}$	0.02	$4,077 \times 10^{-9}$	0.21	1 h 6 min
	14400	2.909	0.00	$2,220 \times 10^{-3}$	0.01	$4,069 \times 10^{-9}$	0.01	1 h 51 min
	22500	2.909	—	$2,220 \times 10^{-3}$	—	$4,098 \times 10^{-9}$	—	3 h 9 min
Δt (s)	3×10^{-8}	2.907	0.34	$2,220 \times 10^{-3}$	0.01	$4,067 \times 10^{-9}$	0.33	0 h 28 min
	2×10^{-8}	2.913	0.15	$2,220 \times 10^{-3}$	0.00	$4,074 \times 10^{-9}$	0.14	0 h 38 min
	1×10^{-8}	2.916	0.06	$2,220 \times 10^{-3}$	0.00	$4,077 \times 10^{-9}$	0.06	1 h 5 min
	5×10^{-9}	2.917	0.03	$2,220 \times 10^{-3}$	0.00	$4,079 \times 10^{-9}$	0.03	1 h 53 min
	2×10^{-9}	2.917	—	$2,220 \times 10^{-3}$	—	$4,080 \times 10^{-9}$	—	4 h 2 min

Fonte: Própria autoria.

O subíndice "0" indica que tais propriedades são referentes ao *plenum*. Todos os parâmetros mencionados acima e apresentados na Tabela 5.1 foram calculados integrando-os na seção transversal de saída (*out*) 4.1. Representando portanto uma média destes, na face axi-simétrica de 2° da malha.

As diferenças percentuais foram calculadas usando a malha e o intervalo de tempo mais refinados, de 22500 células e 2×10^{-9} s, respectivamente. A malha com 8100 elementos foi a escolhida por apresentar boa resolução e médio tempo de simulação, sendo 3 vezes mais rápida que a malha mais refinada e apresentando uma diferença percentual máxima de 0,23%. Esta malha possui um δx máximo e mínimo de 66 μm e 33 μm , respectivamente, e máxima razão de aspecto igual a 4.

O intervalo de tempo escolhido foi o de 1×10^{-8} s por ser cerca de 4 vezes mais rápido que o menor intervalo e apresentar diferença percentual máxima de 0,06%. Como comentado anteriormente, todos os casos usaram este intervalo de tempo escolhido, com exceção do caso 3, Tabela 4.3, que precisou utilizar um Δt mais refinado.

Além de assegurar o melhor intervalo de simulação e o melhor número de elementos para malha, foi também analisado o tempo necessário para garantir que o regime estacionário tenha sido atingido. A Figura 5.1 apresenta a variação da vazão mássica ao longo do tempo de simulação para os diferentes tipos de malhas.

Apesar de suas diferenças percentuais, todas as curvas se estabilizam a partir de 7×10^{-4} s com um valor estável de 4×10^{-9} kg/s. Conforme apresentado na Tabela 5.1, a malha com 900 elementos apresenta maior diferença percentual em relação as demais, porém ainda assim, apresenta mesmo padrão de estabilização ao longo do tempo quando compara às demais malhas.

Semelhante a Figura 5.1, a Figura 5.2 apresenta mesmo perfil de estabilização, os valores de vazão mássica se mantêm constante em torno de 4×10^{-9} kg/s se mantendo assim até o intervalo 1×10^{-2} s dos casos simulados. Com isso garante-se que o regime estacionário tenha sido estabelecido.

Quando comparados, os gráficos da Figura 5.1 e 5.2, percebe-se uma maior in-

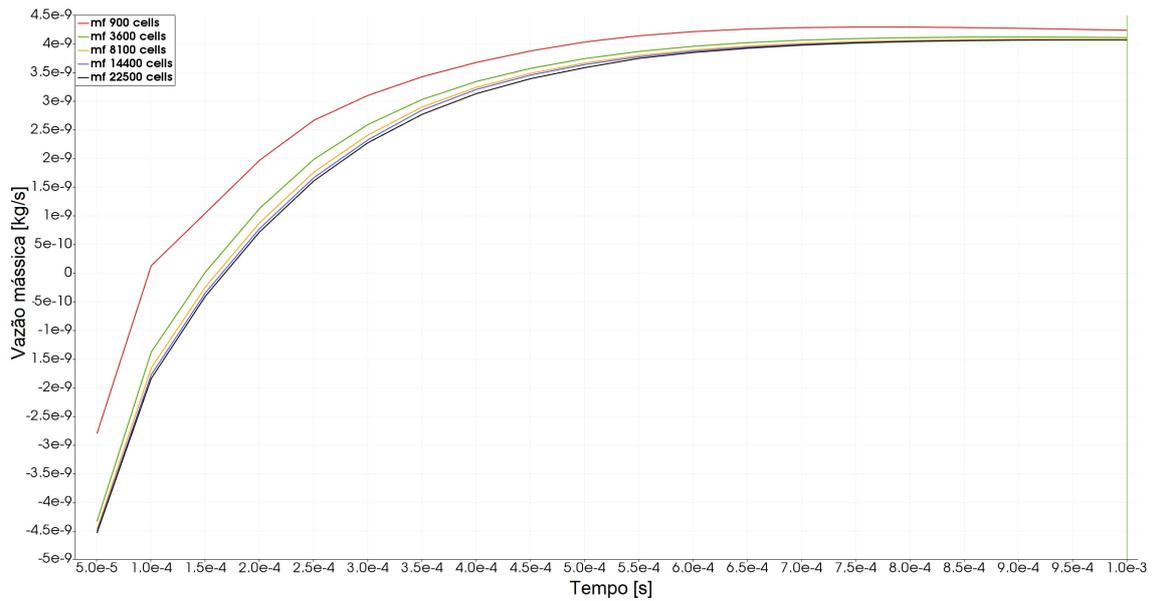


Figura 5.1: Vazão mássica versus tempo para diferentes malhas.
 Fonte: Própria autoria.

fluência na variação da vazão mássica por parte do número de malhas, fato que pode ser explicado pela maior variação do número de células quando comparado a variação do intervalo de tempo.

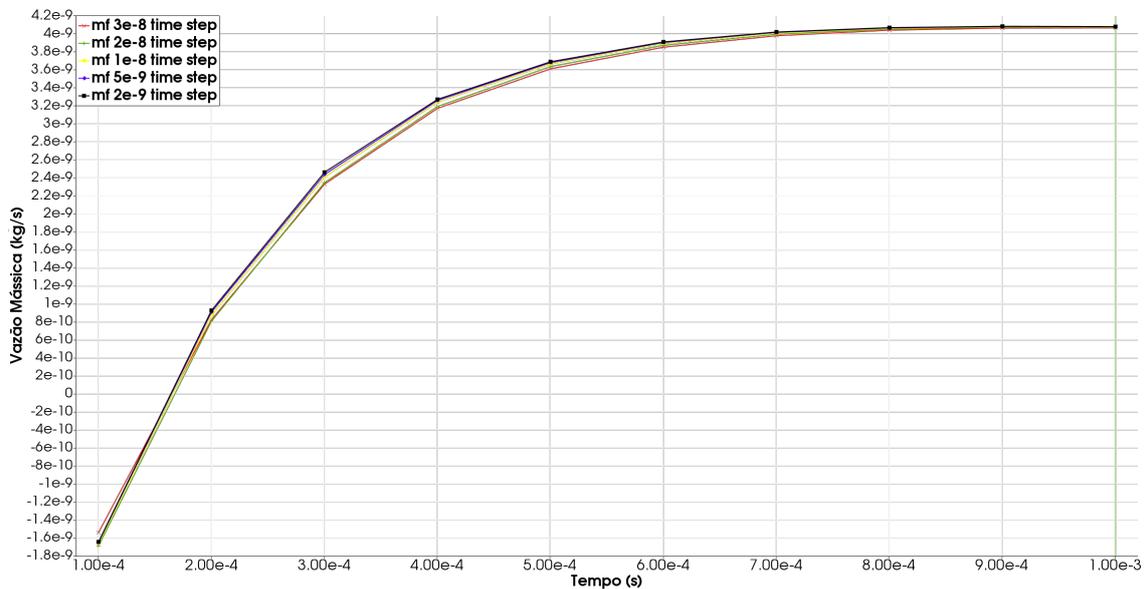


Figura 5.2: Vazão mássica versus tempo para diferentes intervalos de tempo de simulação.
 Fonte: Própria autoria.

Outro critério importante a ser garantido é a convergência dos valores calculados pelo *OpenFOAM*. Através do pós processamento foi criado um código para *plot* e com isso foi possível usar a ferramenta gratuita de geração de gráficos *gnuplot* [87] para acessar os logs dos casos simulados e exibir os resíduos dos cálculos ao longo das iterações do *OpenFOAM*.

A Figura 5.3 apresenta os resíduos para o Caso 5, Tabela 4.3. Este caso foi escolhido por apresentar valores intermediários de pressão no *plenum* e tubo. Apenas o parâmetro da velocidade foi analisada, e o componente mais importante para o sistema do LPM é a componente horizontal da velocidade ao longo do eixo (U_z), indo do tubo ao chip. Tal componente apresenta estabilidade e valores próximos a 2×10^{-5} . O mesmo foi observado para os demais casos simulados, demonstrando bons parâmetros de convergência e mais uma evidência de manutenção do regime estacionário.

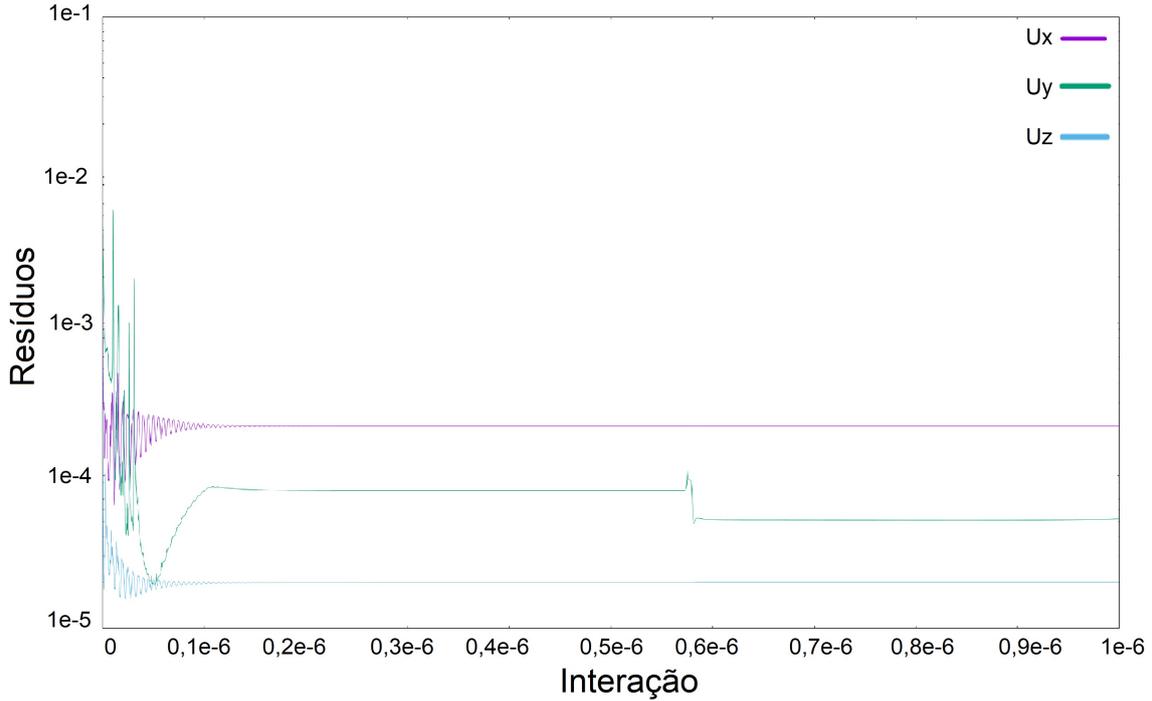


Figura 5.3: Resíduos ao longo das iterações para o caso 5 simulado.
Fonte: Própria autoria.

A Figura 5.4 mostra o perfil com as condições de contorno do caso 5 para pressão 5.4(a), massa específica 5.4(b), temperatura 5.4(c) e velocidade 5.4(d). Este caso foi escolhido por apresentar valores médios em relação aos outros casos simulados, e apresentou valores esperados de acordo com [82].

O caso 5 apresenta pressão no tubo de 450 Pa e 150 Pa no *plenum*, gerando um gradiente de pressão moderado de 300 Pa. A Figura 5.4(a) mostra o perfil de variação de pressão ao longo do tubo e do *plenum*. A pressão diminui ao longo do tubo e possui valor mínimo, cerca de 91 Pa, próximo a entrada do *plenum*.

A massa específica, Figura 5.4(b), apresenta perfil similar ao da pressão, tendo seu valor mínimo logo após a saída do tubo. Apresentando valor máximo de $3,6 \times 10^{-3} \text{ kg/m}^3$, na entrada do tubo, e mínimo de $8 \times 10^{-4} \text{ kg/m}^3$.

A Figura 5.4(c), apresenta uma região de baixa temperatura na entrada do *plenum*, atingindo 200 K. Neste caso, observou-se uma faixa com temperaturas próxi-

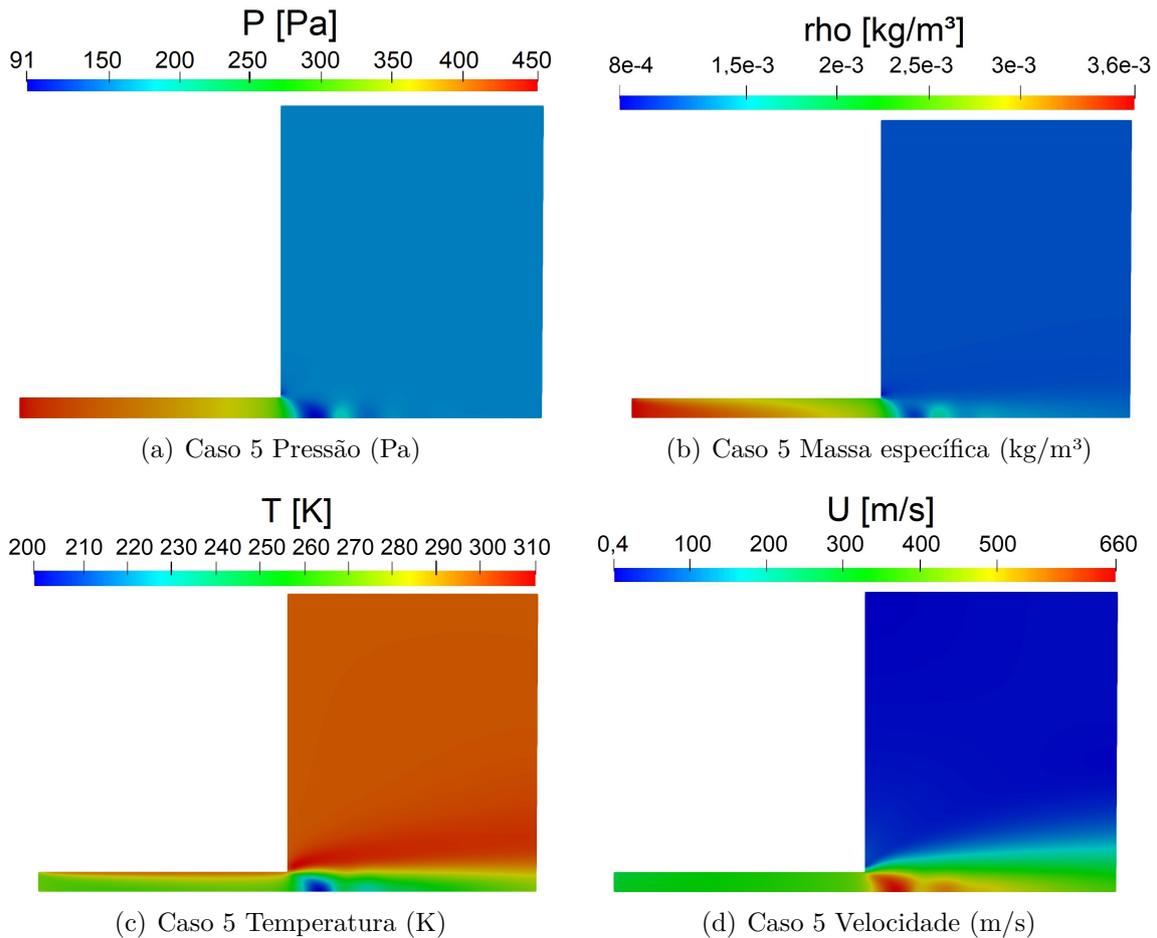


Figura 5.4: Diferentes parâmetros ao longo da malha para o Caso 5.
 Fonte: Própria autoria.

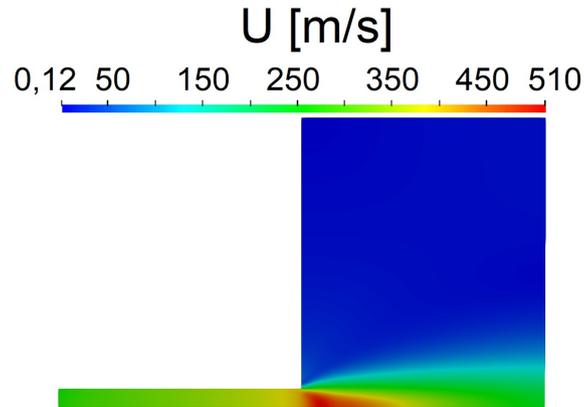
mas a 260 K indo da face de entrada à face de saída na altura do tubo. Conforme descrito na literatura, observa-se uma relação de proporcionalidade direta entre temperatura e pressão, o que pode ser descrito pela lei de Gay Lussac que considera volume constante e gases ideais.

A velocidade, por sua vez, se comporta de maneira inversa à pressão, onde zona de baixa pressão gera ponto de alta velocidade, Figura 5.4(d). Isto pode ser explicado através do princípio de Bernoulli que diz que para um fluxo horizontal, pontos de maior velocidade do fluido apresentarão menor pressão quando comparados a pontos de fluido de menor velocidade. Mesmo que o princípio de Bernoulli seja válido apenas para o regime contínuo, no regime de escorregamento apresentado, tal princípio se faz valer em alguns pontos. Além disso, o perfil de velocidade assemelha-se a diamantes formados por ondas de choque, tal fenômeno precisa ser cuidadosamente investigado. A velocidade máxima atingida na entrada do *plenum* é de 660 m/s.

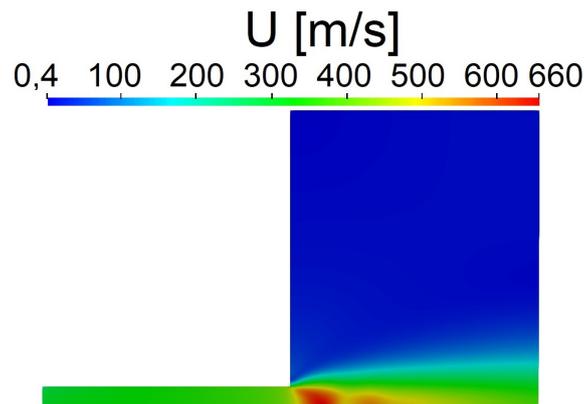
Quando observados em paralelo, os perfis de pressão e temperatura, Figura 5.4(a) e (c), podem indicar regiões acima da curva de sublimação do gelo, Equação 4.1, o que pode acarretar em mudança de fase do vapor d'água gerando turbulência e

perturbações no sistema. Tal problema deve ser investigado e evitado para melhor controle do LPM.

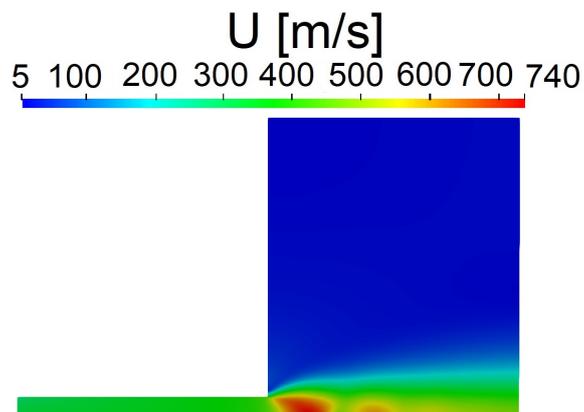
A Figura 5.5 mostra o perfil de velocidade para os casos 7, 5 e 2. Com ela podemos evidenciar a influência da variação da pressão no tubo em função do perfil do escoamento. Porém, mesmo com altas velocidades apresentadas, a massa específica foi pequena o suficiente para manter o escoamento laminar.



(a) Perfil de velocidade para o caso 7.



(b) Perfil de velocidade para o caso 5.



(c) Perfil de velocidade para o caso 2.

Figura 5.5: Variação do perfil de velocidade mantendo a pressão no *plenum* fixa a 150 Pa.
Fonte: Própria autoria.

Para os casos da Figura 5.5, com a maior velocidade de 740 m/s, maior dimensão característica de 12 mm no *plenum*, maior massa específica de 5×10^{-3} kg/m³, viscosidade dinâmica de $0,853 \times 10^{-3}$ Pa.s, para vapor d'Água a 300 K, os valores de *Reynolds* ficam abaixo de 52, caracterizando escoamento laminar.

Para uma pressão fixa no *plenum*, maiores gradientes de pressão ocasionam em maiores velocidades. Isso porque o surgimento de zona de baixa pressão resultam em pontos de alta velocidade, e quanto maior a velocidade maior o número de Mach. Na Figura 5.5(a) observa-se a formação de um cone com pico de velocidade se formando logo após a mudança da seção transversal do tubo para o *plenum*, com velocidade máxima de 510 m/s. A diferença de pressão neste caso 7 é de 250 Pa.

Na Figura 5.5(b) o gradiente de pressão é um pouco maior, de 300 Pa, e com isso é possível observar o descolamento deste cone de velocidade com formação de diamantes de Mach, regiões em forma de diamante devido a escoamento supersônico. Isto pode ser explicado com o aumento de velocidade e conseqüente aumento no número de Mach. Para vapor d'água, a velocidade do som no meio varia entre 300 e 480 m/s. Considerando 480 m/s como velocidade do som no meio, 660 m/s de escoamento gera Mach de 1,3, demarcando início de escoamento supersônico.

O cone de velocidade é completamente desfeito na Figura 5.5(c) demonstrando mais indícios de surgimento de ondas de choque de diamante. O aumento do diferencial de pressão de 300 Pa para 450 Pa gera zonas de menor pressão e maior velocidade. Com isso, com velocidade máxima obtida foi de 740 m/s, e considerando velocidade do som no meio de 480 m/s, o número de Mach é de cerca de 1,5 caracterizando velocidades supersônicas, mais uma vez corroborando com a premissa de ondas de choque de diamante. Tal fenômeno deve ser melhor investigado, de modo a averiguar sua influencia no controle e estabilidade do LPM.

A Tabela 5.2 apresenta resultados integrados na face de saída (*out*), Figura 4.1, para velocidade (U_0), temperatura e massa específica (ρ_0) no *plenum*. A vazão mássica no *plenum* foi obtida integrando-a na face de saída do tipo *wedge*, axi-simétrica de 2°, e depois calculada para o diâmetro completo do *plenum*.

Os três maiores valores de velocidade média ocorreram nos casos 3, 6 e 8, onde a pressão no *plenum* é a menor possível, 50 Pa. Isso pode indicar uma maior influência desta pressão na velocidade do sistema, quando comparado ao gradiente de pressão aplicado. A temperatura apresentou valor próximo a temperatura das paredes, com 300 K em média para todos os casos. A variação na pressão no *plenum* apresentou maior influência na massa específica quando comparada a variação da pressão do tubo.

Conforme discutido em trabalhos anteriores [82, 88], a vazão mássica apresenta relação diretamente proporcional com a pressão no tubo e no *plenum* indicando que o aumento desses dois parâmetros irá resultar na máxima vazão mássica possível de

Tabela 5.2: Resultados dos casos simulados na face de saída (*out*) da malha

	P_s (Pa)	P_0 (Pa)	\dot{m}_0 (kg/s)	U_0 (m/s)	T_0 (K)	ρ_0 (kg/m ³)
Caso 1	600	300	$6,926 \times 10^{-7}$	2.828	300.248	$2,166 \times 10^{-3}$
Caso 2	600	150	$6,658 \times 10^{-7}$	5.439	300.430	$1,082 \times 10^{-3}$
Caso 3	600	50	$6,539 \times 10^{-7}$	16.090	301.771	$3,593 \times 10^{-4}$
Caso 4	450	300	$5,124 \times 10^{-7}$	2.093	300.362	$2,165 \times 10^{-3}$
Caso 5	450	150	$5,031 \times 10^{-7}$	4.112	300.555	$1,082 \times 10^{-3}$
Caso 6	450	50	$4,917 \times 10^{-7}$	12.105	301.810	$3,591 \times 10^{-4}$
Caso 7	300	150	$3,359 \times 10^{-7}$	2.748	300.808	$1,081 \times 10^{-3}$
Caso 8	300	50	$3,291 \times 10^{-7}$	8.111	302.098	$3,587 \times 10^{-4}$

Fonte: Própria autoria.

$6,926 \times 10^{-7}$ kg/s.

Tal evidência possui papel importante no controle do LPM, uma vez que um gradiente de pressão maior entre tubo e *plenum* gera zona de baixa pressão, o que ocasiona em pontos de alta velocidade e turbulência. No entanto gradientes de pressão menores, como no caso 4 e 7 geram maior estabilidade das propriedades ao longo do volume de controle. Mantendo este menor gradiente de pressão e apenas maximizando a pressão no tubo e *plenum* é possível obter maior vazão mássica de forma mais equilibrada.

Os valores apresentados na Tabela 5.2 foram obtidos aplicando a condição de escorregamento (*slip*) em todas as paredes do volume de controle, para melhor adequação da modelagem, considerando o número de *knudsen* imposto. Em comparação aos resultados numéricos obtidos anteriormente [82], os resultados atuais apresentaram variações menores que 1% para os parâmetros apresentados.

5.2 Resultados Analíticos.

A modelagem analítica apresentada no subcapítulo 4.2 foi aplicada utilizando a vazão mássica obtida na Tabela 5.2 para estimar alguns parâmetros de performance do sistema e analisar o funcionamento do LPM.

A Tabela 5.3 apresentado os resultados de empuxo (\mathfrak{F}), calculados através da Equação 4.11, considerando uma temperatura de parede do chip (T_w) de 300 K. Com as condições dos casos apresentados, o sistema é capaz de gerar empuxo de 0.219 até 0.461 mN.

O impulso específico máximo obtido para a mesma temperatura de 300 K na parede do chip foi de 67,89 s, utilizando a Equação 4.12. Para estimar a variação de velocidade máxima que o LPM sob estas condições é capaz de gerar, foi considerado 1U unidade de CubeSat com massa total de 1 kg e 100 g de gelo como propelente a ser sublimado. Com base nisso foi possível obter, através da Equação 4.13, o ΔV

Tabela 5.3: Parâmetros de performance do LPM para diferentes condições de contorno.

	P_s (Pa)	P_0 (Pa)	\dot{m}_0 (kg/s)	\mathfrak{S} (mN)	I_{sp} (s)	ΔV (m/s)
Caso 1	600	300	$6,926 \times 10^{-7}$	0.461		
Caso 2	600	150	$6,658 \times 10^{-7}$	0.443		
Caso 3	600	50	$6,539 \times 10^{-7}$	0.435		
Caso 4	450	300	$5,124 \times 10^{-7}$	0.341	67,89	66,58
Caso 5	450	150	$5,031 \times 10^{-7}$	0.335		
Caso 6	450	50	$4,917 \times 10^{-7}$	0.327		
Caso 7	300	150	$3,359 \times 10^{-7}$	0.224		
Caso 8	300	50	$3,291 \times 10^{-7}$	0.219		

Fonte: Própria autoria.

máximo de 66,58 m/s.

Este valor de incremento de velocidade atende a diversos cenários de missões espaciais envolvendo CubeSats e PocketQubes pois tais missões demandam baixos valores variando de 1 m/s até 20 m/s [16, 51, 89]. É através deste parâmetro que manobras orbitais, compensação de órbita e voo em formação são realizadas, portanto em missões com tais objetivos, este parâmetro deve ser cuidadosamente observado.

Considerando alguns cenários situacionais, o incremento de velocidade pode ser utilizado como parâmetro para saber quais movimentos o satélite conseguirá realizar tendo em vista sua geometria e posição de órbita. Um satélite em baixa órbita (LEO) de 550 km de altitude, por exemplo, pode ter sua performance estipulada em termos de seu ΔV .

Neste caso, o presente LPM atuando em um CubeSat de 1U necessitará de 0,55 m/s para mover 1 km de altitude [90]. Considerando 100 g de massa, o ΔV apresentado na Tabela 5.3 é capaz de percorrer cerca de 121 km ao longo de sua altitude.

Outra possível manobra orbital é sua mudança de plano em função do ângulo de giro gerado. Para esta mesma altitude, é necessário um incremento de velocidade de 132,38 m/s para rotacionar 1° em seu plano [90]. Como o ΔV calculado é de 68 m/s, o valor máximo de mudança em seu plano orbital será de $0,5^\circ$. Para aumentar sua eficiência, é possível operar a altitudes maiores, aumentar a razão entre massa do propelente e massa do satélite.

O empuxo obtido apresenta relação diretamente proporcional com a vazão mássica, apresentando portanto a mesma relação de maximização quando ambas as pressões do tubo e do *plenum* forem máximas. Além disso, a variação na pressão do tubo exerce maior influência no empuxo final quando comparado a variação da pressão no *plenum*.

Em termos de controle do subsistema propulsivo, isso indica que é preferível

atuar no LPM controlando precisamente a variação de pressão de sublimação ou no tubo e mantendo constante a pressão no *plenum*. Pois o controle da pressão no tubo além de gerar um escoamento mais equilibrado também é capaz de gerar maiores variações do empuxo resultante.

Os valores de empuxo apresentados na Tabela 5.3 estão dentro da faixa esperada para LPM variando de 1×10^{-4} até $2,72 \times 10^{-3}$ N. Além disso, estes valores também estão dentro da faixa de empuxo para os VLM e *Cold Gas*, porém nem alguns propulsores apresentam empuxo máximo maior devido aos requisitos impostos, Tabela 3.1.

É importante notar também que o LPM simulado neste presente projeto é pensado para 1U contendo apenas o sistema propulsivo, porém alguns dos propulsores encontrados na literatura, dispõem de 3U ou 2U, conferindo a estes mais espaço para armazenamento de propelente e otimização dos componentes de um propulsor.

Outro ponto importante a se destacar na avaliação dos parâmetros obtidos neste presente trabalho é a utilização de um propelente totalmente verde, a água. Na literatura analisada, nem todos propulsores possuíam esta configuração, conferindo a estes diferentes características de acordo com seus diferentes objetivos.

Através da Tabela 5.3 é possível manter faixas com pouca variação de Empuxo controlando precisamente a pressão no *plenum*. Isso pode ser usado em situações onde é necessário ter maior precisão do movimento a ser aplicado com alto refino no controle de atitude. Missões de monitoramento, que demandam alto grau de precisão e ótimo controle de atitude podem se beneficiar deste tipo de situação [45].

Entretanto, por mais que o controle da pressão no *plenum* represente um ajuste mais preciso na variação da vazão mássica e conseqüentemente na variação do empuxo gerado, este tipo de controle, conforme foi discutido anteriormente, pode ser prejudicial ao equilíbrio do sistema, uma vez que o perfil analisado sofre variações bruscas na temperatura, pressão e velocidade em seu interior quando a pressão no *plenum* varia.

Missões espaciais que demandam maiores incrementos de velocidade precisam também de maiores empuxos, uma vez que estas duas grandezas são diretamente proporcionais. Remoção de detritos, rápida transferência de órbita e manobras evasivas são exemplos destes tipos de tarefas [51].

Tais objetivos podem ser atingidos variando apenas a pressão no tubo ou a pressão de sublimação do gelo, dependendo do arranjo considerado. Essa forma de controle, vista anteriormente, gera perfil mais suave nos parâmetros analisados, favorecendo uma menor vibração ou perturbações no sistema.

Dos casos analisados envolvendo diferentes sistemas propulsivos, Tabela 3.1, a variação máxima de impulso específico foi de 3,42 a 792 s. O valor calculado para chip aquecedor com temperatura de 300 K estabelece uma boa margem de atuação

do LPM em diferentes cenários.

O impulso específico é outro parâmetro importante para seleção de um propulsor, assim como o empuxo, os dois são decisivos à depender da aplicação do satélite. Maior impulso específico geralmente esta associado a maior precisão de apontamento e lentas manobras orbitais ou de transferência/ajuste de órbita.

A Figura 3.4 demonstra que o *resistojets* de baixa pressão apresentam maiores variações de empuxo enquanto o VLM apresenta maiores variações de impulso específico. O trabalho proposto por SILVA *et al.* sugere um modelo propulsivo híbrido usando VLM à maiores pressões e aproveitando o LPM para operar em regiões de baixa pressão onde o VLM não é capaz de atuar. Fazendo com que o sistema seja mais completo possuindo boa amplitude operacional em termos de impulso específico e empuxo.

Os resultados apresentados na Tabela 5.3 demonstram uma independência do impulso específico e ΔV em função da variação de pressão ou vazão mássica. Entretanto estes parâmetros podem ser alterados através da variação de temperatura de parede do chip aquecedor (T_w).

Para observar os limites de atuação deste LPM, foi realizada uma análise da influência da temperatura operacional (T_w) nos parâmetros de performance discutidos. Utilizando a Equação 4.11 fixando a vazão mássica como coeficiente e variando a temperatura no chip foi possível obter a seguinte relação, Figura 5.6.

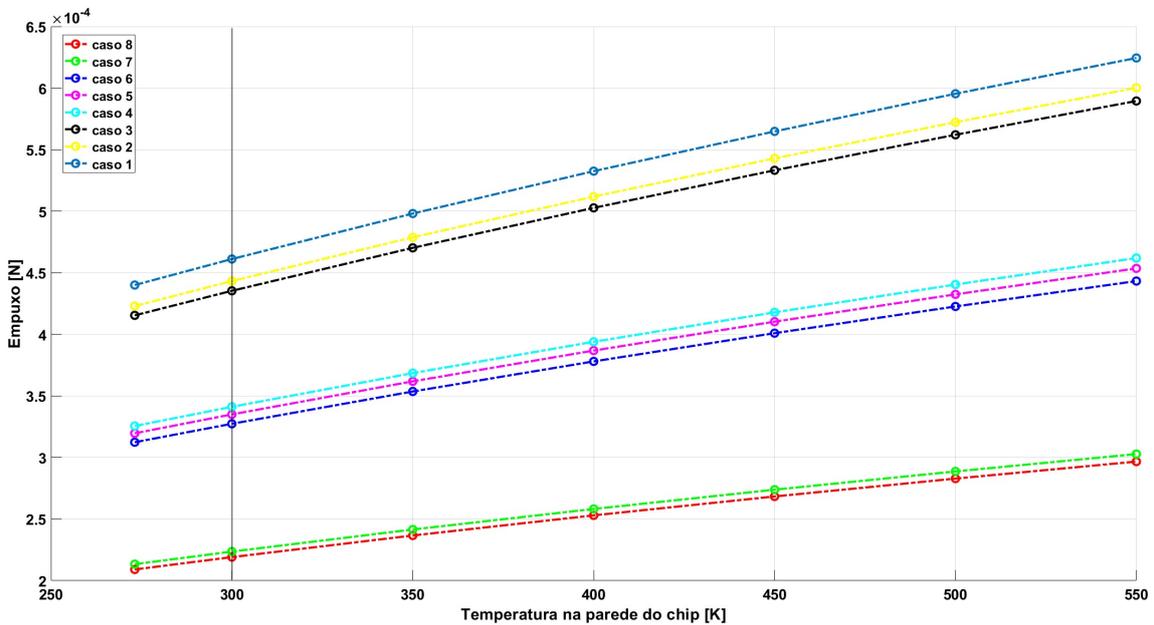


Figura 5.6: Empuxo em função da temperatura de parede do chip para diferentes coeficientes de vazão mássica.

Fonte: Própria autoria.

A linha vertical indica os valores de empuxo para os casos calculados a 300 K. Porém o empuxo varia não somente em função da vazão mássica, mas também

em função da temperatura do chip. Foi estabelecido uma variação de temperatura operacional do chip indo de 270 K à 550 K. Sendo que tal chip pode operar à temperaturas de 700 K [18]. Com isso foi possível perceber a influência de ambos parâmetros no empuxo.

O aumento da temperatura operacional apresenta relação de direta proporcionalidade com o empuxo. Portanto, para maximizar o empuxo desejado, deve-se atuar nos limites de pressão no tubo, no *plenum* e também no limite máximo permitido para o chip aquecedor.

Considerando todos os casos simulados, com pressão no tubo variando de 600 Pa à 300 Pa, pressão no *plenum* variando de 300 Pa à 50 Pa, e temperatura na parede do chip variando de 270 K à 550 K, a faixa operacional do LPM, em termos de empuxo, está representado pela área do paralelograma entre as curvas máxima e mínima da Figura 5.6.

A Tabela 5.4 reúne os principais parâmetros de performance do LPM proposto. O intervalo operacional do empuxo varia entre 0,21 mN e 0,62 mN. O impulso específico e o incremento de velocidade máximo a serem atingidos são de 92 s e 90 m/s respectivamente. Tais máximos e mínimos foram obtidos considerando a variação da temperatura no chip aquecedor discutido anteriormente.

Tabela 5.4: Performance estimada do LPM.

\mathfrak{S} (mN)	I_{sp} (s)	ΔV (m/s)
0,21 - 0,62	64,41 - 91,93	63,16 - 90,15

Fonte: Própria autoria.

A influência da variação de temperatura no chip aumenta o leque de aplicações deste dispositivo, permitindo que este cumpra objetivos de missões envolvendo CubeSats e até mesmo PocketQubes, que possuem menores valores de empuxo, por exemplo. Porém, o impacto deste parâmetro nos demais componentes do sistema deve ser investigado com cuidado, visto que um aumento indesejado de temperatura na região onde está armazenada o propelente sólido pode acarretar em mudança de fase, prejudicando todo o sistema.

Outro ponto importante é a análise da continuidade considerada para o fluxo de massa que entra no *plenum* e sai pelo chip aquecedor. A Equação 4.14 descreve o comportamento da vazão mássica nos microcanais do chip. Considerando que a temperatura no *plenum* e a vazão mássica sejam constantes, para estabelecer o equilíbrio, conforme a pressão no *plenum* aumenta, a área de saída deve diminuir.

Uma alternativa seria o desenvolvimento de um dispositivo que tapasse alguns dos canais reduzindo ou aumentando a área de saída de acordo com a necessidade. Porém o chip aquecedor geralmente possui número fixo de microcanais, tornando

inviável a variação de sua área de saída.

A Figura 5.7 apresenta a relação entre área de saída expressa pelo número de canais, em função da variação da pressão no *plenum*. Foi utilizada a Equação 4.14 considerando temperatura no *plenum* de 300 K, e área unitária para um microcanal de $5\ \mu\text{m}$ e diâmetro de $1\ \mu\text{m}$.

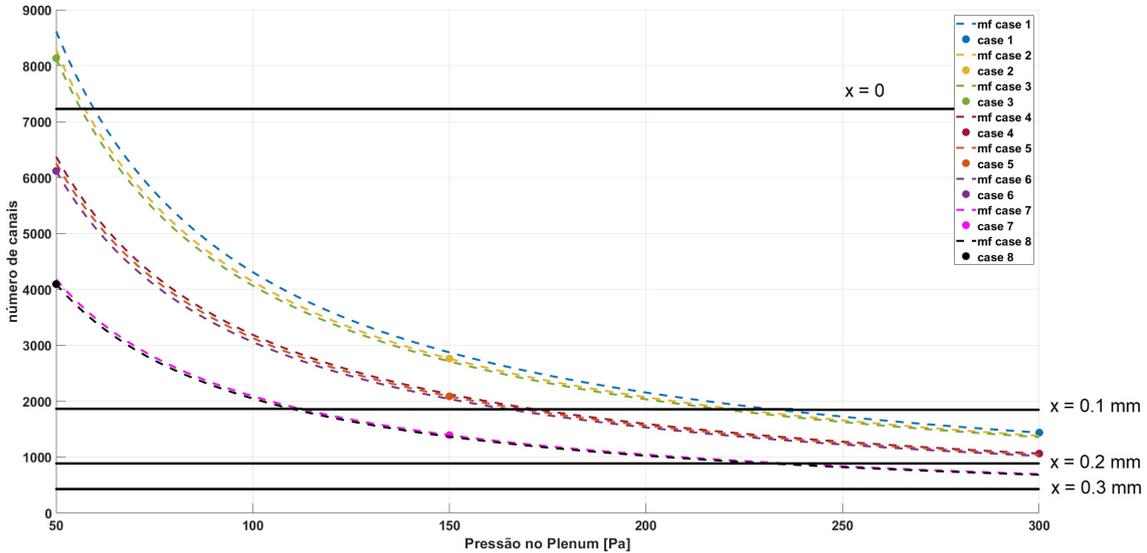


Figura 5.7: Variação do número de canais em função da pressão no *plenum*. Onde "x" equivale ao espaçamento entre bordas dos canais.

Fonte: Própria autoria.

Os casos simulados estão marcados com pontos ao longo de suas respectivas curvas referente à vazão mássica obtida para cada caso simulado. É comum o uso da notação do número de canais da seguinte forma " 20×20 ", o que indica uma disposição quadrada com espaçamentos iguais entre os canais totalizando 400 microcanais.

O caso 3 apresentou o maior número de canais necessário, com arranjo de 90×90 . O segundo maior foi o caso 6, com 78×78 , seguido do caso 8 com 64×64 microcanais necessários. O caso 4 apresentou menor número de canais, 33×33 , seguido do caso 7 com 37×37 e do caso 1 com 38×38 .

Olhando a Figura 5.7, é possível perceber uma relação inversamente proporcional entre pressão no *plenum* e área de saída. Entretanto, conforme a pressão no tubo aumenta, a vazão mássica também aumenta, demonstrando de forma indireta tal relação. Isso demonstra a importância do controle da pressão ao longo do sistema.

A variação de pressão no *plenum* é o eixo horizontal na Figura 5.7. Para variação desta pressão entre 150 Pa e 300 Pa, as curvas apresentam menor coeficiente de inclinação, com isso a variação de pressão no tubo gera menor influência no número de canais necessários, quando comparado a variação de pressão no tubo com baixos valores de pressão no *plenum*.

Entretanto, para ótimo funcionamento, o LPM é projetado para operar entre

regime de transição e regime de moléculas livres na região do *plenum* e chip aquecedor. O que demonstra que este parâmetro se torna um fator limitante para o correto funcionamento deste subsistema.

Isso sugere que é preferível que o LPM atue com uma pressão no *plenum* mais alta, próxima a 300 Pa, pois nesta região a variação do número de canais necessários é a menor possível. Supondo que o sistema esteja sob as condições do caso 4, com 300 Pa no *plenum* e 450 Pa no tubo. Para que um mesmo número de canais seja utilizado, uma reta deverá ser traçada, horizontalmente no gráfico de modo a atingir uma das curvas anteriores, para que haja mesmo fluxo de massa no sistema.

Por exemplo, com um número fixo de 2000 canais, e uma pressão no *plenum* de cerca de 200 Pa. O ponto de intersecção destas duas coordenadas pode ser localizado próximo as curvas dos caso 1, 2 e 3. O que indica que para um chip com 2000 canais e *plenum* com 200 Pa, será necessário uma pressão no tubo em torno de 600 Pa para garantir uma vazão mássica constante.

Dando continuidade, supondo o mesmo número de canais e agora uma situação onde deseja-se alterar a pressão no *plenum*, que era de 200 Pa, para 150 Pa, a pressão no tubo deverá ser correspondente às curvas dos casos 4, 5 e 6, ou seja, 450 Pa para que o sistema atue dentro dos limites operacionais estabelecidos.

Isso demonstra que o número de canais, ou sua área de saída, é um fator limitante para que o sistema opere com condições desejadas de pressão e temperatura de modo a gerar maior número de *knudsen* na região do *plenum* e do chip aquecedor.

Considerando um arranjo com 90×90 canais, se a pressão no tubo é mantida como no caso 1, 600 Pa, e a pressão no *plenum* está a 50 Pa, para este mesmo número de canais, qualquer variação desta pressão irá gerar pressão maior que 600 Pa no tubo, fazendo com que o gelo esteja acima do ponto triplo da água, acarretando mudança indevida de fase. E um dos principais problemas do uso de água no LPM é justamente o surgimento de fase líquida e seus consequente efeitos de *sloshing* [16]. O uso de propelente sólido é justamente uma alternativa para mitigar tal limitação.

Além das limitações impostas por parâmetros como pressão, temperatura, vazão mássica e velocidade, há também a limitação geométrica do sistema. Como demonstrado na Figura 5.7, o número de canais necessário varia de 1062 até 8132 canais. Porém, o LPM idealizado neste presente trabalho é pensado de modo a operar utilizando apenas 1U de um CubeSat, dedicada apenas a tal módulo. Sendo pouco conservador e considerando a área máxima do chip aquecedor equivalente a área de seção transversal do *plenum* com 12 mm de diâmetro, é possível calcular o número máximo e mínimo de canais em função do espaçamento entre eles.

Para tal, foi pensado uma disposição quadrática dos microcanais tendo como centro o eixo do *plenum* e o distanciamento entre bordas dos microcanais (x) variando de zero, caso onde não há distância entre a borda de um canal e outro, até 0,3

mm de distância. O caso onde $x = 0$, Figura 5.7, gera a maior área de saída possível, permitindo o máximo número de canais. Porém tal cenário é inviável, visto que para correto funcionamento do chip aquecedor, os canais devem possuir distâncias pré estipuladas para melhor atuação.

O caso onde $x = 0,3$ mm não atende as condições de pressão e temperatura necessárias ao sistema, visto que seu valor máximo de canais é inferior ao número mínimo de canais necessários para as curvas apresentadas, Figura 5.7. Para que este ou outros espaçamentos maiores sejam aplicados, é necessário aumentar o diâmetro máximo do chip aquecedor.

O espaçamento onde $x = 0,2$ mm possibilita maior número de canais, permitindo arranjos de até 22×22 canais, o que atende a região operacional delimitada pelas curvas, porém, limita a atuação do LPM com maior pressão no *plenum* e pressão abaixo de 450 Pa no tubo, visto que neste patamar máximo, nenhum ponto desta reta toca nas curvas dos casos 1, 2 e 3.

Com um espaçamento de $x = 0,1$ mm é possível obter todas maiores faixas de aplicação quando comparado aos dois casos anteriores. Neste caso o número máximo de canais é de 1849, com uma configuração de 43×43 limite. Dentre os analisados, este é o espaçamento preferível, pois permite que a variação de pressão dos casos simulados seja possível, mantendo um fluxo de massa constante ao longo do percurso. Com o número máximo de canais (43×43) percebe-se que a variação da pressão do *plenum* fica entre 110 Pa e 235 Pa para atender a variação de pressão no tubo de 300 Pa a 600 Pa.

Para este mesmo espaçamento, conforme o número de canais diminui a reta horizontal deixa de tocar nas curvas dos casos 1, 2 e 3, representando os casos onde a temperatura do tubo é de 600 Pa. Com isso, para este espaçamento de 0,1 mm, existe uma restrição no número máximo e mínimo de canais de modo a atender todas curvas, ou seja, todas as variações de pressão exigidas no LPM.

Portanto, para que um chip aquecedor de 12 mm de diâmetro atenda os requisitos de pressão descritos no presente trabalho, este deverá possuir microcanais com diâmetro de $100 \mu m$, espaçamento entre bordas de 0,1 mm e seu número de canais pode variar entre 37×37 até 43×43 canais.

Outro ponto importante a ser analisado em trabalhos futuros é a influência na temperatura do *plenum* em função das variações de pressão do sistema. No presente trabalho, tal parâmetro foi considerado constante para conseguir estabelecer relações entre os indicadores apontados.

Além disso, outro ponto que merece destaque é o desenvolvimento de dispositivos para atuarem de acordo com o descrito neste projeto. Desde a confecção do tubo, sua melhor geometria, forma de armazenamento, otimização, até criação de mecanismos para controlar pressão e temperatura em diferentes regiões do LPM.

Capítulo 6

Conclusão

No presente trabalho foi apresentado o panorama atual de crescente investimentos acerca dos nanossatélites, com os CubeSat desempenhando papel de maior destaque. Para remover barreiras operacionais destes dispositivos, o uso de propulsores torna-se uma promissora alternativa. Para isso, o LPM é apresentado como solução de baixo custo e simplicidade podendo operar com água como propelente. Entretanto, mesmo que existam modelagens analíticas e numéricas para a parte envolvendo o chip aquecedor destes dispositivos, as demais regiões deste sistema ainda carecem de análises e modelagens.

O software *OpenFOAM* foi utilizado para simular o funcionamento do LPM com pressão variando abaixo do ponto triplo da água, de modo a manter regime de transição ou de moléculas livres no *plenum* e no chip aquecedor para melhor funcionamento do sistema. Os resultados numéricos foram analisados posteriormente através da ferramenta *paraview* para obtenção do perfil e cálculo de integral da área.

Os objetivos específicos foram atingidos, o fluxo de massa foi estimado através da modelagem numérica apresentada, com valores variando entre $3,3 \times 10^{-7}$ kg/s e $6,9 \times 10^{-7}$ kg/s. A análise dos perfis apresentada demonstrou que menor diferencial de pressão entre tubo e *plenum* apresentam perfis mais estáveis em termos de velocidade, pressão e temperatura ao longo do sistema. Além disso, foi observado que aumento de pressão tanto no tubo quanto no *plenum* geram aumento na vazão mássica obtida. Portanto, para maximizar este parâmetro e manter maiores estabilidade dentro do sistema é preferível atuar maximizando a pressão no *plenum*, porém, mantendo baixo diferencial de pressão em relação ao tubo.

Através da modelagem analítica, o objetivo de estimar parâmetros de performance foi atingido. Para as condições apresentadas, o LPM é capaz de gerar empuxo variando de 0.21 mN à 0.62 mN, impulso específico de 64 s à 92 s e ΔV de 63 m/s à 90 m/s.

Por fim, foi realizada a seleção da melhor geometria do chip aquecedor de modo a estabelecer os fluxo de massa necessário e atender as condições de contorno do

LPM. Para que o chip aquecedor de 12 mm de diâmetro e microcanais de $100 \mu m$ atenda os requisitos de pressão apresentados, este deverá ter número de canais entre 37×37 e 43×43 , com espaçamento de 0,1 mm.

A contribuição do presente trabalho é investigar uma região pouco explorada do LPM, a interface tubo de armazenamento de propelente e *plenum*. Estabelecendo modelagem numérica e analítica com intuito de prever o comportamento do fluido, estimar sua performance e selecionar um perfil de chip aquecedor mais adequado para as condições requeridas.

6.1 Trabalhos Futuros.

Como demonstrado, esta área de sistemas propulsivos para aplicações em nanosatélites é bastante recente, portanto a literatura ainda carece de mais resultados experimentais e modelagens para outras partes do propulsor. A parte de fabricação, controle e desenvolvimento de um tanque/tubo para armazenamento de propelente para o LPM é uma promissora linha de pesquisa, bem como o estudo de desenvolvimentos de mecanismos para controlar parâmetros como pressão e temperatura nessa região de modo a controlar o fluxo de massa enviado ao chip aquecedor.

Além disso, a investigação de parâmetros como variação da temperatura ao longo do sistema devido a fontes externas, ou até mesmo as diferentes regiões ao longo do escoamento que podem gerar zonas com pressão e temperatura acima do ponto triplo da água, acarretando em deposição ou surgimento de fase líquida através da condensação do vapor d'água.

Outro aspecto que pode ser melhor investigado é referente a influência da geometria do canal na variação do empuxo, no presente trabalho foi considerado apenas canais com geometria circular, porém, diferentes geometrias resultam em diferentes valores para α , o que pode influenciar outros parâmetros de análise.

Por fim, é importante verificar a geração de ondas de choque diamante, caracterizadas por alto número de Mach e velocidades supersônicas, bem como sua influência na estabilidade e controle do sistema, para isso, uma aprofundada investigação da velocidade no meio será necessária para caracterizar tal fenômeno.

Referências Bibliográficas

- [1] SPARAVIGNA, A. C. “The Word Satellite, Its Origin From Etruscan And Its Translation Into Greek”, *PHILICA, Article*, v. 568, 2016.
- [2] BILLE, M., LISHOCK, E. *The first space race: launching the world’s first satellites*. N. 8. Texas A&M University Press, 2004.
- [3] ROBERTSON, G. A., WEBB, D. W. “The death of rocket science in the 21st century”, *Physics Procedia*, v. 20, pp. 319–330, 2011.
- [4] HELVAJIAN, H., JANSON, S. *Small satellites: past, present, and future*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2009.
- [5] PREADO, DE ALMEIDA, A. F. B. *A Conquista do Espaço do Sputnik a Missão Centenário*. Editora Livraria da Física, 2007.
- [6] NASA. “Cubesat 101: basic concepts and processes for first-time CubeSat developers”, *no. October*, p. 96, 2017.
- [7] GRÖNLAND, T.-A., RANGSTEN, P., NESE, M., et al. “Miniaturization of components and systems for space using MEMS-technology”, *Acta Astronautica*, v. 61, n. 1-6, pp. 228–233, 2007.
- [8] NASA. What are SmallSats and CubeSats? 26 Fev. 2015 <https://www.nasa.gov/content/what-are-smallsats-and-cubesats>, Fevereiro 2015.
- [9] VILLELA, T., COSTA, C. A., BRANDÃO, A. M., et al. “Towards the thousandth CubeSat: A statistical overview”, *International Journal of Aerospace Engineering*, v. 2019, 2019.
- [10] BONNAL, C., MCKNIGHT, D. S. *IAA Situation Report on Space Debris 2016*. International Academy of Astronautics (IAA), 2017.
- [11] DAVOLI, F., KOUROGIORGAS, C., MARCHESE, M., et al. “Small satellites and CubeSats: Survey of structures, architectures, and protocols”, *International Journal of Satellite Communications and Networking*, v. 37, n. 4, pp. 343–359, 2019.

- [12] GUGLIELMO, D., OMAR, S., BEVILACQUA, R., et al. “Drag deorbit device: a new standard reentry actuator for CubeSats”, *Journal of Spacecraft and Rockets*, v. 56, n. 1, pp. 129–145, 2019.
- [13] GOHARDANI, A. S., STANOJEV, J., DEMAIRÉ, A., et al. “Green space propulsion: Opportunities and prospects”, *Progress in Aerospace Sciences*, v. 71, pp. 128–149, 2014. ISSN: 0376-0421. doi: <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2014.08.001>. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0376042114000797>>.
- [14] BONNAL, C., MCKNIGHT, D., PHIPPS, C., et al. “Just in time collision avoidance—A review”, *Acta Astronautica*, v. 170, pp. 637–651, 2020.
- [15] TUMMALA, A. R., DUTTA, A. “An overview of cube-satellite propulsion technologies and trends”, *Aerospace*, v. 4, n. 4, pp. 58, 2017.
- [16] CERVONE, A., MANCAS, A., ZANDBERGEN, B. “Conceptual design of a low-pressure micro-resistojet based on a sublimating solid propellant”, *Acta Astronautica*, v. 108, pp. 30–39, 2015.
- [17] GUERRIERI, D. C., SILVA, M. A., VAN ZEIJL, H., et al. “Fabrication and characterization of low pressure micro-resistojets with integrated heater and temperature measurement”, *Journal of Micromechanics and Microengineering*, v. 27, n. 12, pp. 125005, 2017.
- [18] GUERRIERI, D. C., E SILVA, M. D. A. C., CERVONE, A., et al. “Optimum Design of Low-Pressure Micro-Resistojet Applied to Nano-and Pico-Satellites”. In: *ESA Space Propulsion 2018 Conference*, p. SP2018_00108, 2018.
- [19] CERVONE, A., ZANDBERGEN, B., GUERRIERI, D. C., et al. “Green micro-resistojet research at Delft University of Technology: new options for Cubesat propulsion”, *CEAS Space Journal*, v. 9, n. 1, pp. 111–125, 2017.
- [20] KING, J. T., KOLBECK, J., KANG, J. S., et al. “Performance analysis of nano-sat scale μ CAT electric propulsion for 3U CubeSat attitude control”, *Acta Astronautica*, v. 178, pp. 722–732, 2021.
- [21] MICCI, M. M. *Micropropulsion for small spacecraft*, v. 187. Aiaa, 2000.
- [22] SUHADIS, N. “Statistical overview of cubesat mission”. In: *Proceedings of International Conference of Aerospace and Mechanical Engineering 2019*, pp. 563–573. Springer, 2020.

- [23] LEVCHENKO, I., BAZAKA, K., DING, Y., et al. “Space micropropulsion systems for Cubesats and small satellites: From proximate targets to furthestmost frontiers”, *Applied Physics Reviews*, v. 5, n. 1, pp. 011104, 2018.
- [24] NASA. “NASA Technology Roadmaps. TA10: Nanotechnology”. NASA. 22 Apr. 2020 https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/2015_nasa_technology_roadmaps_ta_10_nanotechnology_final.pdf, April 2020.
- [25] CORDEIRO GUERRIERI, D. *The low-pressure micro-resistojet: Modelling and optimization for future nano- and pico-satellites*. Tese de Doutorado, Delft University of Technology, 2018.
- [26] BURNS, K., TURCHAK, L. “Sputnik-Why the Russians were First in Space”. In: *AIAA SPACE 2007 Conference & Exposition*, p. 6063, 2007.
- [27] CADBURY, D. *Space race: The epic battle between America and the Soviet Union for dominion of space*. Harper Collins, 2007.
- [28] DEEPAK, R. A., TWIGGS, R. J. “Thinking out of the box: Space science beyond the CubeSat”, *Journal of Small Satellites*, v. 1, n. 1, pp. 3–7, 2012.
- [29] POGHOSYAN, A., GOLKAR, A. “CubeSat evolution: Analyzing CubeSat capabilities for conducting science missions”, *Progress in Aerospace Sciences*, v. 88, pp. 59–83, 2017.
- [30] MEHRPARVAR, A., PIGNATELLI, D., CARNAHAN, J., et al. “Cubesat design specification rev. 13”, *The CubeSat Program, Cal Poly San Luis Obispo, US*, v. 1, n. 2, 2014.
- [31] SWARTWOUT, M. “Attack of the CubeSats: a statistical look”, 2011.
- [32] SWARTWOUT, M. “The first one hundred cubesats: A statistical look”, *Journal of small Satellites*, v. 2, n. 2, pp. 213–233, 2013.
- [33] KULU, E. “Nanosats Database”. Modern Language Association. 22 Apr. 2020 www.nanosats.eu, April 2020.
- [34] CGEE. “Resumo Executivo: CubeSats”. Centro de Gestão e Estudos Estratégicos. 22 Apr. 2020 www.cgEE.org.br/documents/10195/734063/CGEE_resumoexecutivo_CubeSats_Web.pdf, Abril 2004.
- [35] SUTTON, G. P., BIBLARZ, O. *Rocket propulsion elements*. John Wiley & Sons, 2016.

- [36] WHITE, C., BORG, M. K., SCANLON, T. J., et al. “dsmcFoam+: An Open-FOAM based direct simulation Monte Carlo solver”, *Computer Physics Communications*, v. 224, pp. 22–43, 2018.
- [37] LEMMER, K. “Propulsion for cubesats”, *Acta Astronautica*, v. 134, pp. 231–243, 2017.
- [38] KVELL, U., PUUSEPP, M., KAMINSKI, F., et al. “Nanosatellite orbit control using MEMS cold gas thrusters”, *Proceedings of the Estonian Academy of Sciences*, v. 63, n. 2, pp. 279, 2014.
- [39] GILL, E., SUNDARAMOORTHY, P., BOUWMEESTER, J., et al. “Formation flying within a constellation of nano-satellites: The QB50 mission”, *Acta Astronautica*, v. 82, n. 1, pp. 110–117, 2013.
- [40] O’REILLY, D., HERDRICH, G., KAVANAGH, D. F. “Electric propulsion methods for small satellites: A review”, *Aerospace*, v. 8, n. 1, pp. 22, 2021.
- [41] TSAY, M., FRONGILLO, J., MODEL, J., et al. “Flight development of iodine BIT-3 RF ion propulsion system for SLS EM-1 CubeSats”, 2016.
- [42] HAKIMA, H., BAZZOCCHI, M. C., EMAMI, M. R. “A deorbiter CubeSat for active orbital debris removal”, *Advances in Space Research*, v. 61, n. 9, pp. 2377–2392, 2018.
- [43] SPERETTA, S., CERVONE, A., SUNDARAMOORTHY, P., et al. “LUMIO: an autonomous CubeSat for lunar exploration”. In: *Space operations: inspiring Humankind’s future*, Springer, pp. 103–134, 2019.
- [44] NAG, S., RIOS, J. L., GERHARDT, D., et al. “CubeSat constellation design for air traffic monitoring”, *Acta Astronautica*, v. 128, pp. 180–193, 2016.
- [45] WU, S., CHEN, W., CAO, C., et al. “A multiple-CubeSat constellation for integrated earth observation and marine/air traffic monitoring”, *Advances in Space Research*, v. 67, n. 11, pp. 3712–3724, 2021.
- [46] KLESH, A., CLEMENT, B., COLLEY, C., et al. “MarCO: Early operations of the first CubeSats to Mars”, 2018.
- [47] BASSOLI, R., GRANELLI, F., SACCHI, C., et al. “Cubesat-based 5g cloud radio access networks: A novel paradigm for on-demand anytime/anywhere connectivity”, *IEEE Vehicular Technology Magazine*, v. 15, n. 2, pp. 39–47, 2020.

- [48] SHKOLNIK, E. L. “On the verge of an astronomy CubeSat revolution”, *Nature Astronomy*, v. 2, n. 5, pp. 374–378, 2018.
- [49] LIU, H., NIU, X., ZENG, M., et al. “Review of micro propulsion technology for space gravitational waves detection”, *Acta Astronautica*, 2022.
- [50] ZANDBERGEN, B. “Micropropulsion systems for Cubesats”, *CubeSat Technology and Applications*, pp. 1–36, 2013.
- [51] SILVA, M. A., GUERRIERI, D. C., CERVONE, A., et al. “A review of MEMS micropropulsion technologies for CubeSats and PocketQubes”, *Acta Astronautica*, v. 143, pp. 234–243, 2018. ISSN: 0094-5765. doi: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2017.11.049>. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0094576517304290>>.
- [52] GREENSHIELDS, C. J. “OpenFOAM user guide Version 6”, *The OpenFOAM Foundation*, v. 237, 2018.
- [53] TRYDAL, J. *CFD analysis of temperature development due to flow restriction in pipeline*. Tese de Mestrado, University of Stavanger, Norway, 2015.
- [54] ASPROULIAS, I. *RANS Modelling for Compressible Turbulent Flows Involving Shock Wave Boundary Layer Interactions*. Tese de Doutorado, 07 2014.
- [55] SQUILLACOTE, A. H., AHRENS, J., LAW, C., et al. *The paraview guide*, v. 366. Kitware Clifton Park, NY, 2007.
- [56] AHRENS, J., GEVECI, B., LAW, C. “Paraview: An end-user tool for large data visualization”, *The visualization handbook*, v. 717, n. 8, 2005.
- [57] BLAZEK, J. *Computational fluid dynamics: principles and applications*. Butterworth-Heinemann, 2015.
- [58] STORCK, W., BILLETT, O., JAMBUSARIA, M., et al. “A survey of micro-propulsion for small satellites”, 2006.
- [59] KETSDEVER, A., WADSWORTH, D., VARGO, S., et al. “The free molecule micro-resistojet-An interesting alternative to nozzle expansion”. In: *34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, p. 3918, 1998.
- [60] KETSDEVER, A. D., LEE, R. H., LILLY, T. C. “Performance testing of a microfabricated propulsion system for nanosatellite applications”, *Journal of Micromechanics and Microengineering*, v. 15, n. 12, pp. 2254, 2005.

- [61] BIRD, G. A. “Molecular gas dynamics and the direct simulation of gas flows”, *Molecular gas dynamics and the direct simulation of gas flows*, 1994.
- [62] BIRD, G. “Direct simulation of high-vorticity gas flows”, *The Physics of fluids*, v. 30, n. 2, pp. 364–366, 1987.
- [63] BLANCO, A., ROY, S. “Numerical simulation of a free molecular electro jet (FMEJ) for in-space propulsion”. In: *51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, p. 208, 2013.
- [64] AHMED, Z., GIMELSHEIN, S. F., KETSDEVER, A. D. “Numerical analysis of free-molecule microresistojet performance”, *Journal of propulsion and power*, v. 22, n. 4, pp. 749–756, 2006.
- [65] GUERRIERI, D. C., SILVA, M., ZANDBERGEN, B., et al. “Heater Chip with Different Microchannels Geometries for a Low Pressure Free Molecular Micro-Resistojet”, *Space Propulsion 2016*, 2016.
- [66] LEE, R. H., BAUER, A., KILLINGSWORTH, M. D., et al. “Free-molecule-microresistojet performance using water propellant for nanosatellite applications”, *Journal of Spacecraft and Rockets*, v. 45, n. 2, pp. 264–269, 2008.
- [67] PALMER, K., NGUYEN, H., THORNELL, G. “Fabrication and evaluation of a free molecule micro-resistojet with thick silicon dioxide insulation and suspension”, *Journal of Micromechanics and Microengineering*, v. 23, n. 6, pp. 065006, 2013.
- [68] CEN, J., XU, J. “Performance evaluation and flow visualization of a MEMS based vaporizing liquid micro-thruster”, *Acta Astronautica*, v. 67, n. 3-4, pp. 468–482, 2010.
- [69] CHEAH, K. H., LOW, K.-S. “Fabrication and performance evaluation of a high temperature co-fired ceramic vaporizing liquid microthruster”, *Journal of Micromechanics and Microengineering*, v. 25, n. 1, pp. 015013, 2014.
- [70] CHEN, C.-C., LIU, C.-W., KAN, H.-C., et al. “Simulation and experiment research on vaporizing liquid micro-thruster”, *Sensors and Actuators A: Physical*, v. 157, n. 1, pp. 140–149, 2010.
- [71] KARTHIKEYAN, K., CHOU, S., KHOONG, L., et al. “Low temperature co-fired ceramic vaporizing liquid microthruster for microspacecraft applications”, *Applied Energy*, v. 97, pp. 577–583, 2012.

- [72] KUNDU, P., BHATTACHARYYA, T. K., DAS, S. “Design, fabrication and performance evaluation of a vaporizing liquid microthruster”, *Journal of micromechanics and microengineering*, v. 22, n. 2, pp. 025016, 2012.
- [73] KUNDU, P., SINHA, A. K., BHATTACHARYYA, T. K., et al. “\hbox {MnO} — {2} NanowireEmbeddedHydrogenPeroxideMonopropellantMEMSThruster”, *Journal of Microel* pp. 406 – –417, 2012.
- [74] MAURYA, D. K., DAS, S., LAHIRI, S. “Silicon MEMS vaporizing liquid microthruster with internal microheater”, *Journal of Micromechanics and Microengineering*, v. 15, n. 5, pp. 966, 2005.
- [75] KÖHLER, J., BEJHED, J., KRATZ, H., et al. “A hybrid cold gas microthruster system for spacecraft”, *Sensors and Actuators A: Physical*, v. 97, pp. 587–598, 2002.
- [76] RANGSTEN, P., PALMER, K., BEJHED, J., et al. “Closed-loop thrust control in a MEMS-based micro propulsion module for CubeSats”, 2013.
- [77] GUERRIERI, D. C., SILVA, M. A. C., CERVONE, A., et al. “Selection and Characterization of Green Propellants for Micro-Resistojets”, *Journal of Heat Transfer*, v. 139, n. 10, 05 2017. ISSN: 0022-1481. doi: 10.1115/1.4036619. Disponível em: <<https://doi.org/10.1115/1.4036619>>. 102001.
- [78] PALLICHADATH, V., RADU, S., DE ATHAYDE COSTA E SILVA, S., et al. “Integration and miniaturization challenges in the design of micro-propulsion systems for picosatellite platforms”. In: *Space Propulsion Conference*, 2018.
- [79] GUERRIERI, D. C., CERVONE, A., GILL, E. “Analysis of Nonisothermal Rarefied Gas Flow in Diverging Microchannels for Low-Pressure Microresistojets”, *Journal of Heat Transfer*, v. 138, n. 11, 07 2016. ISSN: 0022-1481. doi: 10.1115/1.4033955. Disponível em: <<https://doi.org/10.1115/1.4033955>>. 112403.
- [80] CHANDRA, A. “Response Surface Based Design Optimization of a Low-Pressure Microresistojet’s Heat Exchanger”, 2021.
- [81] WAGNER, W., SAUL, A., PRUSS, A. “International equations for the pressure along the melting and along the sublimation curve of ordinary water substance”, *Journal of Physical and Chemical Reference Data*, v. 23, n. 3, pp. 515–527, 1994.
- [82] GUIMARÃES, I., GUERRIERI, D. “Numerical Analysis Of The Water Vapour Through The Feed System Of The Low-Pressure Micro-Resistojet”, *ENCIT*, 2020.

- [83] KANG, S.-J., OH, H.-U. “On-orbit thermal design and validation of 1 U standardized CubeSat of STEP cube lab”, *International Journal of Aerospace Engineering*, v. 2016, 2016.
- [84] GUERRIERI, D. C., SILVA, M. A., CERVONE, A., et al. “An analytical model for characterizing the thrust performance of a Low-Pressure Micro-Resistojet”, *Acta Astronautica*, v. 152, pp. 719–726, 2018.
- [85] TURNER, M. J. *Rocket and spacecraft propulsion: principles, practice and new developments*. Springer Science & Business Media, 2008.
- [86] LAFFERTY, J. M., RUBIN, L. G. “Foundations of vacuum science and technology”, *Physics Today*, v. 52, n. 3, pp. 86, 1999.
- [87] JANERT, P. K. *Gnuplot in action: understanding data with graphs*. Simon and Schuster, 2016.
- [88] GUIMARÃES, I., GUERRIERI, D. “A HYBRID ANALYTICAL-NUMERICAL MODEL FROM THE PROPELLANT TANK UP TO THE THRUSTER OF THE LOW-PRESSURE MICRO-RESISTOJET”, *COBEM*, 2021.
- [89] GUERRIERI, D. C. “The low-pressure micro-resistojet: Modelling and optimization for future nano-and pico-satellites”, 2018.
- [90] WERTZ, J. R., EVERETT, D. F., PUSCHELL, J. J. *Space mission engineering: the new SMAD*. Microcosm Press, 2011.

Apêndice A

Códigos no OpenFOAM - Caso 1.

As seguintes figuras representam diretórios e códigos importantes para o Caso 1 simulado. Os demais casos simulados possuem mesmo padrão e diretórios, apenas com diferentes condições de contorno. A pasta contém os seguintes diretórios;

- *0*.
 - P
 - T
 - U
- constant.
 - polyMesh
 - * boundary
 - * faces
 - * neighbour
 - * owner
 - * points
 - thermophysicalProperties
 - turbulenceProperties
- postProcessing
 - residuals
 - * 0
 - residuals.dat
- system

- blockMeshDict
 - controlDict
 - fvSchemes
 - fvSolutions
 - residuals
- residuals3.txt

P

```
/*-----*- C++ -*-----*\
| ===== |
| \\      / F i e l d      | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox |
| \\      / O p e r a t i o n | Version: v1912 |
|  \\    / A n d           | Website: www.openfoam.com |
|   \\  / M a n i p u l a t i o n |
\*-----*-*/
FoamFile
{
    version      2.0;
    format        ascii;
    class         volScalarField;
    object        p;
}
// * * * * * //

dimensions      [1 -1 -2 0 0 0 0];

internalField   uniform 300;

boundaryField
{
    in
    {
        type      fixedValue;
        value     uniform 600;
    }

    out
    {
        type      fixedValue;
        value     uniform 300;
    }

    Twall
    {
        type      zeroGradient;
    }

    wall
}
```

```
{
    type          zeroGradient;
}
top
{
    type          zeroGradient;
}
bottom
{
    type          empty;
}
front
{
    type          wedge;
}
back
{
    type          wedge;
}
}

// ***** //
```

T

```
/*-----*- C++ -*-----*\
| ===== |
| \\ / F i e l d | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox |
| \\ / O p e r a t i o n | Version: v1912 |
| \\ / A n d | Website: www.openfoam.com |
| \\ / M a n i p u l a t i o n |
\*-----*/
FoamFile
{
    version      2.0;
    format       ascii;
    class        volScalarField;
    object       T;
}
// * * * * * //

dimensions      [0 0 0 1 0 0 0];

internalField   uniform 272.927;

boundaryField
{
    in
    {
        type      fixedValue;
        value     uniform 272.927;
    }

    out
    {
        type      zeroGradient;
    }

    Twall
    {
        type      fixedValue;
        value     uniform 300;
    }

    wall
}
```

```

    {
      type          fixedValue;
      value         uniform 300;
    }
  top
  {
    type          fixedValue;
    value         uniform 300;
  }
  bottom
  {
    type          empty;
  }
  front
  {
    type          wedge;
  }
  back
  {
    type          wedge;
  }
}

// ***** //

```



```
}
top
{
  type      slip;
}
bottom
{
  type      empty;
}
front
{
  type      wedge;
}
back
{
  type      wedge;
}
}
```

```
// ***** //
```

thermophysicalProperties

```
/*-----*- C++ -*-----*\
| ===== |
| \\ / Field | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox |
| \\ / Operation | Version: v1912 |
| \\ / And | Website: www.openfoam.com |
| \\ / Manipulation |
\*-----*-*/

FoamFile
{
    version 2.0;
    format ascii;
    class dictionary;
    location "constant";
    object thermophysicalProperties;
}

// * * * * * //

thermoType
{
    type hePsiThermo;
    mixture pureMixture;
    transport const;
    thermo hConst;
    equationOfState perfectGas;
    specie specie;
    energy sensibleInternalEnergy;
}

mixture
{
    specie
    {
        nMoles 1;
        molWeight 18.02; //molecular weight of VAPOR WATER [g/mol]
    }
    thermodynamics
    {
        Cp 1861.1; //heat capacity at 100Pa 273K [J/kg.K]
    }
}
```

```
    Hf          0;          //Latent heat of sublimation [J/kg]
}
transport
{
    mu          9.2177e-6;  //dynamic viscosity at 100Pa 273K [kg/m.s]
    Pr          1;          //prandtl number at 100Pa 273K [-]
}
}
```

```
// ***** //
```


blockMeshDict

```
/*-----*- C++ -*-----*\
| ===== |
| \\ / Field | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox |
| \\ / Operation | Version: 5 |
| \\ / And | Web: www.OpenFOAM.org |
| \\ / Manipulation |
\*-----*-*/
FoamFile
{
    version 2.0;
    format ascii;
    class dictionary;
    object blockMeshDict;
}
// * * * * * //

convertToMeters 0.000001;

vertices
(
( 0 0 0 ) //0
( 0 0 0 ) //1
( 400 -7 0 ) //2
( 400 7 0 ) //3

( 0 0 5000 ) //4
( 0 0 5000 ) //5
( 400 -7 5000 ) //6
( 400 7 5000 ) //7

( 0 0 10000 ) //8
( 0 0 10000 ) //9
( 400 -7 10000 ) //10
( 400 7 10000 ) //11

( 6000 -105 5000 ) //12
( 6000 105 5000 ) //13
( 6000 -105 10000 ) //14
```

```

( 6000 105 10000 ) //15
);

blocks
(
hex ( 1 2 3 0 5 6 7 4 ) ( 12 1 75 ) simpleGrading ( 1 1 1 )
hex ( 5 6 7 4 9 10 11 8 ) ( 12 1 75 ) simpleGrading ( 1 1 1 )
hex ( 6 12 13 7 10 14 15 11 ) ( 84 1 75 ) simpleGrading ( 1 1 1 )
);

edges
(
);

boundary
(
  in
  {
    type patch;
    faces
    (
      (0 1 2 3 )
    );
  }

  out
  {
    type patch;
    faces
    (
      (8 9 10 11)
      (11 10 14 15)
    );
  }

  Twall
  {
    type wall;
    faces

```

```

    (
      (3 2 6 7)
    );
}

wall
{
  type wall;
  faces
  (
    (7 6 12 13)
  );
}

top
{
  type wall;
  faces
  (
    (13 12 14 15)
  );
}

bottom
{
  type empty;
  faces
  (
    (0 1 4 5)
    (4 5 8 9)
  );
}

front
{

```

```

    type wedge;
    faces
    (
        (0 3 7 4)
        (4 7 11 8)
        (7 13 15 11)

    );
}

back
{
    type wedge;
    faces
    (
        (1 2 6 5)
        (5 6 10 9)
        (6 12 14 10)

    );
}

);

mergePatchPairs
(
);

// ***** //

```



```
writeCompression off;

timeFormat      general;

timePrecision   6;

runTimeModifiable true;

adjustTimeStep no;

maxCo          1;

maxDeltaT      1;

functions{
#includeFunc residuals
}

// ***** //
```



```
}
```

```
interpolationSchemes
```

```
{
```

```
    default          linear;
```

```
    reconstruct(rho) vanLeer;
```

```
    reconstruct(U)  vanLeerV;
```

```
    reconstruct(T)  vanLeer;
```

```
}
```

```
snGradSchemes
```

```
{
```

```
    default          corrected;
```

```
}
```

```
// ***** //
```

fvSolution

```
/*-----*- C++ -*-----*\
| ===== |
| \\ / Field | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox |
| \\ / Operation | Version: v1912 |
| \\ / And | Website: www.openfoam.com |
| \\ / Manipulation |
\*-----*-*/

FoamFile
{
    version 2.0;
    format ascii;
    class dictionary;
    location "system";
    object fvSolution;
}

// * * * * *

solvers
{
    "(rho|rhoU|rhoE)"
    {
        solver diagonal;
    }

    "(U|e)"
    {
        solver smoothSolver;
        smoother GaussSeidel;
        nSweeps 2;
        tolerance 1e-09;
        relTol 0.01;
    }

    h
    {
        $U;
        tolerance 1e-10;
        relTol 0;
    }
}
```

```
}  
}
```

```
// *****  
//
```

residuals

```
/*-----*- C++ -*-----*\
===== |
\\      / F ield      | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
\\      / O peration   |
\\      / A nd         | Web:      www.OpenFOAM.org
  \\    / M anipulation |
-----\

Description
    For specified fields, writes out the initial residuals for the first
    solution of each time step; for non-scalar fields (e.g. vectors), writes
    the largest of the residuals for each component (e.g. x, y, z).

\*-----*-*/

#includeEtc "caseDicts/postProcessing/numerical/residuals.cfg"

fields (U);

// ***** //
```

residuals3.txt

```
set autoscale
set title "Residuals"
set ylabel 'Residual'
set xlabel 'Iteration'
set logscale y
set format y "10^{%2T}"

plot "< cat log | grep 'Solving for Ux' | cut -d' ' -f9
| tr -d ',,'" title 'Ux' with lines,\
"< cat log | grep 'Solving for Uy' | cut -d' ' -f9
| tr -d ',,'" title 'Uy' with lines,\
"< cat log | grep 'Solving for Uz' | cut -d' ' -f9
| tr -d ',,'" title 'Uz' with lines
```