



UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR  
Engenharia

# **Modelação de sistemas de propulsão para CubeSats** **Estudos sobre o eletrospray**

**Gustavo Filipe Almeida Ribeiro**

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em  
**Engenharia Aeronáutica**  
(Ciclo de estudos integrado)

Orientador: Prof. Doutor José Carlos Páscoa Marques  
Co-orientador: Prof. Doutor Francisco Miguel Ribeiro Proença Brójo

**Covilhã, Junho de 2019**



# Dedicatória

Para os meus pais, Mário e Adelina.



# Agradecimentos

Quero começar por agradecer ao Professor Doutor José Páscoa por me conceder a oportunidade de realizar este trabalho. Agradeço imenso pela orientação prestada, pelo seu incentivo, disponibilidade e apoio que sempre demonstrou.

Gostaria também de agradecer ao Professor Doutor Francisco Brójo pela acessibilidade, interesse e vontade para ajudar.

Quero agradecer a toda a minha família, especialmente aos meus pais pelos sacrifícios que fizeram durante todos estes anos de vida para me educarem. Nada do que consegui e sou hoje seria possível sem vós.

Aos amigos que conquistei e que desde então têm moldado a minha personalidade, agradeço imenso por me deixarem crescer convosco.

Um agradecimento especial à minha namorada por toda a paciência e apoio em todos os momentos difíceis durante a realização desta dissertação. Obrigado por teres feito esta caminhada comigo.

A todos os meus colegas do ClusterDEM, um muito obrigado por todos os conselhos e apoio que me deram durante estes meses que passei convosco.

## APOIO OFICIAL

Esta dissertação teve o apoio financeiro do C-MAST, Unidade de I&D nº 151 da Fundação para a Ciência e Tecnologia. Este trabalho foi também apoiado pelo projeto INFANTE 24534 (Microsatélite para Vigilância Marítima, Observação da Terra e IoT no Contexto das Constelações) suportado pelos programas PT 2020, POCI e FEDER.



# Resumo

A melhoria das capacidades dos componentes eletrônicos e respetiva diminuição das suas dimensões, em conjunto com o baixo custo de desenvolvimento, construção e lançamento de um CubeSat tem promovido a democratização do acesso ao Espaço. Contudo, os sistemas propulsores existentes atualmente ainda não possuem o nível de maturidade necessário para desempenhar missões que permitam explorar todo o potencial económico destes nano-satélites. A necessidade de um sistema de propulsão capaz de gerar uma força propulsiva na ordem dos  $\mu\text{N}$  fez renascer o interesse nos propulsores eletrospray. Estes propulsores são especialmente adequados para missões que requerem um elevado grau de precisão no controlo da atitude e/ou da órbita.

Atualmente, existem vários estudos analíticos e experimentais da física do escoamento presente num propulsor eletrospray, contudo, há um número bastante limitado de estudos numéricos dada a complexidade da sua simulação. Nesta dissertação foi desenvolvido um modelo numérico com funções programadas pelo autor para simular este escoamento no código comercial de CFD ANSYS FLUENT. Este modelo foi validado com resultados experimentais e pode ser aplicado a um propulsor eletrospray para calcular alguns dos seus parâmetros de desempenho como a força propulsiva ou o impulso específico, possibilitando o estudo do desempenho de um determinado propulsor para várias geometrias e/ou regimes de operação. Foi ainda modelado o escoamento bifásico que ocorre no campo de escoamento sob a influência das forças eletrohidrodinâmicas.

## Palavras-chave

Propulsores eletrospray, CubeSats, sistemas de propulsão, modelação numérica, dinâmica de fluidos computacional



# Abstract

The improvement of the capabilities of small electronic components, combined with the low cost of developing, building and launching a CubeSat has promoted the democratization of access to space. However, the propulsion systems available nowadays do not have the required maturity level to perform missions that allow to explore the full economic potential of these nanosatellites. The demand for a propulsion system capable of generating thrust in the order of  $\mu\text{N}$  has been increasing the interest in electrospray thrusters. These thrusters are especially suitable for missions that require a high degree of accuracy in attitude or orbit control.

There are currently several analytical and experimental studies of the flow physics present in an electrospray thruster, however, there are a very limited number of numerical studies given the complexity of their simulation. In this thesis, a numerical model with functions programmed by the author was developed to simulate this flow in FLUENT. This model was validated with experimental results and can be applied to an electrospray thruster to estimate some of its performance parameters like the thrust force or the specific impulse, allowing to study the performance of a given thruster for different geometries and operation regimes. It was also modeled the multiphase flow that occurs in the field of flow under the influence of the electrohydrodynamic forces.

# Keywords

Electrospray thrusters, CubeSats, propulsion systems, numerical modelling, computational fluid dynamics



# Conteúdo

<b>1</b>	<b>Introdução</b>	<b>1</b>
1.1	CubeSats . . . . .	1
1.2	Limitações atuais dos sistemas propulsivos em CubeSats . . . . .	3
1.3	Sistemas de fornecimento de propelente . . . . .	3
1.4	Formas de medir o desempenho de propulsores de CubeSat . . . . .	4
<b>2</b>	<b>Revisão do estado da arte</b>	<b>5</b>
2.1	Estado da arte de sistemas propulsivos em CubeSats . . . . .	5
2.1.1	Sistemas propulsivos de gás frio . . . . .	5
2.1.2	Sistemas propulsivos químicos . . . . .	7
2.1.2.1	Monopropelentes . . . . .	7
2.1.2.2	Bipropelentes . . . . .	9
2.1.2.3	Propelentes sólidos . . . . .	9
2.1.3	Sistemas propulsivos elétricos . . . . .	10
2.1.3.1	Sistemas Eletrotérmicos . . . . .	10
2.1.3.2	Sistemas Eletromagnéticos . . . . .	13
2.1.3.3	Sistemas Eletrostáticos . . . . .	15
2.1.4	Velas solares . . . . .	19
2.1.5	Cabos Eletrodinâmicos . . . . .	20
2.2	Revisão sobre propulsores eletrospray . . . . .	21
2.2.1	Estudos analíticos . . . . .	21
2.2.2	Estudos experimentais . . . . .	22
2.2.3	Estudos numéricos . . . . .	23
<b>3</b>	<b>Modelo de Simulação Numérica</b>	<b>25</b>
3.1	Bases teóricas da eletrodinâmica de jatos . . . . .	25
3.1.1	Cone de Taylor . . . . .	26
3.1.2	Formação do jato e ruptura em gotas . . . . .	28
3.2	Números adimensionais . . . . .	29
3.3	Escalas temporais . . . . .	30
3.4	Equações de governo do escoamento bifásico . . . . .	30
3.4.1	Definição dos termos fonte da tensão superficial e da tensão elétrica . . . . .	31
3.5	Equações de governo do modelo eletrohidrodinâmico . . . . .	32
3.6	Resolução das equações de governo . . . . .	32
3.6.1	Discretização espacial . . . . .	33
3.6.2	Discretização temporal . . . . .	33
3.7	Condições de fronteira e condições iniciais em eletrosprays . . . . .	33
3.8	Programação de UDFs e respetiva implementação prática . . . . .	34
<b>4</b>	<b>Resultados</b>	<b>39</b>
4.1	Estudo preliminar do escoamento numa tubeira de De Laval . . . . .	39
4.1.1	Estudo da independência da malha . . . . .	39
4.1.2	Modelo numérico . . . . .	40
4.1.3	Resultados . . . . .	40

4.2	Validação do modelo numérico no eletrospray P1 . . . . .	43
4.2.1	Estudo da independência da malha para P1 . . . . .	45
4.2.2	Resultados para P1 . . . . .	46
4.3	Modelação numérica do propulsor eletrospray P2 . . . . .	51
4.3.1	Apresentação do caso teste P2 . . . . .	51
4.3.2	Estudo da independência da malha para P2 . . . . .	51
4.3.3	Resultados . . . . .	52
4.3.3.1	Cálculo da força propulsiva . . . . .	55
4.4	Comparação de resultados e boas práticas de simulação . . . . .	56
4.4.1	Comparação de resultados . . . . .	56
4.4.2	Boas práticas de simulação de propulsores eletrospray . . . . .	57
<b>5</b>	<b>Conclusões</b>	<b>61</b>
5.1	Conclusões . . . . .	61
5.2	Trabalhos futuros . . . . .	62
5.3	Artigos desenvolvidos durante a dissertação . . . . .	62
	<b>Bibliografia</b>	<b>63</b>
<b>A</b>	<b>Anexos</b>	<b>71</b>
A.1	Funções codificadas pelo utilizador (UDFs) . . . . .	71

# Lista de Figuras

1.1	Algumas configurações possíveis de CubeSats. Figura adaptada de [1]	1
1.2	CubeSat 3U momentos antes da sua integração no P-POD. Figura retirada de [2].	2
2.1	Esquema do interior do CNAPS. Figura adaptada de [3].	6
2.2	BGT-X5. Figura retirada de [4].	8
2.3	Esquema da configuração típica de um resistojet. Figura adaptada de [5].	11
2.4	Esquema de funcionamento de um arcjet. Figura adaptada de [5].	11
2.5	Esquema de funcionamento de um propulsor de micro-ondas. Figura adaptada de [6].	12
2.6	Esquema de funcionamento do PUC. Figura retirada de [7].	12
2.7	Esquema simplificado de um PPT retangular. Figura adaptada de [8].	13
2.8	Esquema de funcionamento de um VAT. Figura adaptada de [9].	14
2.9	Esquema de funcionamento do propulsor da Phase Four. Figura adaptada de [10].	15
2.10	Esquema de funcionamento de um propulsor eletrospray. Figura adaptada de [11].	16
2.11	Sistema de Propulsão S-iEPS. Figuras retiradas de [12].	16
2.12	Esquema de funcionamento de um propulsor por efeito de Hall. Figura adaptada de [13].	17
2.13	Esquema de funcionamento de um motor iônico. Figura adaptada de [14].	18
2.14	Esquema de funcionamento de um propulsor magnetoplasmadinâmico coaxial. Figura adaptada de [15].	18
2.15	LightSail-A. Figura retirada de [16].	19
2.16	Modos de operação dos cabos eletrodinâmicos. Figuras adaptadas de [17].	20
2.17	Fases da operação de um propulsor eletrospray no modo cone-jato.	21
2.18	Configuração da experiência de Zeleny (a). Emissão de um jato do ápice do cone (b). Figuras retiradas de [18, 19].	22
2.19	Modos de operação dos eletrosprays. Figura retirada de [20].	22
2.20	Campo de velocidades (à esquerda) e linhas de corrente (à direita). Figura retirada de [21].	23
3.1	Cone de Taylor. Figura retirada de [22].	26
3.2	Comparação do menisco de etileno-glicol quando sujeito a uma diferença de potencial elétrico de 0V em (a) e a 2500V em (b). Figuras retiradas de [23].	27
3.3	Cone-jato e spray de metanol com uma pequena quantidade de ácido clorídrico. Figura retirada de [24].	27
3.4	Formação do jato (a) e subsequente colapso (b,c,d). Figura retirada de [25].	28
3.5	Forças que atuam no líquido durante a formação do cone-jato. Figura adaptada de [26].	29
3.6	Geometria. Figura adaptada de [27].	34
3.7	Fluxograma da simulação numérica.	37
4.1	Geometria do primeiro caso teste (dimensões em mm). Figuras retiradas de [28].	39
4.2	Malha $B$ composta por 415 nós em $xx$ e 600 nós em $yy$ , num total de cerca de 249000 células.	40

4.3	Comparação do número de Mach (a) e da pressão estática (b) em função da sua posição axial ao longo do eixo de simetria. . . . .	40
4.4	Distribuição do número de Mach obtido no presente estudo (a) em comparação com os resultados obtidos por Kostic et al.[28] (b). . . . .	41
4.5	Distribuição da pressão dinâmica obtida no presente estudo (a) em comparação com os resultados obtidos por Kostic et al.[28] (b). . . . .	42
4.6	Formação do jato de heptano em função do potencial elétrico. Figura retirada de [29]. . . . .	43
4.7	Campo de velocidades no cone de heptano ( $91.8 \mu\text{L}\cdot\text{min}^{-1}$ e $4.5\text{kV}$ ). Figura retirada de [29]. . . . .	43
4.8	Cone de heptano a $4\text{kV}$ e $87.6\mu\text{L}\cdot\text{min}^{-1}$ . Figura retirada de [29]. . . . .	44
4.9	Malha <i>A</i> testada durante a validação dos resultados, composta por cerca de 300 nós em <i>xx</i> e 150 nós em <i>yy</i> , num total de 45000 células. . . . .	45
4.10	Ampliação da região de entrada da malha <i>A</i> . . . . .	45
4.11	Contornos das frações volúmicas da solução inicial ( $t=0\text{ms}$ ). . . . .	46
4.12	Comparação dos contornos das frações volúmicas. Em cima: com campo elétrico ( $t=10.6\text{ms}$ ); Em baixo: sem campo elétrico (regime transiente distorcido). . . . .	46
4.13	Contornos do potencial elétrico inicial obtido no cálculo ( $t=0\text{ms}$ ). . . . .	47
4.14	Contornos do campo elétrico inicial obtido no cálculo ( $t=0\text{ms}$ ). . . . .	47
4.15	Linhas de campo elétrico, demonstrando que a força elétrica irá acelerar o líquido até à saída. . . . .	47
4.16	Contornos das frações volúmicas ( $t=10.6\text{ms}$ ). Nestes contornos é possível observar a presença das três fases de um eletrospray: o cone, o jato e o spray de gotas mono-disperso. . . . .	48
4.17	Contornos da densidade de carga elétrica ( $t=10.6\text{ms}$ ), apenas presente na interface. . . . .	49
4.18	Contornos da velocidade axial ( $t=10.6\text{ms}$ ), demonstrando a aceleração exercida pelo líquido. . . . .	49
4.19	Campo vetorial da velocidade sobreposto com os contornos das frações volúmicas ( $t=10.6\text{ms}$ ). É possível observar o vórtice no líquido, tal como descrito na literatura (ver figura 2.20). . . . .	49
4.20	Medição do diâmetro de uma gota nos contornos das frações volúmicas (escala em $\mu\text{m}$ ). A gota não é perfeitamente circular devido à aceleração provocada pelo campo elétrico. . . . .	50
4.21	Malha <i>C</i> composta por 1050 nós em <i>xx</i> e 95 nós em <i>yy</i> , num total de cerca de 100000 células. Em (a) está representado o domínio completo e em (b) a ampliação da região da entrada. . . . .	52
4.22	Comparação dos resultados obtidos com a malha <i>C</i> para o potencial elétrico (a) e para a velocidade axial média (b) em comparação com os valores obtidos por Carretero-Benignos [23]. As medições foram efetuadas ao longo do eixo de simetria. . . . .	52
4.23	Contornos das frações volúmicas ( $t=15\mu\text{s}$ ). O diâmetro do jato é de cerca de $1.5\mu\text{m}$ . . . . .	53
4.24	Contornos do potencial elétrico ( $t=15\mu\text{s}$ ). . . . .	53
4.25	Contornos da intensidade do campo elétrico ( $t=15\mu\text{s}$ ). . . . .	53
4.26	Contornos da velocidade axial média ( $t=15\mu\text{s}$ ). . . . .	53
4.27	Contornos das frações volúmicas para vários instantes de tempo, sendo possível observar a formação do cone e do jato. . . . .	54
4.28	Representação tri-dimensional dos resultados do caso P1. . . . .	58
4.29	Representação tri-dimensional dos resultados do caso P2. . . . .	59

# Lista de Tabelas

2.1	Visão geral do TRL de vários tipos de sistemas propulsivos. Tabela adaptada de [30].	5
2.2	Resumo dos sistemas propulsivos de gás frio [3, 31, 32, 33, 34, 35]. . . . .	5
2.3	Resumo dos sistemas propulsivos químicos [4, 30, 36, 37, 38, 39, 40, 41, 42]. . .	7
2.4	Resumo dos sistemas propulsivos elétricos do tipo eletrotérmico [7, 43, 44, 45, 46].	10
2.5	Resumo dos sistemas propulsivos elétricos do tipo eletromagnético [10, 47, 48, 49, 50, 51, 52, 53]. . . . .	13
2.6	Resumo dos sistemas propulsivos elétricos do tipo eletrostático [11, 12, 54, 55, 56, 57, 58]. . . . .	15
3.1	Condições de fronteira. . . . .	34
4.1	Propriedades do líquido usado na validação do modelo numérico. . . . .	44
4.2	Medições do diâmetro médio das gotas obtido a partir da simulação numérica. . .	50
4.3	Propriedades do líquido utilizado no caso teste P2. . . . .	51
4.4	Comparação dos parâmetros de cada um dos casos teste. . . . .	56



# Lista de Acrónimos

## Abreviações

AFRL	Air Force Research Laboratory
CDS	CubeSat Design Specifications
CFD	Computational Fluid Dynamics
CSF	Continuum Surface Force
DPM	Discrete Phase Model
EHD	Electrohydrodynamics
FEED	Field Emission Electric Propulsion
GPIM	Green Propulsion Infusion Mission
GWU	George Washington University
JAXA	Japan Aerospace Exploration Agency
MIT	Massachusetts Institute of Technology
MHD	Magnetohydrodynamics
MPS	Modular Propulsion System
NASA	National Aeronautics and Space Administration
P-POD	Poly-Picosatellite Orbital Deployer
PPT	Pulsed Plasma Thruster
PTFE	Politetrafluoretileno
RANS	Reynolds-Averaged Navier Stokes
SFL	Space Flight Laboratory
S-iEPS	Scalable-ion Electrospray Propulsion System
SST	Shear Stress Transport
TRL	Technology Readiness Level
UBI	Universidade da Beira Interior
UDF	User Defined Function
UDM	User Defined Memory
UDS	User Defined Scalar
VAT	Vacuum Arc Thruster
VOF	Volume Of Fluid

# Notação

## Caracteres latinos

$A_e$	Área da secção de saída da tubeira, $m^2$
$B_{oe}$	Número de Bond elétrico
$B_{og}$	Número de Bond gravitacional
$\vec{B}$	Campo magnético, $T$
$f$	Frequência de pulsação, $Hz$
$\vec{F}$	Força de propulsão, $N$
$\vec{F}_e$	Força da tensão elétrica, $N$
$\vec{F}_{st}$	Força da tensão superficial, $N$
$\vec{E}$	Campo elétrico, $V.m^{-1}$
$g$	Aceleração da gravidade, $m.s^{-2}$
$I_{bit}$	<i>Impulse bit</i> , $N.s$
$I_{sp}$	Impulso específico, $s$
$K$	Condutividade elétrica, $S.m^{-1}$
$m_f$	Massa final, $kg$
$m_i$	Massa inicial, $kg$
$\dot{m}$	Caudal mássico, $kg.s^{-1}$
$p$	Pressão estática, $Pa$
$p_a$	Pressão ambiente, $Pa$
$p_e$	Pressão na secção de saída da tubeira, $Pa$
$P$	Potência total fornecida ao sistema propulsivo, $W$
$q$	Carga elétrica, $C$
$q_v$	Densidade de carga elétrica, $C.m^{-3}$
$Q$	Caudal volúmico, $m^3.s^{-1}$
$R$	Constante dos gases perfeitos, $J.kg^{-1}.K^{-1}$
$R_D$	Raio da gota, $m$
$R_{jet}$	Raio do jato, $m$
$t$	Tempo, $s$
$v_e$	Velocidade de ejeção dos gases na secção de saída do bocal, $m.s^{-1}$
$\vec{V}$	Campo de velocidades, $m.s^{-1}$
$W_{eD}$	Número de Weber

## Caracteres gregos

$\alpha_i$	Fração volúmica da fase $i$
$\gamma$	Coefficiente da tensão superficial, $N.m^{-1}$
$\Delta V$	Incremento de velocidade, $m.s^{-1}$
$\varepsilon$	Permissividade, $F.m^{-1}$
$\varepsilon_r$	Permissividade relativa
$\eta$	Eficiência propulsiva
$\kappa$	Curvatura da superfície, $m^{-1}$
$\mu$	Viscosidade molecular, $Pa.s$
$\rho$	Massa volúmica, $kg.m^{-3}$
$\phi$	Potencial elétrico, $V$

# Capítulo 1

## Introdução

### 1.1 CubeSats

Os satélites são objetos artificiais colocados em órbita de forma intencional e são geralmente classificados de acordo com a sua massa, sendo os de menores dimensões categorizados como mini-satélites (100-500 kg), micro-satélites (10-100kg), nano-satélites (1-10kg), pico-satélites (0.1-1kg) e femto-satélites ( $\leq 0.1$ kg) [30].

Os CubeSats são uma classe de nano-satélites que segue as *CubeSat Design Specifications* (CDS), publicadas pela primeira vez em 1999 por Jordi Puig-Suari da *California Polytechnic State University* em parceria com Bob Twiggs da *Stanford University*. Estes tinham como objetivo a criação de um *standard* que permitisse reduzir o custo e tempo de desenvolvimento do projeto de nano-satélites, de forma a possibilitarem aos seus estudantes a aquisição de competências práticas nesta área durante o período de tempo em que estes frequentavam a universidade[59, 60].

O tamanho dos CubeSats é medido em U-unidades, sendo que 1U corresponde a um formato cúbico de  $10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$  e massa máxima de 1.33kg [60]. Estes são adaptáveis e podem assumir várias configurações em função dos requisitos da missão: 1.5U, 2U, 3U, tendo ainda surgido recentemente as 6U, 12U e 27U que permitem um aumento das capacidades científicas e militares [61]. O *Poly-Picosatellite Orbital Deployer* (P-POD), representado na figura 1.2, foi desenvolvido pela Cal Poly e assemelha-se a uma caixa em alumínio, tendo capacidade para integrar diferentes configurações de CubeSats até um volume máximo de 3U+, em que o “+” representa um volume adicional de aproximadamente 0.25U. Devido à sua simplicidade e fiabilidade o P-POD é a estrutura mais comumente usada como interface entre os lançadores espaciais e a carga secundária, ou seja, os CubeSats. Uma vez em órbita, a porta do P-POD é aberta e os CubeSats são libertados pelo mecanismo de ejeção.

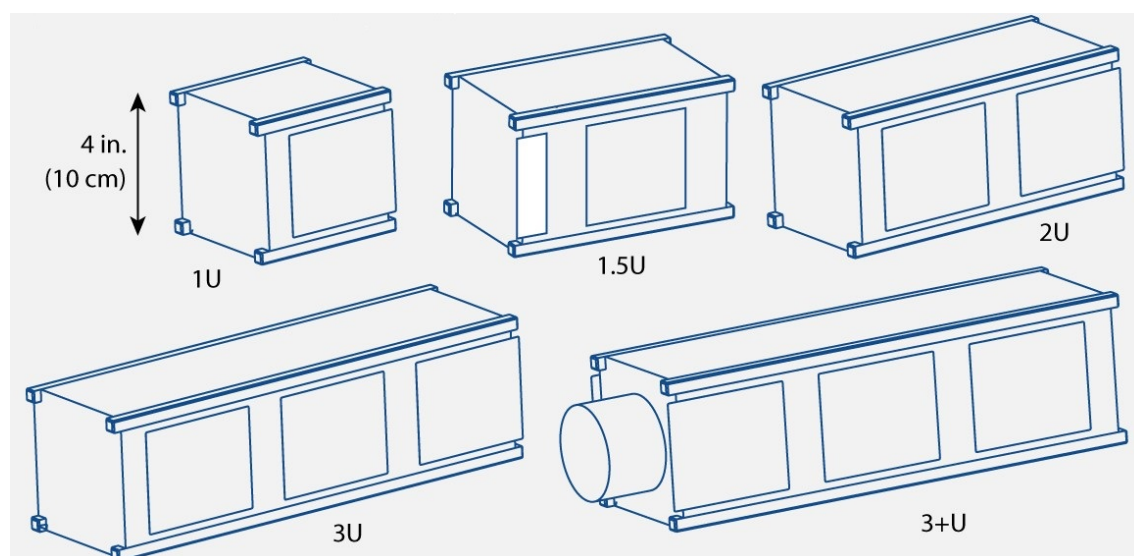


Figura 1.1: Algumas configurações possíveis de CubeSats. Figura adaptada de [1].

Desde a sua fase inicial, no fim do séc.XX, quando o uso e desenvolvimento de CubeSats se focava exclusivamente em projetos universitários, que se verificou um aumento do interesse na sua aplicação para fins comerciais, militares e missões científicas com o intuito de agilizar, por um baixo custo, o projeto e desenvolvimento de componentes espaciais. A melhoria das capacidades dos componentes eletrónicos e respetiva diminuição das suas dimensões, em conjunto com o baixo custo de desenvolvimento, construção e lançamento de um CubeSat facilitou a acessibilidade ao Espaço e tem levado ao planeamento de missões sucessivamente mais complexas, principalmente para demonstrações de tecnologia, constelações de satélites e como sistemas que permitem ser utilizados para inspecionar satélites de maiores dimensões.

No entanto, para se explorar todo o potencial económico dos CubeSats é essencial um sistema propulsivo com capacidade para realizar manobras regularmente, e assim efetuar missões com objetivos mais ambiciosos. Contudo, os sistemas propulsivos atualmente aplicáveis em CubeSats não atingiram ainda o grau de maturidade e complexidade dos seus homólogos de maiores dimensões. Dependendo do tipo de missão e do  $\Delta V$  requerido existem vários tipos de operações e manobras que se podem efetuar: controlo ativo de atitude, voos em formação, desaturação das rodas de reação, mudança ou correção de órbita, compensação de arrasto atmosférico, desorbitação, operações de inspeção ou transferências interplanetárias [62].

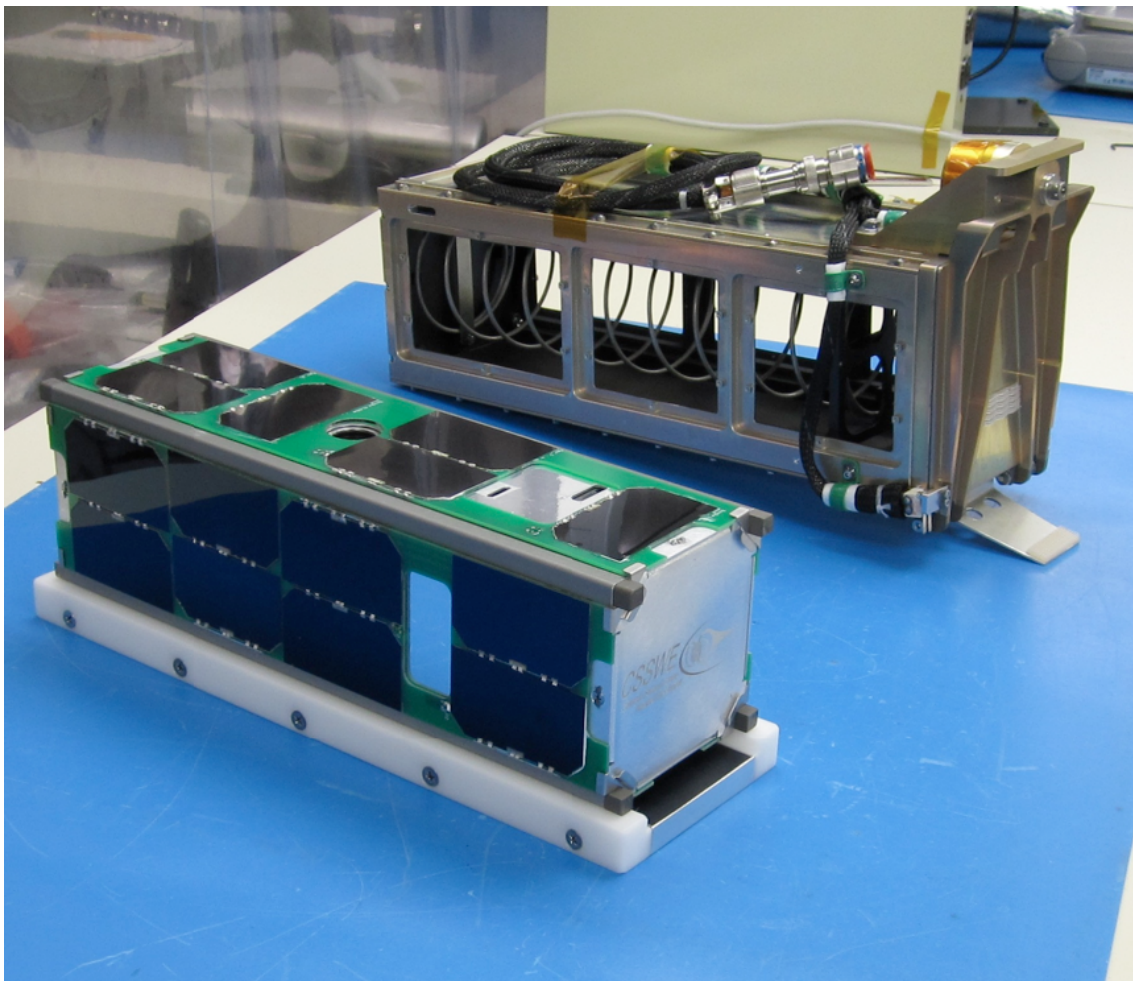


Figura 1.2: CubeSat 3U momentos antes da sua integração no P-POD. Figura retirada de [2].

## 1.2 Limitações atuais dos sistemas propulsivos em CubeSats

Os *standards* foram definidos para garantir a interoperabilidade entre estes pequenos satélites e as estruturas de onde são lançados, permitindo assim lançar CubeSats de diferentes produtores usando a mesma plataforma. No entanto, vários requisitos devem ser cumpridos para assegurar que este é fiável e não causa danos à carga principal, ao lançador ou a outros CubeSats [60]. Segundo a atual versão das CDS, existem vários requisitos gerais que afetam o projeto dos sistemas propulsivos direta e indiretamente. Dentre as limitações mencionadas destaca-se que:

- o uso de elementos pirotécnicos é estritamente proibido;
- o sistema de propulsão deve possuir pelo menos três inibidores de ativação/ignição para prevenir tanto uma ignição espontânea como o derrame de propelente. Geralmente consistem em três válvulas independentes localizadas à saída do tanque de armazenamento. Alternativamente, podem ser usados comutadores elétricos no caso de sistemas propulsivos elétricos ou mecanismos de controlo da libertação no caso das velas solares;
- a quantidade total de energia química armazenada não pode exceder os 100 Wh, ou seja, o equivalente a 360 kJ. Para termo de comparação, isto equivale à energia química armazenada em aproximadamente 0.019 kg de hidrazina ( $N_2H_4$ );

De notar que não são impostos limites máximos à pressão a que o propelente é armazenado, desde que esta seja suportada pelo respetivo tanque de armazenamento. No entanto, os sistemas com pressões operativas superiores a 100 psi são considerados perigosos, e para serem aceites devem passar por um exaustivo processo de *design*, teste, inspeção e certificação com elevados custos inerentes [63]. Além disso, deve ter-se em consideração a massa total máxima, a intensidade do campo magnético em redor do CubeSat, o uso de materiais perigosos e a massa total perdida por desgaseificação [60].

Outra das principais limitações, esta do foro tecnológico, está relacionada com a potência disponível num nano-satélite. Na fase inicial de operação de um CubeSat 3U, após a libertação dos painéis solares são tipicamente gerados cerca de 50-60W, o que limita tanto a seleção do tipo de propulsor como o respetivo desempenho no caso de um sistema propulsivo elétrico. [62].

## 1.3 Sistemas de fornecimento de propelente

Devido aos limites de massa e volume de um CubeSat, o método de armazenamento e fornecimento de propelente assume um papel crucial na seleção do sistema propulsivo.

Existem essencialmente três métodos de fornecimento de propelente [64]:

1. O propelente é fornecido pela diferença de pressões a partir de um depósito pressurizado. Durante a operação, a pressão pode ser mantida através da adição de um gás de pressurização, geralmente inerte, sendo comumente usados em sistemas propulsivos químicos e elétricos. Alternativamente, o sistema pode ser auto-pressurizado e nesse caso o propelente (líquido ou sólido) vaporiza-se quando é sujeito à adição de calor ou quando a sua pressão desce abaixo da pressão de vapor por contacto com a baixa pressão do vácuo espacial, sendo geralmente usados em sistemas propulsivos de gás frio e de gás morno.
2. O propelente sólido é empurrado por uma mola na direção onde a superfície do mesmo sofre ablação. É usado em sistemas elétricos de tipo ablativo.

3. O propelente é bombeado por uma turbo-bomba. Este tipo de sistemas permite o armazenamento do propelente a baixas pressões, no entanto requerem um sistema secundário de queima de gás para operar a turbo-bomba. Devido à sua complexidade são geralmente usados apenas em lançadores de grandes dimensões.

## 1.4 Formas de medir o desempenho de propulsores de CubeSat

A força de propulsão ( $F$ ) gerada resulta da soma da variação da quantidade de movimento e das forças de pressão aplicadas. A variação da quantidade de movimento depende do caudal mássico de propelente ( $\dot{m}$ ) e da velocidade de ejeção dos gases na secção de saída do bocal relativamente ao sistema propulsivo ( $v_e$ ), enquanto que as forças de pressão dependem da área de secção na saída do bocal ( $A_e$ ), da pressão nessa secção ( $p_e$ ) e da pressão ambiente ( $p_a$ ), sendo que esta é quase nula no Espaço [62].

$$F = \dot{m}v_e + (p_e - p_a)A_e \approx \dot{m}v_e \quad (1.1)$$

A  $v_e$  é dada pelo produto do impulso específico com a aceleração média da gravidade ao nível do mar ( $g_0$ ).

$$v_e = g_0 I_{sp} \quad (1.2)$$

O impulso específico ( $I_{sp}$ ) mede o impulso total gerado por unidade de propelente consumido, e depende da força propulsiva gerada e do caudal mássico de propelente. Os sistemas propulsivos com um  $I_{sp}$  elevado apresentam geralmente um caudal mássico reduzido e requerem um longo período de tempo para alcançar o mesmo impulso total que um sistema propulsivo químico. Como o tempo de operação de um CubeSat pode ser de apenas algumas semanas, nem sempre é vantajoso que o  $I_{sp}$  seja muito elevado. Logo, o tempo de operação do nano-satélite também deve ser tido em conta na seleção do sistema propulsivo. A força propulsiva depende da diferença de pressões entre o interior e o exterior da câmara de combustão.

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g_0} \quad (1.3)$$

A equação de Tsiolkovsky (1.4) permite determinar o incremento de velocidade necessário para efetuar uma dada manobra ( $\Delta V$ ), relacionando a  $v_e$  com a massa do veículo espacial antes ( $m_i$ ) e após ( $m_f$ ) a manobra.

$$\Delta V = g_0 I_{sp} \ln \left( \frac{m_i}{m_f} \right) \quad (1.4)$$

A eficiência de um sistema propulsivo pode ser definida como a fração da potência total fornecida que é transformada em energia cinética. A potência total fornecida ao sistema propulsivo ( $P$ ) pode ser conferida por uma fonte externa ou produzida pela libertação de energia das ligações químicas do propelente.

$$\eta \approx \frac{\frac{1}{2}\dot{m}v_e^2}{P} \quad (1.5)$$

Estas definições podem tornar-se mais complexas na análise detalhada de um determinado tipo de propulsor. Neste caso, apenas pretendemos ressaltar alguns aspetos que, embora gerais, são importantes para entender os próximos capítulos do presente trabalho.

# Capítulo 2

## Revisão do estado da arte

### 2.1 Estado da arte de sistemas propulsivos em CubeSats

Existe atualmente uma vasta gama de diferentes tipos de sistemas propulsivos, no entanto, a sua miniaturização para aplicação em nano-satélites ainda apresenta vários desafios [30].

O TRL (Technology Readiness Level) é um sistema de medida usado para avaliar o nível de maturidade de uma tecnologia. Esta escala possui nove níveis sendo o TRL 1 o mais baixo e o TRL 9 o mais elevado [65].

Tabela 2.1: Visão geral do TRL de vários tipos de sistemas propulsivos. Tabela adaptada de [30].

Tipo de Sistema Propulsivo	Força Propulsiva	$I_{sp}$ [s]	Maturidade da Tecnologia
Hidrazina	0.5-30.7N	200-235	TRL 9
Gás frio	10mN-10N	65-70	TRL 9 (Butano/ $N_{2,gasoso}$ )
Propulsão verde (não-tóxica)	0.1-27N	220-250	TRL 6 (HAN); TRL 9 (ADN)
PPT e VAT	1-1300 $\mu$ N	500-3000	TRL 7 (Teflon, Titânio)
Eletrospray	10-120 $\mu$ N	500-5000	TRL 7
Efeito de Hall	10-50mN	1000-2000	TRL 7 (Xénon, Iodo)
Motores iónicos	1-10mN	1000-3500	TRL 7 (Xénon); TRL 4 (Iodo)
Velas Solares	0.25-0.6mN	-	TRL 6 (85m <sup>2</sup> ); TRL 7 (35m <sup>2</sup> )

#### 2.1.1 Sistemas propulsivos de gás frio

Nos sistemas propulsivos de gás frio um propelente inerte expande e acelera utilizando apenas a entalpia disponível sem geração de combustão, e sem adição de calor ou outro mecanismo de adição de energia. A força propulsiva produzida é diretamente proporcional à pressão a que o propelente se encontra no depósito de armazenamento e, geralmente, esta diminui à medida que o propelente é consumido durante o período de operação [66].

A energia é apenas requerida para controlo de válvulas e para manter o propelente à temperatura mínima de operação. Devido ao não-aproveitamento da energia armazenada nas ligações químicas do propelente este sistema propulsivo apresenta um  $I_{sp}$  reduzido [64]. Contudo, a sua simplicidade e baixa necessidade energética tornam-no bastante fiável e é por isso o sistema propulsivo com maior historial de voo em CubeSats [67].

Tabela 2.2: Resumo dos sistemas propulsivos de gás frio [3, 31, 32, 33, 34, 35].

Sist. Propulsão	Fabricante	Propelente	$F$ [mN]	$I_{sp}$ [s]	Registo de Voo
NANOPS	SFL	SF <sub>6</sub>	35	46	CanX-2
CNAPS	SFL	SF <sub>6</sub>	12.5p/bocal	45	CanX-4/CanX-5
Microprop	Microspace Rapid Pte	Árgon	1p/bocal	32	POPSAT-HIP1
T <sup>3</sup> - $\mu$ PS	TNO, U.Twente, TU Delft	Azoto	6	69	Delfi-n3xt
MEMS	Aerospace Corporation	Xénon	100	30	MEPSI-3
MarCO MiPS	VACCO	R236fa	25p/bocal	-	MarCO-A/MarCO-B

O *Space Flight Laboratory (SFL)* da *University of Toronto Institute for Aerospace Studies* fabricou o CanX-2, um CubeSat 3U lançado em 2008, com um sistema de propulsão denominado NANOPS projetado especificamente para voos em formação [31]. O NANOPS foi posteriormente atualizado dando origem ao CNAPS, representado na figura 2.1, lançado em 2014 a bordo do CanX-4 e CanX-5 numa missão conjunta de voo em formação. O CNAPS foi usado para controlo da distância e velocidade relativa entre os satélites. Este sistema estava equipado com quatro bocais de funcionamento independente e possuía 260g de SF<sub>6</sub> líquido, conferindo um  $\Delta V$  total de 18m/s. O SF<sub>6</sub> foi selecionado pela sua massa volúmica e pressão de vapor elevadas, que permitem a sua auto-pressurização, e pela sua natureza inerte e não-tóxica que tornam seguro o seu manuseamento [3].

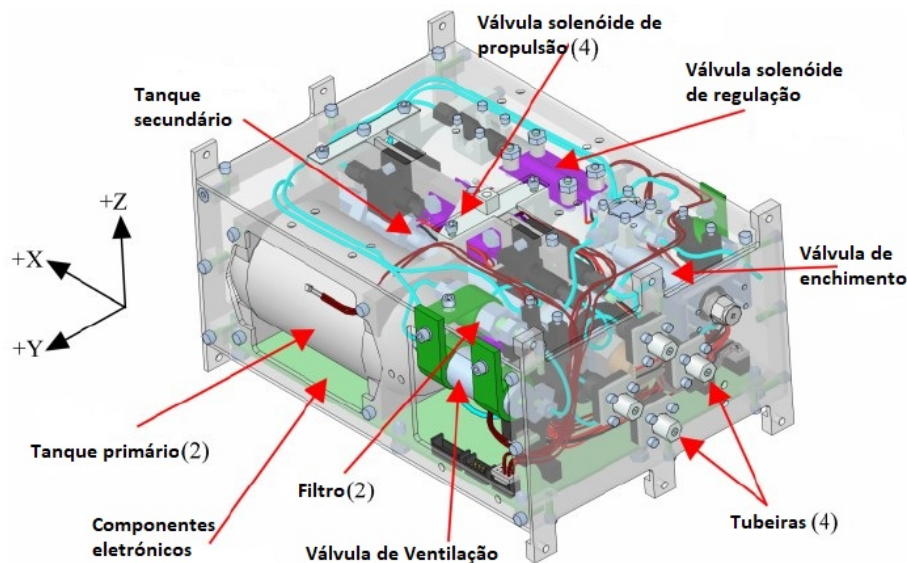


Figura 2.1: Esquema do interior do CNAPS. Figura adaptada de [3].

O POPSAT-HIP1 era um CubeSat 3U que tinha um propulsor de gás frio com oito bocais de 1mN. A operação com árgon permitia obter 32s de  $I_{sp}$ , correspondentes a um  $\Delta V$  de 2.25m/s. As manobras desempenhadas consistiram na mudança de atitude em dois eixos e na variação da velocidade angular [32].

A *Netherlands Organization for Applied Scientific Research*, a Universidade de Twente e a TU Delft desenvolveram o Delfi-n3xt. Este tinha a particularidade de armazenar o propelente sob a forma de grãos. Os grãos eram aquecidos, decompondo-se em 98% de azoto gasoso que era armazenado num depósito. Em órbita, o sistema foi capaz de aquecer dois dos seis grãos até ocorrer uma falha na ignição do sistema de aquecimento [33]. O armazenamento compacto simplificou o projeto do propulsor pois não exigia componentes que suportassem pressões elevadas[68].

O pico-satélite MEPSI não era estritamente um CubeSat pois não cumpria o fator de forma designado pela Cal Poly, mas era menor que um CubeSat 1.5U. O sistema propulsivo foi fabricado com manufatura aditiva para que o tanque de armazenamento, a canalização e os bocais fossem feitos numa única peça, limitando a probabilidade de fugas de propelente [34].

Os CubeSats 6U MarCO-A e MarCO-B são desde Maio de 2018 os primeiros a voar no espaço interplanetário. Estes voaram em direção a Marte seguindo o *lander* da Insight e foram construídos pela NASA com o objetivo de retransmitir para a Terra as informações fornecidas pela Insight durante as fases de entrada, descida e aterragem em Marte. O MiPS foi desenvolvido pela VACCO e tinha oito bocais de 25mN. Quatro deles foram usados para manobras de correção de trajetória e os restantes para dessaturação das rodas de reação [35, 69].

## 2.1.2 Sistemas propulsivos químicos

Os sistemas propulsivos químicos extraem a energia química do propelente por uma reação de combustão que rompe as ligações moleculares e liberta energia sob a forma de um aumento de temperatura. Os produtos da reação aceleram através de um bocal supersónico gerando propulsão. Devido aos limites mencionados na secção 1.2, o processo de combustão cria várias complicações quando se pretende lançar um CubeSat como carga secundária. Como tal, não há registo do lançamento de um CubeSat com um sistema propulsivo químico integrado [64].

Tabela 2.3: Resumo dos sistemas propulsivos químicos [4, 30, 36, 37, 38, 39, 40, 41, 42].

Sist. Propulsivo	Fabricante	Propelente	$F$ [N]	$I_{sp}$ [s]	Registo de Voo
MPS-120	Aerojet Rocketdyne	$N_2H_4$	0.25-1.25	206-217	-
MPS-130	Aerojet Rocketdyne	AF-M315E	0.25-1.25	206-235	-
BGT-X1	Busek	AF-M315E	0.1	214	-
BGT-X5	Busek	AF-M315E	0.5	220-225	-
Lunar Flashlight MiPS	VACCO	LMP-103S	0.4	-	-
MPUC	CU Aerospace	CMP-8	0.16	187	-
HYDROS-C	Tethers Unlimited	$H_2O$	1.2	310	-
CDM-1	DSSP	AP/HTPB	76.5	235	-
STAR 4G	ATK	TP-H-399	258	277	-

### 2.1.2.1 Monopropelentes

Neste tipo de sistemas, o monopropelente expande após a sua decomposição térmica ou catalítica e forma um gás a elevadas temperaturas que acelera no bocal do propulsor. A principal diferença neste tipo de sistemas de propulsão reside no propelente selecionado.

#### Hidrazina ( $N_2H_4$ )

É o monopropelente mais usado em missões espaciais em virtude do seu longo historial de utilização e  $I_{sp}$  relativamente elevado. Contudo, a hidrazina é tóxica e o seu manuseamento requer vários cuidados de segurança, o que torna a sua aplicação dispendiosa. Além disso, a possibilidade de auto-ignição à pressão e temperatura ambiente exige que lhe sejam aplicados inibidores adicionais para evitar uma combustão accidental. Tudo isto torna-a uma opção com um custo proibitivo e relativamente perigosa, sendo mesmo a sua seleção algo contraditória tendo em conta os princípios que serviram de base à criação do conceito dos CubeSats. Ainda assim, existem vários propulsores de hidrazina aplicáveis em CubeSats, alguns dos quais inicialmente projetados para pequenos satélites.

O MPS-120 é um sistema propulsivo desenvolvido pela Aerojet Rocketdyne e produzido com manufatura aditiva para manobras de correção orbital. É composto por quatro bocais que geram 0.25-1.25N de força propulsiva e 206-217s de  $I_{sp}$  [36].

#### Monopropelentes verdes (não-tóxicos)

Desenvolvidos como uma alternativa mais segura à hidrazina, estes são menos perigosos devido à sua baixa toxicidade e reduzida pressão de vapor. No entanto, o acréscimo de segurança não é considerado como a principal razão para o seu desenvolvimento, visto que a hidrazina apresenta um historial notável neste aspeto, mas sim pela redução dos custos associados à simplificação das operações de armazenamento e manuseamento [70].

Os dois monopropelentes verdes em fase mais avançada de desenvolvimento são o AF-M315E, um composto baseado em nitrato de hidroxilamónio (HAN) desenvolvido pelo AFRL, e o LMP-103S baseado num sólido de dinitramida de amónio (ADN) dissolvido em pequenas quantidades de água.

Comparativamente à hidrazina, possuem maior massa volúmica e queimam a temperaturas superiores o que resulta num  $I_{sp}$  acrescido ( $\approx 250s$ ) e, por consequência, num melhor desempenho (ADN e HAN dispõem de mais 30% e 50% de  $\rho I_{sp}$ , respetivamente). No entanto, a ignição não ocorre de forma fiável a menos de  $250^{\circ}C$  e o desenvolvimento de um catalisador capaz de suportar elevadas temperaturas tem sido demorado. Isto significa que requerem aproximadamente o triplo da energia para pré-aquecimento [70].

A gestão térmica e o consumo energético são características vitais num CubeSat que dificultam o uso destes propulsores [64].

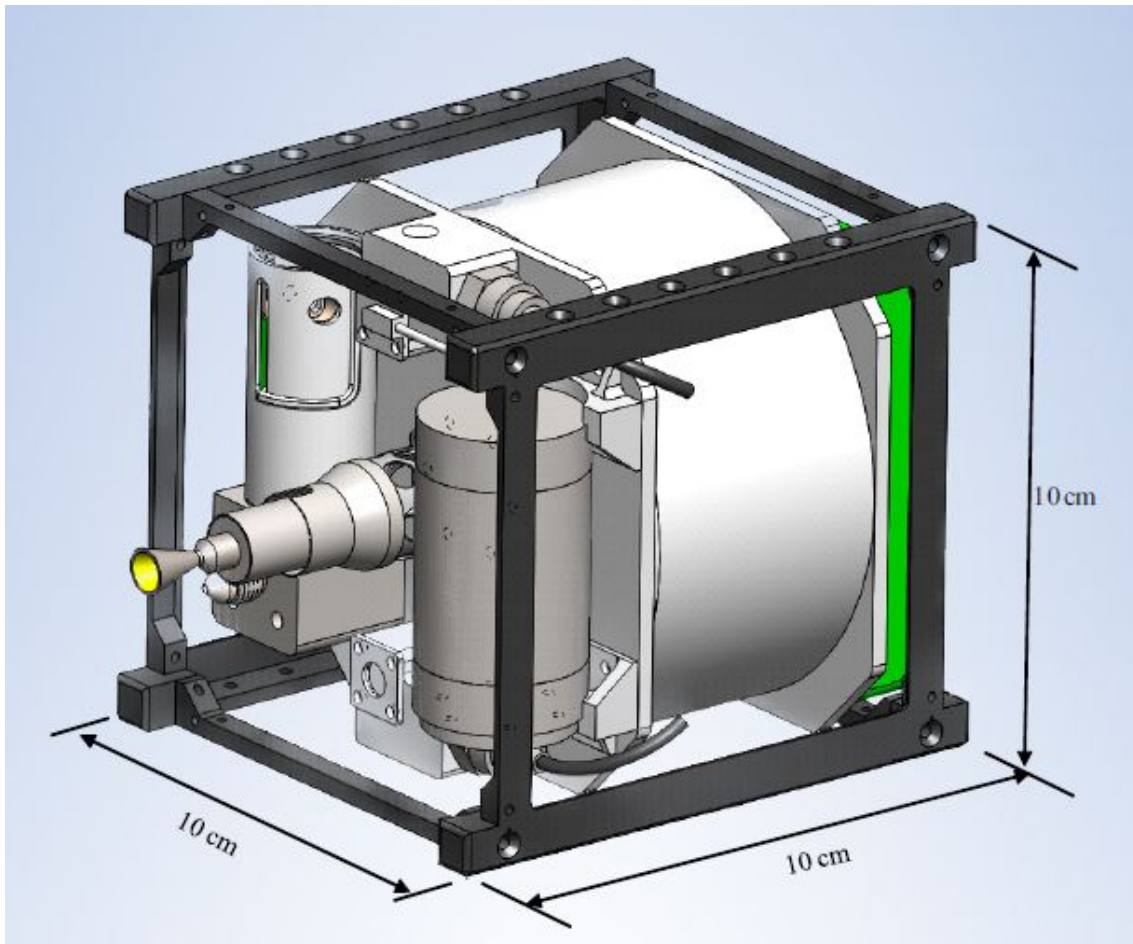


Figura 2.2: BGT-X5. Figura retirada de [4].

O AF-M315E não possui historial de voo mas a NASA planeia testá-lo na missão GPIM (Green Propulsion Infusion Mission) [71]. A Aerojet Rocketdyne adaptou o seu MPS (Modular Propulsion System) para operar com AF-M315E. O MPS-130 produz 0.25-1.25N e tem um  $I_{sp}$  de 206-235s. O sistema ainda está em fase de desenvolvimento [37]. A Busek criou o BGT-X1 e o BGT-X5, representado na figura 2.2, ambos funcionando com AF-M315E. O BGT-X1 produz 0.1N e apresenta um  $I_{sp}$  de 214s, ao passo que o BGT-X5 gera 0.5N e fornece 220-225s de  $I_{sp}$  [4, 38]. O LMP-103S foi usado a bordo do satélite europeu PRISMA e pode ser adaptado para uso num CubeSat [72]. A VACCO desenvolveu o sistema propulsivo que foi selecionado para a missão Lunar Flashlight, com 3U de volume e quatro propulsores de 0.1N que serão usados para controlo de atitude e correção de órbita [39].

Apesar dos desenvolvimentos já efetuados, nenhum sistema propulsivo com monopropelente verde voou num CubeSat.

### Peróxido e misturas de peróxidos

O peróxido deve ser pré-misturado com álcool para que a combustão ocorra na presença de um catalisador. As misturas de peróxidos são significativamente mais seguras e menos tóxicas do que a hidrazina. Além disso, a sua aquisição é fácil e barata, queima a baixas temperaturas e apresenta um registo de voo considerável em propulsores de bipropelentes [64].

A CU Aerospace desenvolveu o MPUC para testar a combustão de um propelente denominado CMP-8, composto por uma mistura de 45% peróxido, 10.2% etanol e 44.8% água. Esta mistura provou ser estável a altas temperaturas e reagia apenas após a adição de um catalisador.

Mediante a variação da pressão do sistema de alimentação era possível regular o caudal mássico de propelente e, por consequência, o desempenho. Com 170psi o MPUC originou um impulso específico de 187s e uma força propulsiva de 0.16N [40]. O uso em CubeSats é promissor mas esta tecnologia ainda dispõe de pouca maturidade.

### 2.1.2.2 Bipropelentes

São constituídos por duas substâncias: um oxidante e um combustível. Face às limitações referidas na secção 1.2 e ao custo, complexidade e duplicação de componentes não são tipicamente concebidos para CubeSats.

Uma exceção é o HYDROS-C desenvolvido pela Tethers Unlimited. O HYDROS converte água em hidrogénio e oxigénio pelo processo de eletrólise. Estes gases são armazenados em depósitos separados, sendo posteriormente misturados e queimados por uma reação de combustão. O uso da água como propelente minimiza os riscos para a carga principal e permite reduzir os custos associados à sua operação. No entanto devem ser tidos em conta certos fatores como a complexidade, custo e massa do sistema de eletrólise da água e a energia necessária para a sua operação. O HYDROS-C apresenta um desempenho de 1.2N e um  $I_{sp}$  de 310s com cerca de 5-25W, o que resulta em 20% de eficiência propulsiva [41, 73].

### 2.1.2.3 Propelentes sólidos

A geração de propulsão é devida à expansão e ejeção dos gases formados pela combustão do propelente. A falta de controlo da taxa de combustão dificulta a regulação da força propulsiva que é produzida e, por essa razão, estes sistemas estão geralmente limitados a apenas uma manobra de elevado impulso [66]. Além disso, as limitações pirotécnicas mencionadas na secção 1.2 promovem o desinteresse na sua aplicação.

A Digital Solid State Propulsion desenvolveu o CDM-1 capaz de fornecer um  $\Delta V$  de 50m/s a um CubeSat 3U de 4kg. O sistema usa AP/HTPB, um compósito de perclorato de amónio, e tem uma massa total de 459.5g, um  $I_{sp}$  de 235s e uma força propulsiva média e máxima de 76.5N e 186.8N, respetivamente. Este sistema foi projetado para efetuar uma manobra com um  $\Delta V$  elevado ou uma rápida desorbitação [42].

A força propulsiva gerada por estes sistemas é bastante significativa e deve ser tida em consideração dado o tamanho e massa de um CubeSat pois exige que o nano-satélite possua um robusto sistema de controlo de atitude [64].

### 2.1.3 Sistemas propulsivos elétricos

Este tipo de sistemas propulsivos difere dos seus congêneres químicos pela fonte de energia usada para acelerar o propelente. Enquanto que nos propulsores químicos a energia se encontra geralmente armazenada nas ligações moleculares do propelente e é libertada por combustão, decomposição ou expansão, os propulsores elétricos usam uma fonte de energia externa tipicamente assegurada por painéis solares para operarem e acelerarem o nano-satélite [62].

Quando comparados com os sistemas propulsivos químicos, estes possuem um  $I_{sp}$  mais elevado, permitindo reduzir a massa de propelente necessária para uma determinada missão. Como o propelente necessita de ser aquecido ou ionizado, habitualmente a potência elétrica é uma importante limitação no projeto deste tipo de sistemas.

Podem distinguir-se três tipos, classificados segundo o método de aceleração do propelente:

- Eletrotérmicos;
- Eletromagnéticos;
- Eletrostáticos.

#### 2.1.3.1 Sistemas Eletrotérmicos

Os propulsores deste tipo são normalmente conhecidos por propulsores de gás "morno" pois usam energia para aquecer o propelente, que expande e acelera por uma tubeira de De Laval. São idênticos aos propulsores de gás frio mas possuem um mecanismo de aquecimento, o que resulta não só num aumento de  $I_{sp}$  mas também numa maior necessidade energética.

É considerada uma tecnologia promissora para CubeSats uma vez que pode operar com propelentes inertes, não envolve combustão e possui algum historial no controlo de atitude de satélites convencionais [64]. Além disso, o seu desempenho pode ser adaptado quer pela variação do caudal mássico de propelente ou da potência fornecida [74]. Contudo, não há registos do voo de um CubeSat com um propulsor de gás morno.

O método de aquecimento do gás é a principal diferença entre os vários sistemas eletrotérmicos.

Tabela 2.4: Resumo dos sistemas propulsivos elétricos do tipo eletrotérmico [7, 43, 44, 45, 46].

Sist. Propulsivo	Fabricante	Propelente	$F$ [mN]	$I_{sp}$ [s]	Potência [W]	Registo de Voo
CHIPS	VACCO	R134a	30	82	30	-
MRJ	Busek	NH <sub>3</sub>	2-10	150	3-15	-
AQUARIUS	Univ. de Tokyo	H <sub>2</sub> O	4	70	<20	-
PUC	VACCO	SO <sub>2</sub>	5.4	70	15	-

#### Resistojets

Num resistojet, o propelente é aquecido por um elemento resistivo até elevadas temperaturas, o que provoca a sua expansão e aceleração na tubeira. O desempenho é limitado pela temperatura de fusão do elemento resistivo, e as perdas térmicas e energéticas associadas ao processo de aquecimento diminuem a sua eficiência [66]. A miniaturização destes propulsores é dificultada pelas limitações energéticas dos nano-satélites que afetam o tempo requerido para aquecimento do elemento resistivo, sendo necessário controlar o caudal mássico de propelente para permitir um aquecimento adequado. Isto impõe grandes limitações na força propulsiva que pode ser gerada [75].

Apesar da extensa aplicação em satélites de maiores dimensões, e dos desenvolvimentos efetuados na sua miniaturização, até ao momento nenhum resistojet foi aplicado num CubeSat.

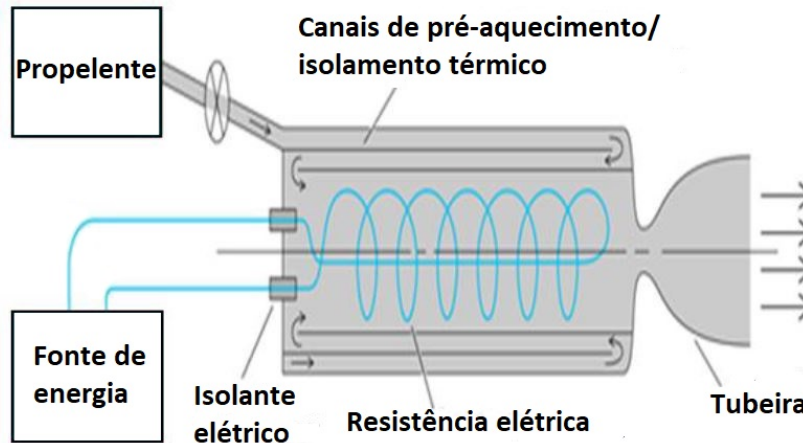


Figura 2.3: Esquema da configuração típica de um resistojet. Figura adaptada de [5].

O CHIPS é um módulo que ocupa 1U+ de volume e tem capacidade para efetuar manobras de mudança de altitude, voo em formação, correção de órbita e operações de inspeção. O propelente R134a foi selecionado devido à sua natureza não-tóxica, inerte e estável [43].

O MRJ desenvolvido pela Busek tem 1.25kg, 1U de volume e a força propulsiva pode ser controlada pela variação da potência fornecida (3-15W). Em alternativa ao R134 pode ser usada amónia que é auto-pressurizada, possui um  $I_{sp}$  elevado e é fácil de manusear e armazenar [44]. O AQUARIUS ocupa 2U e está previsto o seu uso no CubeSat 6U EQUULEUS. A força propulsiva e o impulso específico são respetivamente de 4mN e 70s [45].

### Arcjets

Os arcjets utilizam uma elevada diferença de potencial entre o ânodo e o cátodo para provocar um arco elétrico que ioniza e aquece o propelente. A sua aplicação em nano-satélites não é muito prática pois os arcjets não operam de modo estável a menos de 500W e o seu período de operação é limitado pela erosão dos eletrodos. Além disso, o seu rendimento é bastante reduzido devido às baixas taxas de reação, a problemas de revestimento dos eletrodos e a perdas durante o fornecimento de energia [75].

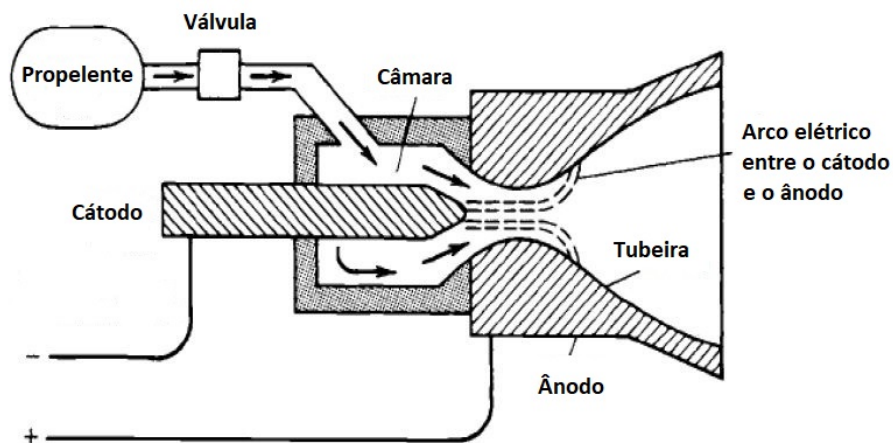


Figura 2.4: Esquema de funcionamento de um arcjet. Figura adaptada de [5].

Horisawa et al. [76] fabricaram um micro-arcjet com tecnologia de manufatura a laser, apresentando-se assim como uma outra versão destes dispositivos. Durante os testes de operação verificou-se uma descarga estável para um caudal mássico de  $0.4\text{mg}\cdot\text{s}^{-1}$  e 6W de potência, tendo sido medidos 1.2mN e 147s de  $I_{sp}$  com uma eficiência propulsiva de 7%.

### Aquecimento por micro-ondas

Um cabo coaxial que funciona como antena propaga as micro-ondas até uma câmara onde o propelente é ionizado e aquecido. Uma das vantagens destes propulsores é a ausência de eletrodos evitando assim a erosão e prolongando o seu tempo de vida. Contudo, possuem uma baixa eficiência devido às perdas de calor associadas à elevada área de superfície interna [75].

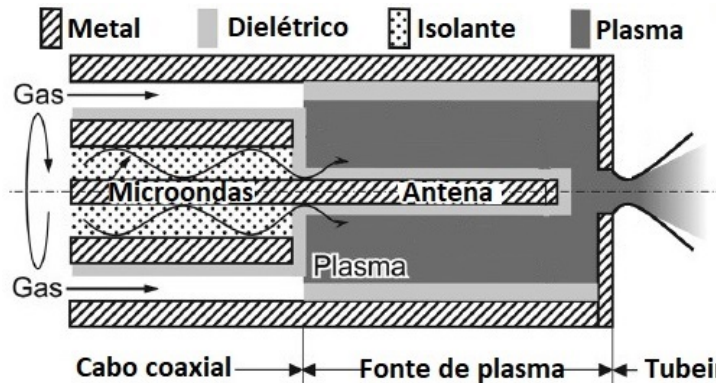


Figura 2.5: Esquema de funcionamento de um propulsor de micro-ondas. Figura adaptada de [6].

Kawanabe et al. [77] desenvolveram um propulsor que operava com micro-ondas de 4GHz de frequência. A operação com um caudal volumétrico de  $60 \text{ cm}^3/\text{min}$  de argon e 6W de potência permitiram gerar 1.11mN e um  $I_{sp}$  de 64s, com uma eficiência propulsiva de 5.6%. A operação com 3W de potência produziu 1.03mN e 59s de  $I_{sp}$ , com um rendimento de 9.2%.

Posteriormente, Takahashi et al.[6] estudaram o desempenho do propulsor com  $He$  e  $H_2$ , utilizando micro-ondas de 4.0GHz a 6W de potência e um caudal volumétrico de  $2\text{-}70 \text{ cm}^3/\text{min}$ . No caso do  $He$  registaram 0.04-0.51mN, um  $I_{sp}$  de 150-270s e um rendimento de 2-12% conforme o caudal e a potência fornecida. No caso do  $H_2$  obteve-se um  $I_{sp}$  de 450s.

### Descargas em micro-cavidades (“Micro-cavity discharges”)

Neste conceito uma corrente elétrica alternada provoca a ionização e aquecimento do propelente até temperaturas elevadas. Operam com uma baixa potência disponível e geram uma força propulsiva superior aos outros sistemas eletrotérmicos. O seu tamanho é facilmente adaptável pelo uso de várias micro-cavidades em paralelo. A ausência de eletrodos expostos e a dispensa de um elemento resistivo promovem a longevidade do seu período de operação [75].

A CU Aerospace e a VACCO desenvolveram o propulsor PUC para o AFRL que gera descargas incandescentes para aquecer  $SO_2$  até cerca de 1500K. Para isso, usa frequências de 50-500 kHz e com 15W é capaz de gerar 5.4mN e um  $I_{sp}$  de 70s [7, 46].

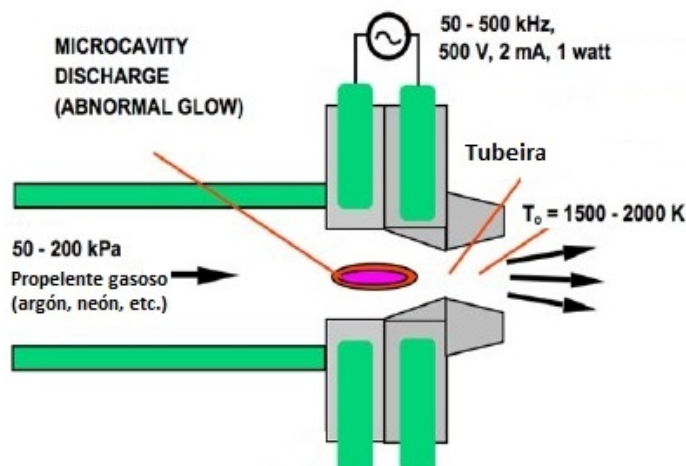


Figura 2.6: Esquema de funcionamento do PUC. Figura adaptada de [7].

### 2.1.3.2 Sistemas Eletromagnéticos

Nesta tecnologia o propelente é convertido em plasma e acelerado por um campo eletromagnético. Possuem uma natureza pulsatória e, como tal, a força propulsiva é dada pelo *impulse bit* ( $I_{bit}$ ) e pela frequência de pulsação ( $f$ ):

$$F = f I_{bit} \quad (2.1)$$

Para uma maior eficiência, a quantidade de propelente não deve exceder a capacidade de ionização e ablação do sistema propulsivo [78]. Dos propulsores relacionados com esta categoria, existe apenas o registo de voo de um VAT (“Vacuum Arc Thruster”).

Tabela 2.5: Resumo dos sistemas propulsivos elétricos do tipo eletromagnético [10, 47, 48, 49, 50, 51, 52, 53].

Sist.Propulsivo	Fabricante/Propelente	$I_{sp}$ [s]	$I_{bit}   F$	Potência	Registo de voo
$\mu$ PPT	ARC/PTFE	1000	10-20 $\mu$ Ns	0.5-4W	-
PPTCUP	Mars Space Ltd/PTFE	600	40 $\mu$ Ns	2.7W	-
PPT	Fotec GmbH/PTFE	904	3.5-10 $\mu$ Ns	<1W	-
$\mu$ PPT	Busek/PTFE	700	0.5mN	2W	FalconSat3(50kg)
BmP-220	Busek/PTFE	536	0.02mNs	1.5-7.5W	-
$\mu$ CAT	GWU/Titânio	3000	1-20 $\mu$ N	10W	BRICSat-P
RFT	Phase Four/Xénon	498	0.3-1.4mN	35-100W	-

#### Propulsor de plasma pulsado (Pulsed plasma thruster, PPT)

Nos PPTs a propulsão é gerada pela emissão de uma pequena faísca que desencadeia a descarga do condensador e leva à criação de um arco elétrico. O arco elétrico provoca a ablação e ionização do propelente, transformando-o em plasma. O plasma é acelerado pela força de Lorentz originada pela interação entre o campo elétrico e o campo magnético induzido. As partículas neutras devido ao seu aquecimento são aceleradas pelas forças de pressão. O propelente, geralmente sólido, é continuamente empurrado por uma mola à medida que é consumido.

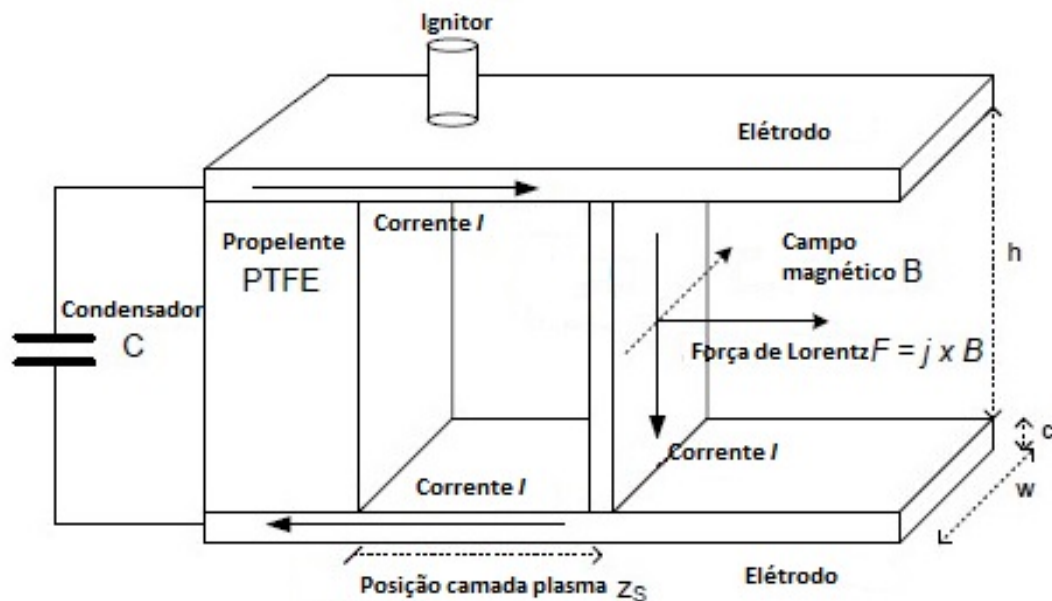


Figura 2.7: Esquema simplificado de um PPT retangular. Figura adaptada de [8].

Estes propulsores podem ser utilizados com propelentes sólidos, líquidos ou gasosos. O propelente sólido mais usado é o politetrafluoretileno (PTFE ou Teflon™) devido à sua natureza

inerte e não-tóxica. A energia necessária por pulso depende do tamanho do PPT e do tipo de propelente, sendo maior no caso de propelentes líquidos e gasosos. Estes últimos são mais versáteis pois permitem variar a quantidade de propelente ejetado, porém requerem mais energia e mecanismos mais complexos para controle do caudal [64]. Os PPTs possuem elevada precisão graças ao baixo  $I_{bit}$  mas têm apenas 10-20% de eficiência e os elétrodos apresentam problemas de erosão [66]. Face às limitações de volume e segurança de um CubeSat, os PPTs são uma solução atrativa pois apresentam vantagens como a flexibilidade energética e o propelente no estado sólido. Contudo, não há registro do seu voo num CubeSat [64].

O PPTCUP foi desenvolvido para efetuar compensação do arrasto atmosférico de modo a aumentar o tempo em órbita de um CubeSat. Apresenta cerca de 600s de  $I_{sp}$  e um  $I_{bit}$  de até  $40\mu\text{Ns}$  numa operação com 2.7W a 1Hz de frequência [48, 79]. A Fotec GmbH concebeu um módulo propulsivo com 300g capaz de gerar um  $I_{sp}$  médio de 904s [49]. A Busek desenvolveu um  $\mu\text{PPT}$  para controle de atitude que voou a bordo do FalconSat-3, um micro-satélite de 50kg. Este  $\mu\text{PPT}$  tinha três tubeiras, uma massa de 0.55kg e ocupava 0.5U de volume. Consumia 2W de potência durante uma operação a 2Hz [50]. O BmP-220 é um sistema propulsivo baseado nos  $\mu\text{PPTs}$  que voaram no FalconSat-3. Possui 0.5kg,  $370\text{cm}^3$  de volume e produz um impulso total de 220Ns com cerca de 40g de propelente[51].

#### “Vacuum Arc Thrusters” (VAT)

Estes propulsores são compostos por dois elétrodos de metal separados por um material dielétrico. O plasma é formado por um processo altamente eficiente quando um arco elétrico atinge o cátodo e provoca a sua ablação e ionização. Devido à ação das forças eletromagnéticas, o plasma acelera e cria propulsão. Geralmente, o  $I_{bit}$  é bastante reduzido e depende do tipo de material do cátodo que funciona como propelente. [64].

O  $\mu\text{CAT}$  foi desenvolvido por parte de investigadores da *George Washington University* (GWU). Este difere dos VAT tradicionais pois aplica um campo magnético que provoca a rotação do local onde o cátodo sofre ablação. O resultado é uma erosão uniforme do material do cátodo, prolongando o seu tempo de vida. Quatro destes propulsores operaram com sucesso no espaço em 2015 após serem integrados no BRICSat-P, um CubeSat 1.5U da Academia Naval dos Estados Unidos da América. Apesar de incapazes de produzir  $\Delta V$  suficiente para manobrar em órbita, conseguiram reduzir a taxa de rotação do satélite de  $15^\circ/\text{s}$  para  $1.5^\circ/\text{s}$  em menos de 48h [52].

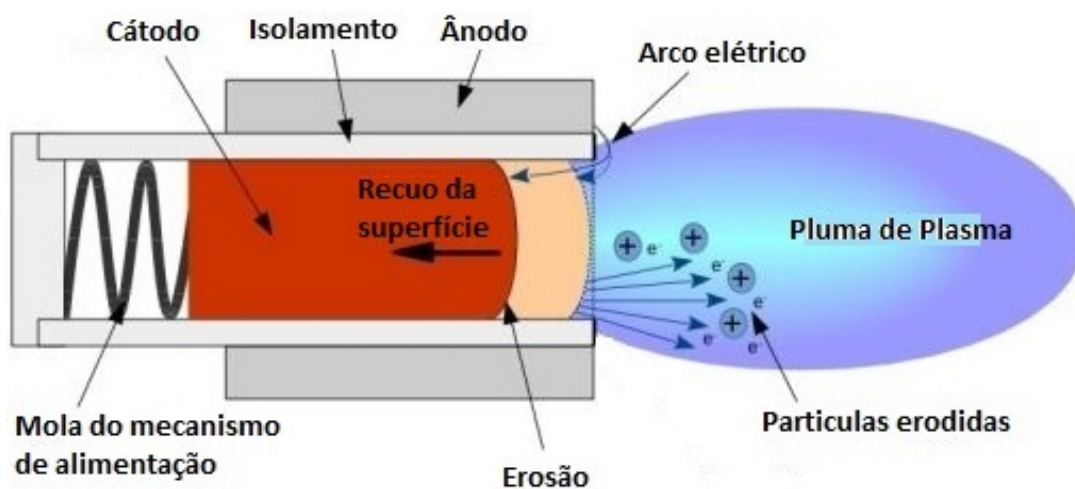


Figura 2.8: Esquema de funcionamento de um VAT. Figura adaptada de [9].

### Propulsores com bocais magnéticos

O desgaste e a erosão dos eléctrodos limitam a eficiência e durabilidade dos sistemas propulsivos. Como tal, tem sido estudada a utilização de bocais magnéticos para conduzir e acelerar o plasma na zona de saída de forma a limitar o contacto deste com as paredes do sistema propulsivo. Estes propulsores possuem a flexibilidade para adaptar a intensidade e configuração do campo magnético, permitindo-lhes modificar a expansão do plasma durante a operação.

A Phase Four desenvolveu o *Radio Frequency Thruster*, um propulsor sem eléctrodos que usa ondas rádio para formar plasma a partir do aquecimento e ionização de xénon. Este propulsor tem 1.5kg, um volume de 1U+ e possui a versatilidade para modificar o seu modo de atuação de acordo com a força propulsiva e o impulso específico requeridos dado que estes dependem da potência e do caudal volúmico [53]. Utiliza 35-100W durante a operação e gera 0.3-1.4mN [10].

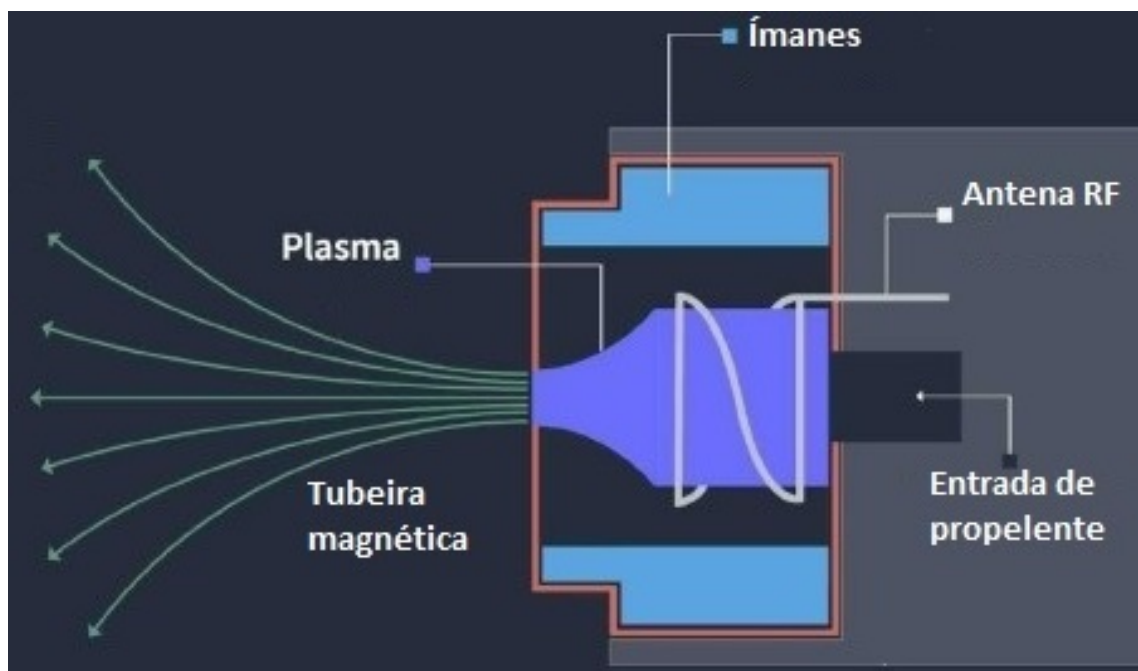


Figura 2.9: Esquema de funcionamento do propulsor da Phase Four. Figura adaptada de [10].

### 2.1.3.3 Sistemas Eletrostáticos

Neste tipo de sistemas o propelente é acelerado pelas forças de Coulomb. Incluem-se nesta categoria os propulsores eletrospray, os motores iónicos e os propulsores por efeito de Hall. Apesar dos últimos dois tipos de propulsores apresentarem um considerável historial de aplicação em satélites de maiores dimensões, a sua miniaturização desperta vários problemas. Até ao momento, apenas dois propulsores eletrospray foram utilizados durante o voo de CubeSats.

Tabela 2.6: Resumo dos sistemas propulsivos eléctricos do tipo eletrostático [11, 12, 54, 55, 56, 57, 58].

Propulsor	Fabricante	Propelente	$I_{sp}$ [s]	$F$ [ $\mu$ N]	Potência [W]	Registo Voo
S-iEPS	MIT	-	1717	74	1.5	AeroCube8A/B
IFM Nano	Enpulsion	Índio	2000-6000	10-400	40	CubeSat3U
BET-1	Busek	-	800	700	15	-
BET-100	Busek	-	1000-1800	5-100	5.5	-
$\mu$ NRIT-2.5	Astrium	Xénon	1236-2609	200-500	19.2-31.2	-
BIT-1	Busek	Xénon/Iodo	2150-3200	100-180	10-13	-
BIT-3	Busek	Iodo	<2300	680-1200	56-80	-

### Propulsores eletrospray

Nos propulsores eletrospray o propelente é geralmente fornecido a um emissor pelas forças capilares. Nestes propulsores é gerado um intenso campo elétrico entre o emissor e o eléctrodo de extração que em conjunto com a tensão superficial distorce a geometria do propelente e forma um cone de Taylor. Quando se supera um dado limite de tensão elétrica, um jato de líquido é emitido do ápice do cone, sendo acelerado e ejetado do propulsor. Existem dois tipos de propulsores eletrospray, definidos pelo seu método de emissão. Os propulsores coloidais emitem gotas, enquanto que os propulsores de emissão por campo elétrico (FEEP) emitem iões e apresentam por isso um  $I_{sp}$  superior. A potência requerida e a força propulsiva produzida dependem do número de emissores. Como resultado, o tamanho destes propulsores é facilmente modificado, o que os torna adequados para o desempenho de diferentes tipos de manobras [78].

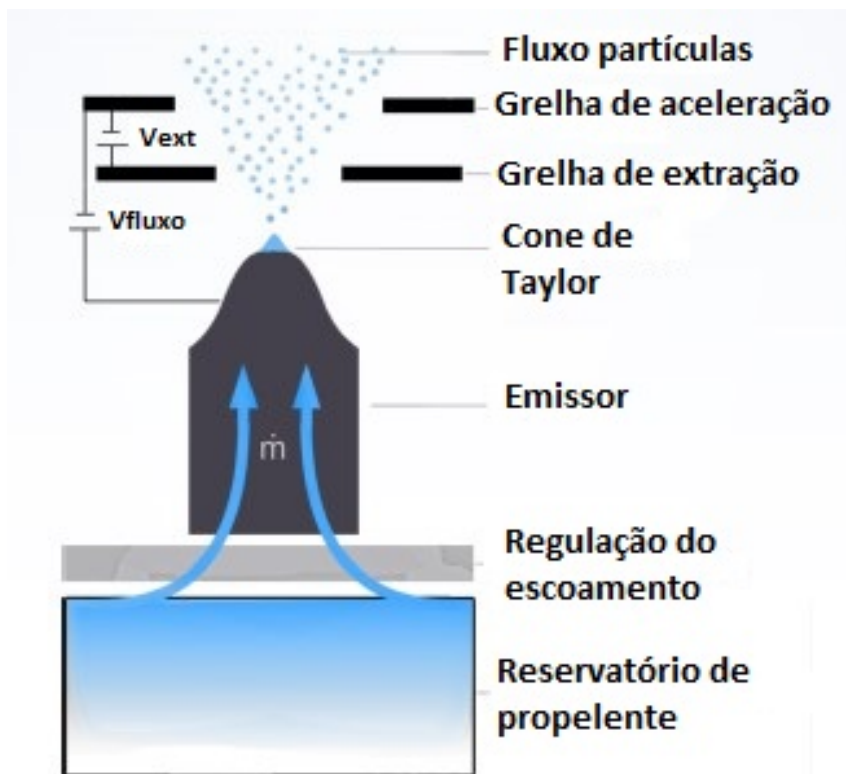
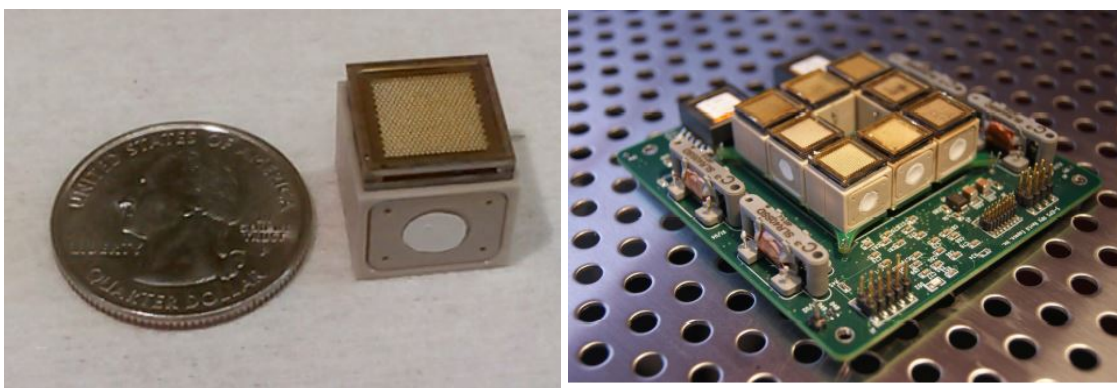


Figura 2.10: Esquema de funcionamento de um propulsor eletrospray. Figura adaptada de [11].



(a) S-iEPS com uma matriz de 480 emissores.

(b) Módulo propulsivo com oito propulsores.

Figura 2.11: Sistema de Propulsão S-iEPS. Figuras retiradas de [12].

Em 2015, a AeroSpace Corporation lançou dois CubeSats 1.5U, o AeroCube-8A e o AeroCube-8B. A bordo estava o S-iEPS (Scalable-ion Electropray Propulsion System), uma unidade com oito propulsores desenvolvida pelo MIT que consumia 1.5W e gerava  $74\mu\text{N}$  e  $1717\text{s}$  de  $I_{sp}$ . Este sistema propulsivo não necessita de um neutralizador pois tem a capacidade para extrair tanto íons positivos como negativos. Além disso, pode ser adaptado para missões com diferentes requisitos através da modificação do número de emissores, da sua localização e/ou orientação [12]. O BET-1 é um propulsor com 1.15kg e 1U de volume criado pela Busek, e requer 15W para gerar 0.7mN de propulsão e 800s de  $I_{sp}$  [55]. Outro eletrospray desenvolvido pela Busek é o BET-100. Este propulsor requer 5.5W para operação, produzindo 5-100  $\mu\text{N}$  e um  $I_{sp}$  de 1000-1800s. O projeto de vários dos componentes dos BETs são baseados no propulsor coloidal que voou a bordo da missão LISA Pathfinder (ST-7) da Agência Espacial Europeia [11]. A Enpulsion construiu o IFM Nano, um propulsor do tipo FEPP, que foi testado num CubeSat 3U no espaço e produziu cerca de  $250\mu\text{N}$  com um  $I_{sp}$  de 4000s [80].

### Propulsores por efeito de Hall

Nestes propulsores um cátodo externo liberta eletrões que são atraídos para o interior pelo campo elétrico que é criado entre os elétrodos. Um campo magnético radial “prende” estes eletrões e desloca-os em torno do eixo do propulsor para promover a ionização do propelente. Os íons formados são acelerados e ejetados pelo campo elétrico, sendo neutralizados por uma fração dos eletrões libertados inicialmente pelo cátodo. Estes propulsores são bastante compactos mas exigem elevados níveis de potência.

O TCHT-4 foi desenvolvido no *Osaka Institute of Technology* para ser integrado no nano-satélite PROITERES3. Apresentava um  $I_{sp}$  de 1570s, 18.1% de eficiência propulsiva e consumia 66W [81].

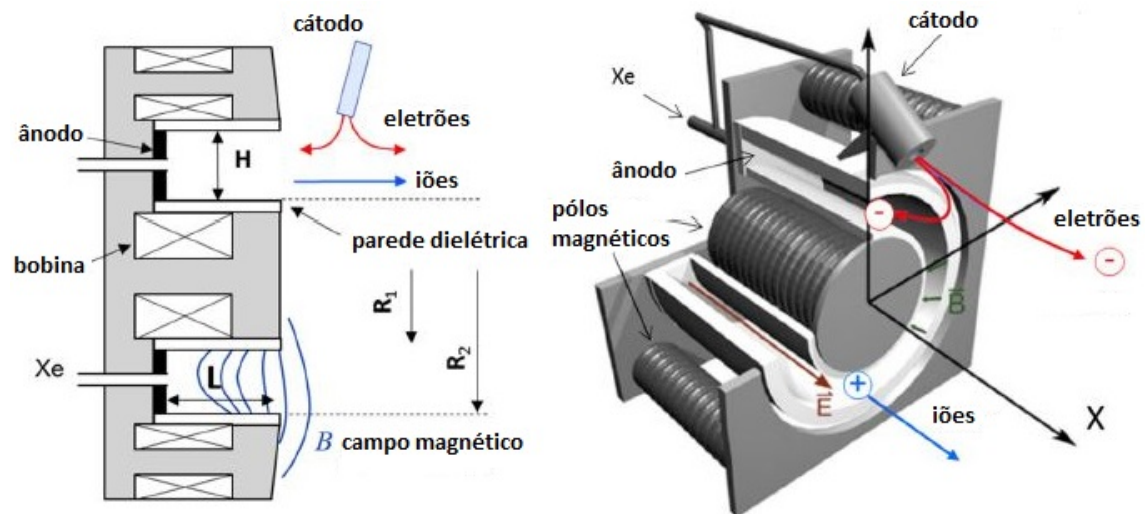


Figura 2.12: Esquema de funcionamento de um propulsor por efeito de Hall. Figura adaptada de [13].

### Motores iónicos

Nestes motores o propelente é ionizado no interior de uma câmara e acelerado pelo campo eletrostático criado entre as grelhas localizadas na saída. Existem dois tipos principais de motores iónicos que se distinguem pelo seu método de ionização: bombardeamento de eletrões ou ionização por ondas rádio. No primeiro método o propelente é “bombardeado” e ionizado por um cátodo que liberta eletrões pelo efeito termiônico. A ionização por ondas rádio é feita por uma bobina que cria e oscila azimultaneamente um campo elétrico para produzir plasma. A pluma iónica ejetada é neutralizada por um cátodo secundário no exterior.

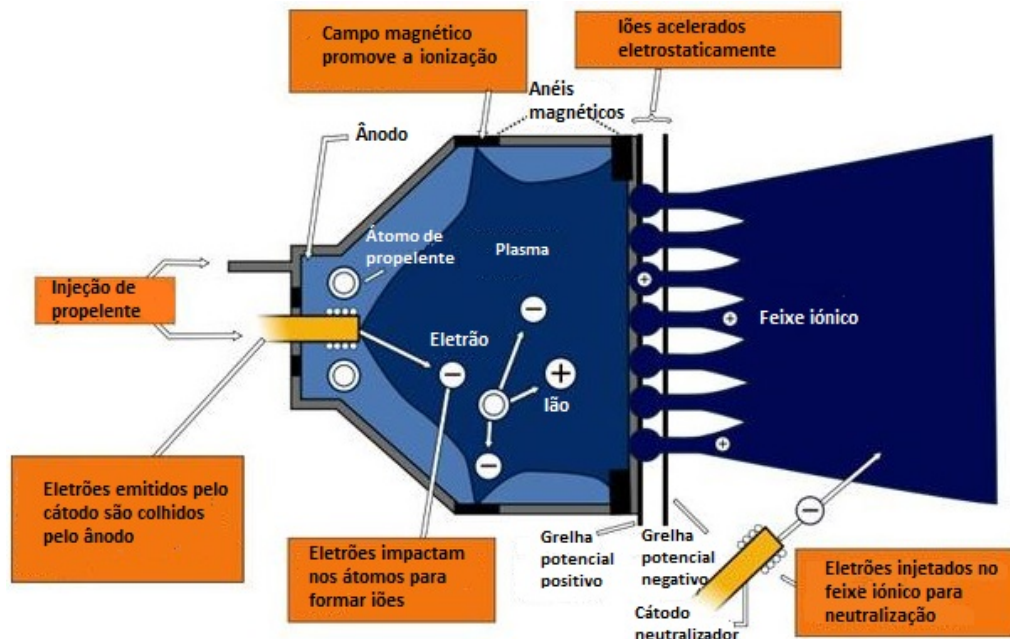


Figura 2.13: Esquema de funcionamento de um motor iônico. Figura adaptada de [14].

A Universidade de Giessen e a Astrium desenvolveram o  $\mu$ NRIT-2.5 para efetuar voo em formação [56]. O BIT-1 tem 1cm de diâmetro e produz  $100 \mu\text{N}$  com 10W de potência [57]. O BIT-3 é um motor iônico de ionização por ondas rádio com uma massa de 2.9kg, dos quais 1.5kg são propelente. A sua aplicação está planeada em dois CubeSats 6U na missão *Lunar IceCube* [58].

### Propulsores magnetoplasmadinâmicos (MPD)

Num propulsor magnetoplasmadinâmico o propelente é transformado em plasma e ejetado a elevadas velocidades pela força de Lorentz que é criada pela interação entre o campo magnético azimutal auto-induzido e a componente axial e radial da corrente elétrica [82].

Os propulsores MPD são adequados para a realização de missões interplanetárias de longa duração devido ao seu  $I_{sp}$  elevado [83]. Tal como representado na figura 2.14, a sua configuração coaxial consiste num cátodo central rodeado por um ânodo concêntrico [84]. Atualmente, a aplicação destes propulsores em CubeSats não é viável devido aos seus elevados requisitos energéticos.

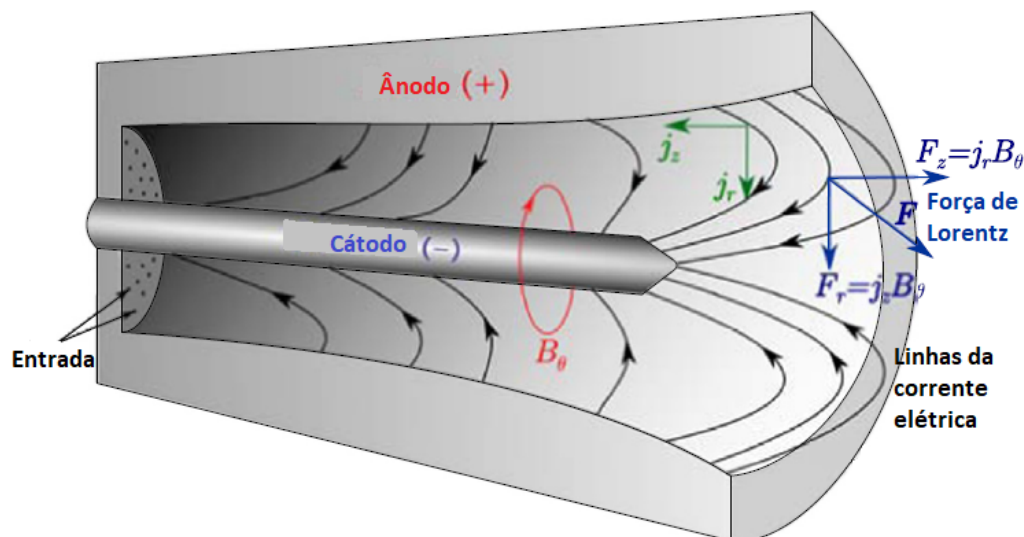


Figura 2.14: Esquema de funcionamento de um propulsor magnetoplasmadinâmico coaxial. Figura adaptada de [15].

## 2.1.4 Velas solares

As velas solares são compostas por uma estrutura metálica extensível que liberta uma vela formada por uma fina película de um material extremamente leve e altamente refletor. Quando os fótons emitidos pelo Sol incidem na superfície da vela transmitem-lhe a sua quantidade de movimento, que apesar de reduzida pode gerar um  $\Delta V$  considerável conforme a área da vela[64]. A grande vantagem das velas solares é que não necessitam de armazenar propelente. Por outro lado, necessitam de um longo período de tempo para que a vela ganhe uma variação apreciável da quantidade de movimento. Além disso, a sua operação depende das condições de luminosidade (distância do sol, ângulo de incidência, períodos de eclipse, etc.)[66, 85].

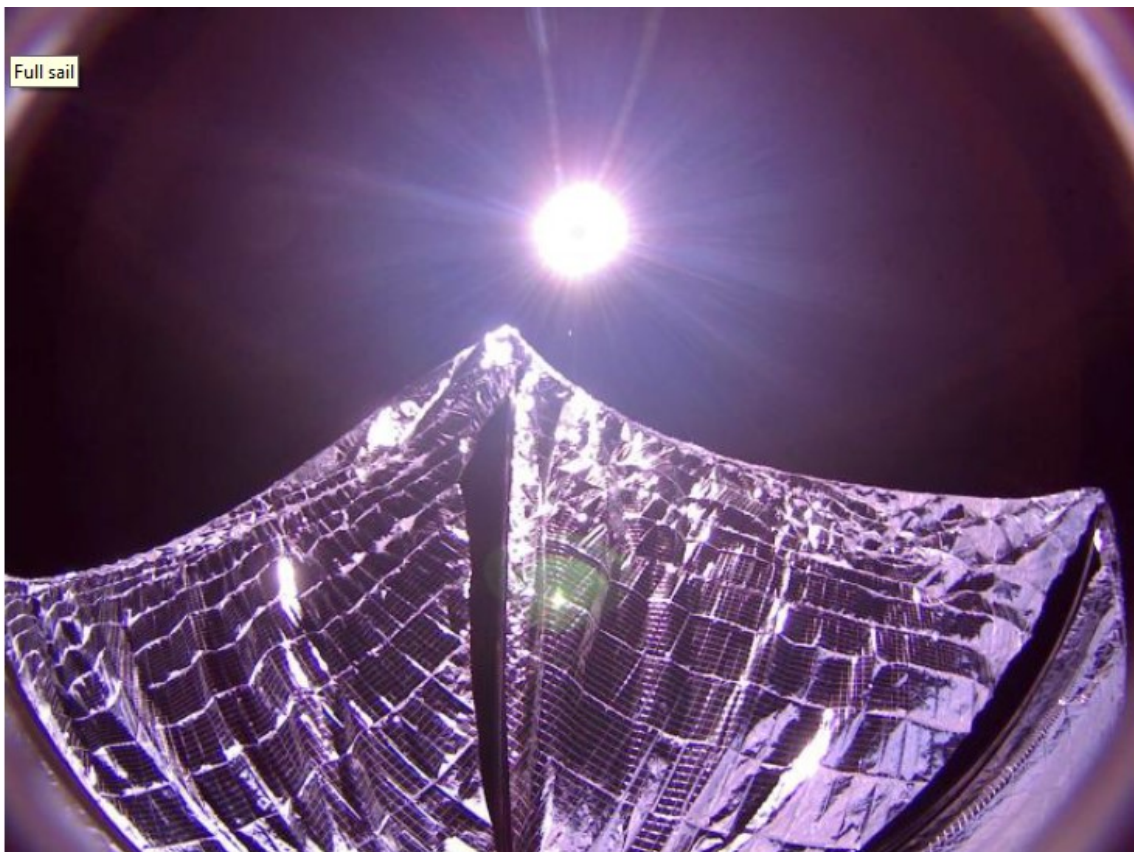


Figura 2.15: LightSail-A. Figura retirada de [16].

O NanoSail-D2 é um CubeSat 3U lançado pela NASA e foi o primeiro veículo com uma vela solar a orbitar a Terra. No início de 2011, conseguiu libertar com sucesso uma vela de  $10m^2$  mas devido à baixa altitude da órbita foi incapaz de gerar propulsão efetiva e o aumento de arrasto atmosférico causou a sua desorbitação mais cedo do que o previsto [86]. Desde então tem-se ponderado o uso das velas solares para diminuir o tempo de desorbitação dos satélites em “fim de vida” e assim mitigar a quantidade de lixo espacial [87].

Em 2015 no voo de teste do CubeSat 3U desenvolvido pela Planetary Society, o LightSail-A executou com sucesso o desdobramento de uma vela solar de  $32m^2$  constituída por quatro velas triangulares de Mylar. A vela ocupava metade dos 2U do sistema completo. Esta demonstração foi apenas um teste do sistema de extensão da vela e devido à baixa altitude da órbita não houve geração efetiva de força propulsiva [16]. O início da missão LightSail2 está atualmente planeado para o fim de Junho de 2019.

### 2.1.5 Cabos Eletrodinâmicos

Os cabos eletrodinâmicos consistem num cabo longo, fino e resistente, orientado na direção do centro gravitacional da Terra. A interação entre o campo elétrico ao longo do cabo e o campo magnético da Terra origina uma força de Lorentz na direção do movimento, criando  $\Delta V$  sem necessitar de propelente. Este método apenas permite realizar manobras de subida ou descida de altitude, útil por exemplo para compensação de arrasto atmosférico ou desorbitação.

Tal como representado na figura 2.16, estes podem operar como gerador elétrico ou motor elétrico. No primeiro caso, a força de Lorentz tem o sentido oposto ao movimento do satélite, o que provoca a diminuição da altitude mas permite a conversão da energia cinética em energia elétrica. No caso do motor elétrico, a força de Lorentz é no sentido do movimento, acelerando o satélite e compensando os efeitos do arrasto atmosférico, embora com um gasto energético.

Durante as várias missões de teste efetuadas em CubeSats houve sempre problemas na libertação e extensão completa do cabo eletrodinâmico [88, 89]. A Tethers Unlimited desenvolveu um módulo para aplicação em CubeSats com 83g e 100mm x 83mm x 6.5mm de volume que permite reduzir o tempo necessário para a desorbitação do satélite em que é aplicado [90].

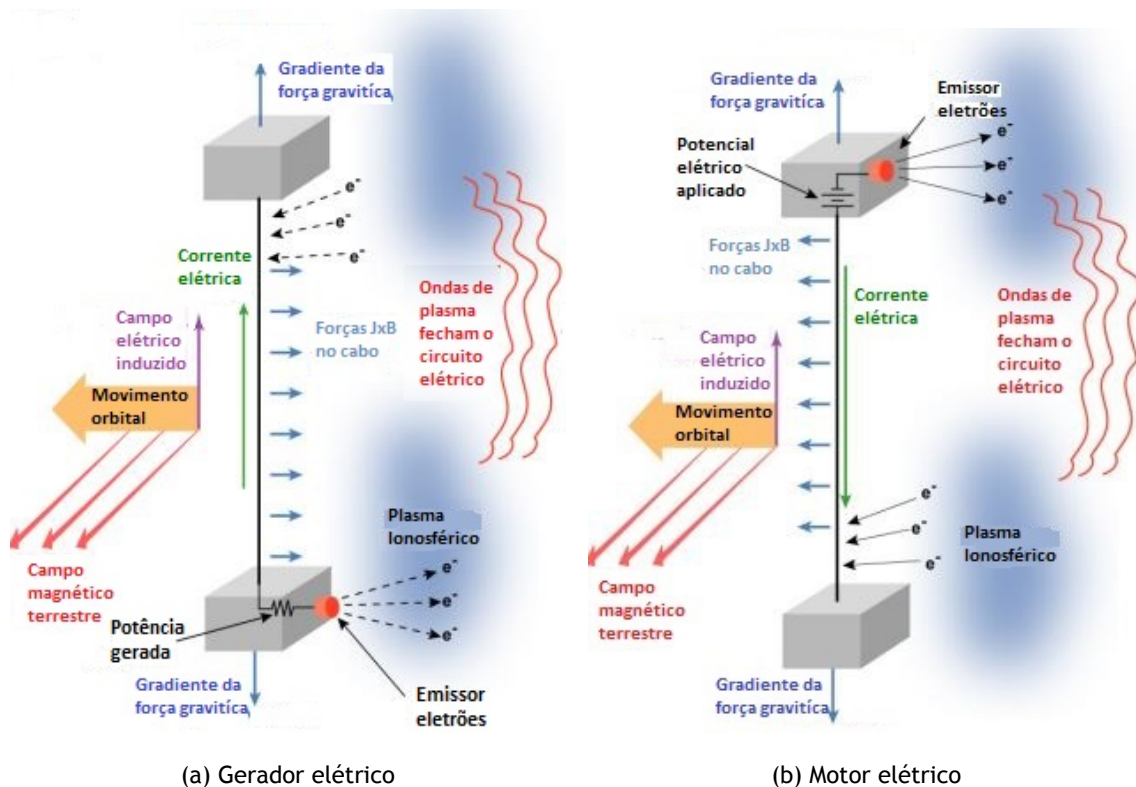


Figura 2.16: Modos de operação dos cabos eletrodinâmicos. Figuras adaptadas de [17].

## 2.2 Revisão sobre propulsores eletrospray

A aplicação de um potencial elétrico elevado entre um líquido eletricamente condutor e um eletrodo de extração deforma a superfície do líquido e leva à formação de um cone de Taylor, uma protrusão cônica que surge no líquido. Quando a tensão elétrica supera a tensão superficial do líquido é emitido um jato líquido a partir do ápice do cone. Este fenômeno de emissão de um jato de pequenas gotículas é conhecido como spray eletrohidrodinâmico ou eletrospray, e está na base do funcionamento dos propulsores coloidais aplicados em satélites. Nesta secção vai ser apresentada uma breve revisão dos estudos analíticos, experimentais e numéricos efetuados na investigação do fenômeno dos eletrosprays.

### 2.2.1 Estudos analíticos

Em 1882, Lord Rayleigh determinou a quantidade máxima de carga elétrica ( $q$ ) que uma gota de raio  $r$  pode conter. O “limite de Rayleigh” é dado pela seguinte expressão:

$$q = 8\pi(\varepsilon_0\gamma r^3)^{0.5} \quad (2.2)$$

sendo  $\varepsilon_0$  a permissividade do vácuo e  $\gamma$  a tensão superficial do líquido. Rayleigh constatou que quando este limite é superado, a gota torna-se instável e emite jatos finos de líquido [91].

Em 1964 foi proposto um modelo analítico para explicar o fenômeno do eletrospray. Geoffrey Taylor determinou as condições de equilíbrio necessárias entre a tensão superficial e a tensão eletrostática para formar uma superfície cônica equipotencial num líquido com condutividade perfeita. O seu modelo previa que o cone deveria ter um semi-ângulo de  $49.3^\circ$  [25]. Em sua homenagem, este é habitualmente designado por “cone de Taylor”.

Em 1982, Joffre et al. [92] formularam um modelo numérico para determinar a forma de uma gota à saída de um tubo capilar sob a influência de um campo elétrico. As suas equações descrevem o equilíbrio entre a pressão interna do líquido e o potencial elétrico. Os resultados do modelo exibem boa compatibilidade com os dados experimentais e não estão limitados à forma cônica pura como na análise de Taylor.

Em 2004, Urdiales e Wilhelm compilaram nas suas teses de doutoramento uma revisão detalhada acerca do progresso histórico dos propulsores coloidais e dos desenvolvimentos efetuados na investigação do fenômeno do eletrospray [26, 93]. A operação do propulsor eletrospray no modo cone-jato pode ser dividida e estudada em três fases distintas: 1) a formação do cone e do jato; 2) a desintegração do jato em gotas e formação do spray; 3) o transporte das gotas/spray.

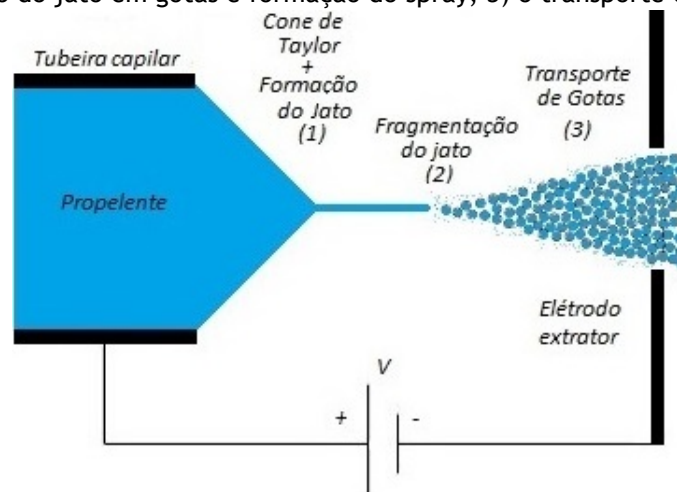


Figura 2.17: Fases da operação de um propulsor eletrospray no modo cone-jato.

## 2.2.2 Estudos experimentais

Entre 1914 e 1917, Zeleny foi o primeiro a registar observações sobre eletrosprays. As suas experiências consistiam num tubo capilar de vidro preenchido com vários líquidos colocado acima de uma placa com potencial elétrico nulo, de acordo com a figura 2.18a. Zeleny observou o comportamento do líquido quando se variava a sua pressão ou o potencial elétrico [18, 19].

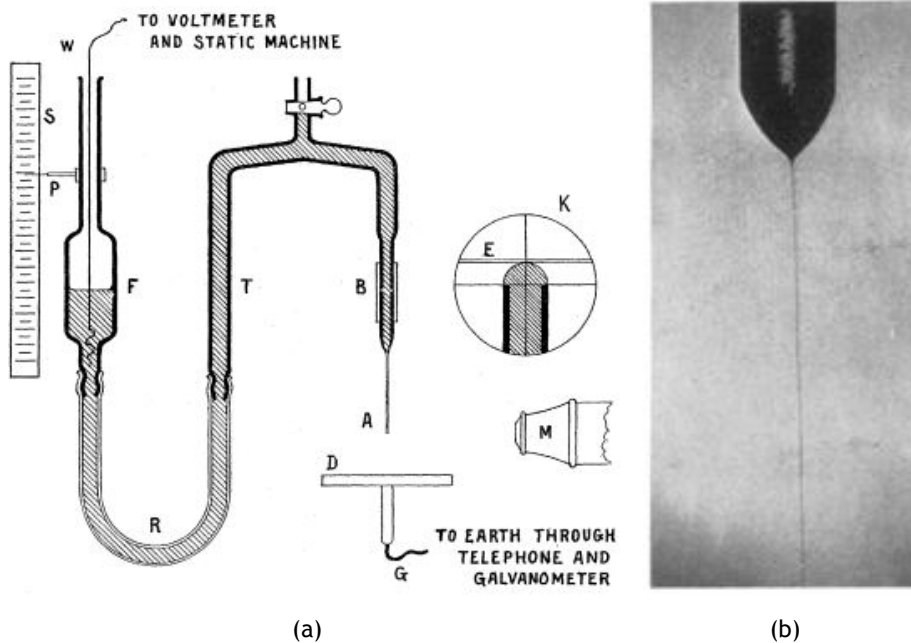


Figura 2.18: Configuração da experiência de Zeleny (a). Geometria capilar 'A' acima da placa 'D' que atua como eletrodo de extração. A pressão do líquido podia ser controlada pela altura do reservatório de água 'F'. A corrente elétrica era transmitida através do fio 'W'; Emissão de um jato do ápice do cone (b). Figuras retiradas de [18, 19].

Em 1986, Hayati et al. estudaram os fatores que influenciavam a formação de jatos estáveis e respetiva atomização [94]. Além disso, adicionaram partículas de rastreamento para visualizar os padrões de convecção existentes no interior do cone [95]. Estes padrões são semelhantes aos representados na figura 2.20. Posteriormente, Hartman et al. apresentaram um modelo para determinar o tamanho das gotas e a velocidade do jato na sua fase de ruptura. Os seus estudos demonstraram que a ruptura do jato depende da razão entre a tensão elétrica e a tensão superficial. A fragmentação do jato e o número e tamanho das gotas foram analisados em função do caudal mássico na entrada [96]. Em 1999, Jaworek et al. descrevem e classificam os diferentes modos de spray eletrodinâmico, representados na figura 2.19. As experiências foram efetuadas com água destilada, etanol e etileno-glicol e o modo de spray foi testado em função da tensão elétrica (em polaridade e magnitude) e do caudal volúmico [20].

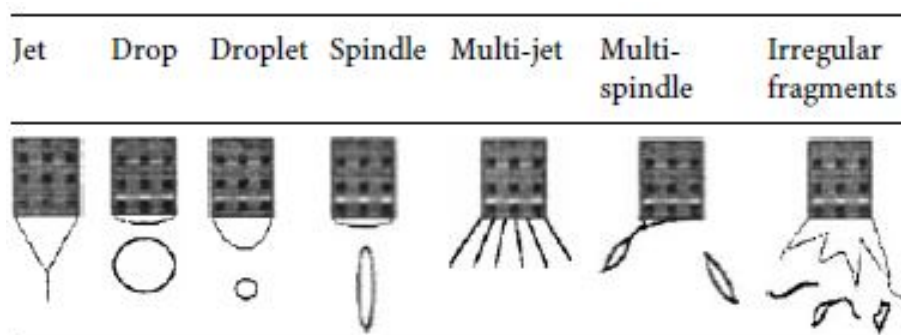


Figura 2.19: Modos de operação dos eletrosprays. Figura retirada de [20].

### 2.2.3 Estudos numéricos

Lastow et al. [29] usaram o código de CFD comercial CFX para simular a dinâmica da formação do cone-jato no heptano e etanol. O modelo numérico não incluía a corrente elétrica nas equações de governo mas os resultados eram coerentes com os dados experimentais.

Lim et al. [21] desenvolveram um modelo que incluía as forças volumétricas causadas pelas cargas elétricas, tendo ensaiado com diclorometano, um solvente com condutividade elétrica e permissividade baixas. A distribuição da carga elétrica na interface foi seleccionada através do ajuste da forma e tamanho do cone aos valores experimentais. O tamanho das gotas era semelhante aos dados experimentais.

Xu et al. [97] usaram o mesmo modelo no código comercial de CFD ANSYS Fluent para simular a estrutura do cone-jato e a sua quebra em gotas. A geometria consistia em dois tubos coaxiais configurados para produzir micro-esferas compostas por ambos os líquidos. A inexistência de um modelo eletrohidrodinâmico (EHD) fidedigno para este escoamento levou ao ajuste da carga elétrica mediante um fator de correção até o perfil do menisco ser idêntico ao experimental.

Yan et al. [98] expandiram o modelo para incluir a miscibilidade entre dois líquidos coaxiais, tendo concluído que é possível obter um cone de Taylor estável com estes líquidos, e é mais difícil de obter estabilidade quando os líquidos são imiscíveis e possuem uma elevada tensão superficial entre eles. Também verificaram que o tamanho das partículas é dependente da geometria dos tubos capilares.

Wei et al. [99] usaram o código de CFD em código aberto OpenFOAM para simular a formação do cone, do jato e a sua quebra em gotas. Durante a simulação foi usado o heptano, para o qual eles obtiveram jatos cujo diâmetro era cerca de 10% do diâmetro do tubo. Por fim, concluíram que o diâmetro da gota e a corrente elétrica dependem do potencial elétrico e verificaram que o comprimento do cone e o diâmetro do jato diminuem com o potencial.

Dastourani et al. [100] desenvolveram um modelo matemático do cone-jato e do ar envolvente, tendo resolvido as equações resultantes com o código de CFD em código aberto OpenFOAM. O heptano foi utilizado nas simulações e o diâmetro médio das gotas é semelhante ao experimental. O escoamento exhibe vórtices na zona de emissão, cuja dimensão e posição são profundamente dependentes do caudal volúmico e moderadamente dependentes do potencial elétrico.

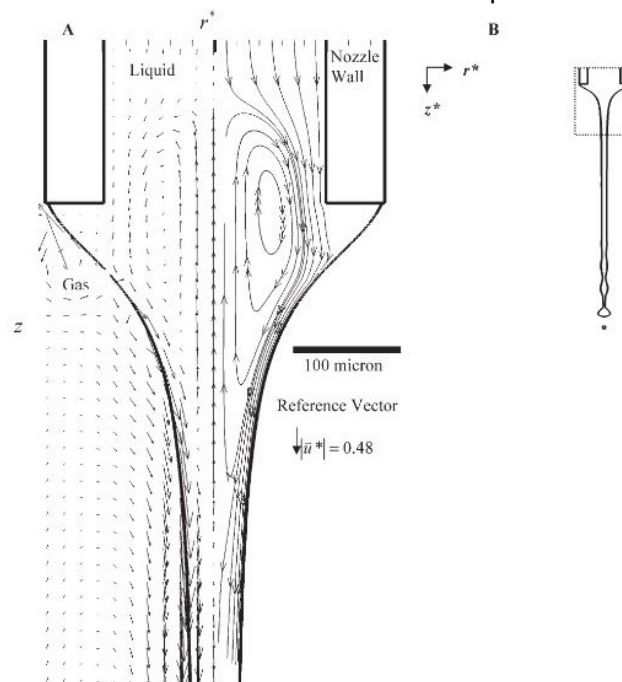


Figura 2.20: Campo de velocidades (à esquerda) e linhas de corrente (à direita). Figura retirada de [21].



# Capítulo 3

## Modelo de Simulação Numérica

Neste capítulo serão apresentadas as bases teóricas da eletrodinâmica de jatos e as equações que governam a dinâmica dos fluidos e a sua interação com o campo elétrico. Posteriormente, serão descritos os esquemas de discretização espacial e temporal e as condições de fronteira aplicadas. Por último, será exposta a formulação das funções codificadas pelo utilizador e a metodologia usada na implementação do modelo numérico.

### 3.1 Bases teóricas da eletrodinâmica de jatos

Os eletrosprays possuem vários modos de operação em função da diferença de potencial elétrico aplicada entre o fluido e o eletrodo de extração. Quando o potencial elétrico supera um dado valor crítico é possível efetuar o controlo da quantidade de gotas emitidas pelo cone de Taylor. Quando se atingem valores bastante mais elevados pode ocorrer a emissão de iões. O modo cone-jato é o mais amplamente estudado pois consegue gerar sprays mono-dispersos com gotas de vários tamanhos, dependendo das condições e dos líquidos selecionados. No entanto, o modo cone-jato apenas existe quando se supera um dado potencial elétrico e caudal volúmico de líquido [100]. A partir da equação (3.1) é possível calcular o potencial elétrico necessário para formar um eletrospray. O modelo matemático depende do coeficiente da tensão superficial ( $\gamma$ ) e da geometria, isto é, do diâmetro do emissor ( $d_e$ ) e da distância ao eletrodo de extração ( $L$ ). A permissividade do vácuo ( $\epsilon_0$ ) é uma constante  $\approx 8.85E-12 \text{ CV}^{-1}\text{m}^{-1}$ .

$$V_s = \sqrt{\frac{d_e \gamma}{2\epsilon_0}} \ln\left(\frac{4L}{d_e}\right) \quad (3.1)$$

Por outro lado, o caudal volúmico ( $Q$ ) mínimo pode ser estimado pela seguinte relação:

$$Q_{min} = \frac{\gamma \epsilon_r \epsilon_0}{\rho K} \quad (3.2)$$

em que  $\rho$ ,  $\epsilon_r$  e  $K$  são a massa volúmica, a permissividade relativa e a condutividade elétrica do líquido, respetivamente. Após saírem da tubeira, as gotas são aceleradas até elevadas velocidades, caracterizadas por um  $I_{sp}$  elevado e uma  $F$  reduzida, dados pelas seguintes equações:

$$I_{sp} = \frac{v_e}{g} = \frac{1}{g} \sqrt{2V_a \frac{q}{m}} \sim \frac{1}{g} \left(2V_a \frac{f(e)}{\rho}\right)^{\frac{1}{2}} \left(\frac{K\gamma}{Q\epsilon}\right)^{\frac{1}{4}} \quad (3.3)$$

$$F = \dot{m}v_e = g\dot{m}I_{sp} \sim (2V_a \rho f(\epsilon))^{\frac{1}{2}} \left(\frac{K\gamma Q^3}{\epsilon}\right)^{\frac{1}{4}} \quad (3.4)$$

sendo  $\frac{q}{m}$  a carga mássica das gotas,  $V_a$  o potencial elétrico aplicado e  $f(\epsilon)$  um fator experimental. O caudal volúmico e a condutividade elétrica são dois parâmetros fundamentais que limitam a magnitude máxima tanto do impulso específico como da força propulsiva. Os propelentes mais atraentes são os que possuem maior condutividade elétrica.

### 3.1.1 Cone de Taylor

Taylor apresentou uma explicação para o fenómeno que dá origem à protrusão cónica na superfície de um líquido. Tal como mencionado no capítulo 2, Taylor concluiu que a forma cónica se devia ao equilíbrio entre duas forças opostas: a tensão eléctrica normal e a tensão de superfície do líquido.

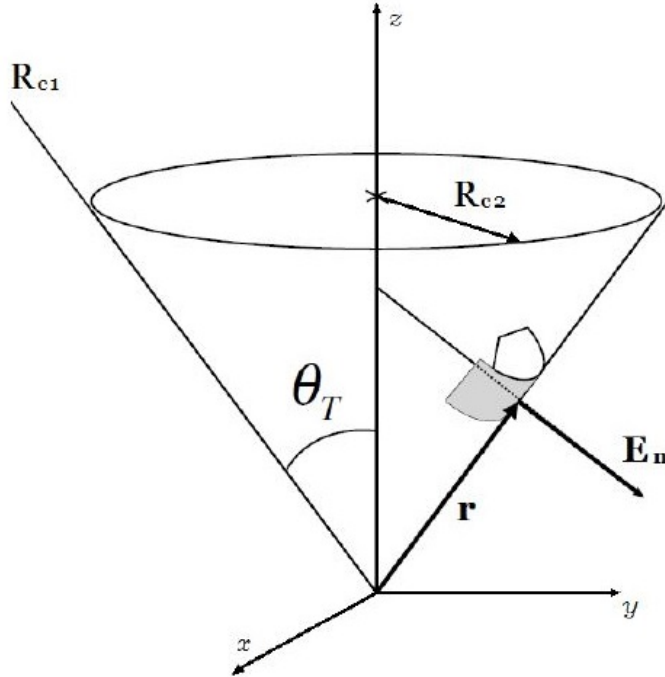


Figura 3.1: Cone de Taylor. Figura retirada de [22].

A tensão superficial por unidade de área pode ser descrita por:

$$F_{st} = \gamma \left( \frac{1}{R_{c1}} + \frac{1}{R_{c2}} \right) \quad (3.5)$$

em que  $R_{c1}$  e  $R_{c2}$  são os raios principais de curvatura. Num cone  $\frac{1}{R_{c2}} = \frac{\cot\theta}{r}$  e  $R_{c1} \rightarrow \infty$ . Consequentemente, a equação (3.5) reduz para:

$$F_{st} = \gamma \left( \frac{\cot\theta}{r} \right) \quad (3.6)$$

A tensão eléctrica normal à superfície é dada por:

$$F_{en} = \frac{1}{2} \varepsilon_0 E_n^2 \quad (3.7)$$

Igualando esta componente da tensão eléctrica à tensão superficial obtém-se que:

$$\gamma \left( \frac{\cot\theta}{r} \right) = \frac{1}{2} \varepsilon_0 E_n^2 \quad (3.8)$$

Neste equilíbrio de forças é assumido que a pressão interna do líquido é nula. Para se obter um modo estável, a superfície do cone deve ser equipotencial e o campo eléctrico é descrito pela equação de Laplace:  $\nabla^2\phi = 0$ . Reescrevendo esta equação em coordenadas esféricas tem-se:

$$\nabla^2\phi = \frac{1}{r^2} \frac{\partial}{\partial r} \left( r^2 \frac{\partial\phi}{\partial r} \right) + \frac{1}{r^2 \sin\theta} \frac{\partial}{\partial\theta} \left( \sin\theta \frac{\partial\phi}{\partial\theta} \right) \quad (3.9)$$

A solução da equação (3.9) pode ser obtida a partir dos polinômios de Legendre:

$$\phi = AQ_{1/2}(\cos\theta)r^{1/2} \quad (3.10)$$

sendo  $Q_{1/2}$  a função de Legendre e  $A$  uma constante. A equação (3.10) mostra que o potencial elétrico  $\phi$  varia com  $r$ . Para que a superfície do líquido seja equipotencial  $\phi$  deve ser independente de  $r$ . Esta condição é cumprida quando  $Q_{1/2}(\cos\theta) = 0$ , ou seja, para  $\theta = 49.29^\circ$ , que é o semi-ângulo de um cone com condutividade perfeita sendo independente das propriedades do líquido e do potencial elétrico. Contudo, o cone de Taylor e o respetivo ângulo não são uma representação exata do que ocorre num líquido quando flui uma corrente elétrica não-nula, dado que os líquidos têm condutividades finitas e perto do ápice o potencial não pode permanecer constante [101].

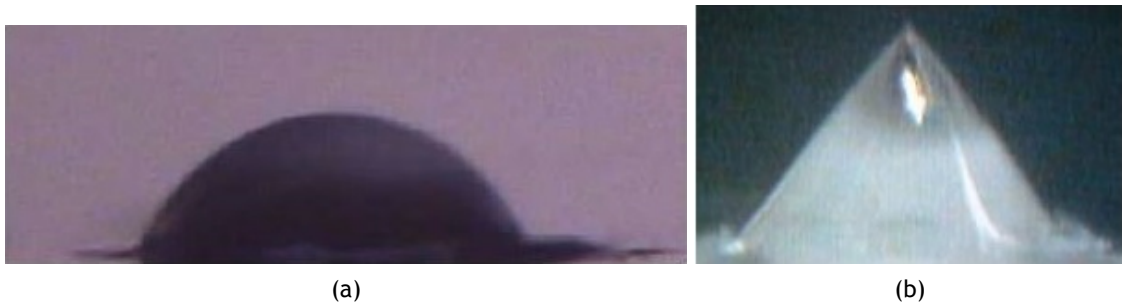


Figura 3.2: Comparação do menisco de etileno-glicol quando sujeito a uma diferença de potencial elétrico de 0V em (a) e a 2500V em (b). Figuras retiradas de [23].

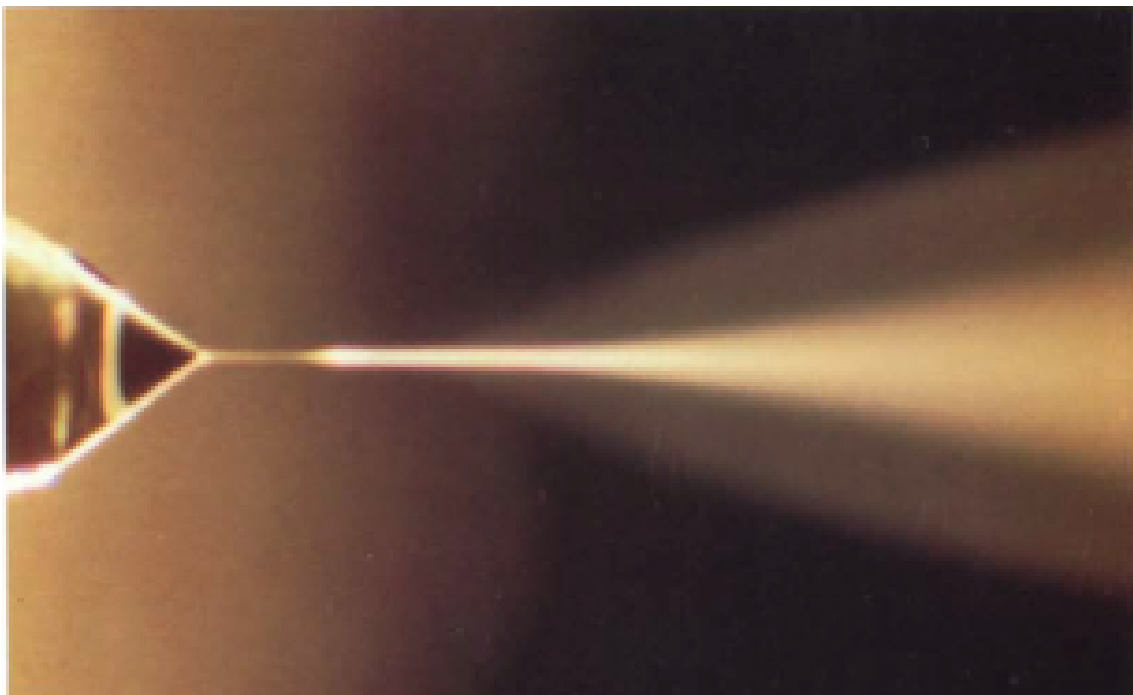


Figura 3.3: Cone-jato e spray de metanol com uma pequena quantidade de ácido clorídrico. Figura retirada de [24].

### 3.1.2 Formação do jato e rutura em gotas

O modo cone-jato é caracterizado por um menisco cónico com um ápice a partir do qual se forma o jato. O menisco cónico não tem de ser um cone perfeito e a sua forma depende das propriedades do líquido e do caudal mássico. À medida que se aumenta a condutividade elétrica do líquido, o caudal volúmico requerido para operação diminui e o jato fica mais fino e curto. Quando a condutividade é elevada ( $K \sim 0.03 \text{ S.m}^{-1}$ ) é possível identificar este modo apenas pela estabilidade do menisco cónico e do spray (ainda visível). Para condutividades ainda mais elevadas, tanto o jato como o spray tornam-se invisíveis [102].

Dado que o cone-jato apresenta muitas escalas de comprimento diferentes, o problema é bastante complexo e as equações de governo difíceis de resolver. Como tal, geralmente é assumida que a escala de comprimentos da região de transição do cone-jato é pequena quando comparada com os outros comprimentos do sistema [102].

Existem várias relações que permitem estimar o raio de uma gota ( $R_D$ ) que é formada por um jato com um dado raio ( $R_{jet}$ ) e vice-versa. Várias experiências confirmaram que a rutura do jato comporta-se segundo a teoria de Rayleigh-Taylor para jatos sem carga elétrica [103, 104] que prevê a seguinte razão entre estas duas dimensões:

$$\frac{R_D}{R_{jet}} = 1.89 \quad (3.11)$$

Contudo, vários autores sugeriram outras relações, afirmando que a equação (3.11) perde precisão quando a viscosidade do fluido tem influência no fenómeno de quebra do jato [96, 105].

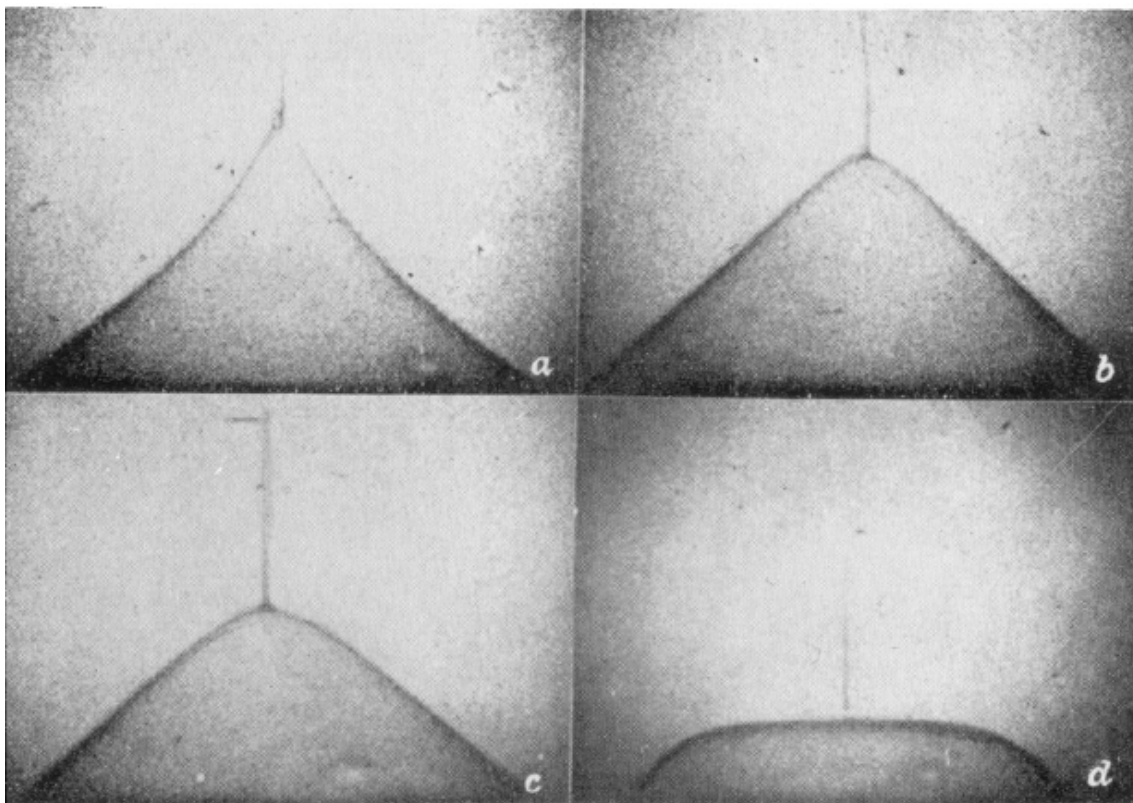


Figura 3.4: Formação do jato (a) e subsequente colapso (b,c,d). Figura retirada de [25].

## 3.2 Números adimensionais

Tendo em consideração um líquido com um menisco de diâmetro  $D$  que emerge de um tubo capilar eletrificado de diâmetro interno  $D_i$  e diâmetro externo  $D_o$ , verifica-se a presença de várias forças em simultâneo: a força elétrica  $\sim F_e \equiv \varepsilon_0 \phi^2$ , a força gravitacional  $\sim F_g \equiv \rho D^3 g$ , a força inercial  $\dot{P} \equiv \rho Q^2 / D_i^2$  e a força capilar no sentido oposto dada por  $\sim F_\gamma \equiv \gamma D_o$ . A orientação é importante apenas quando a força gravitacional no líquido é relevante [102].

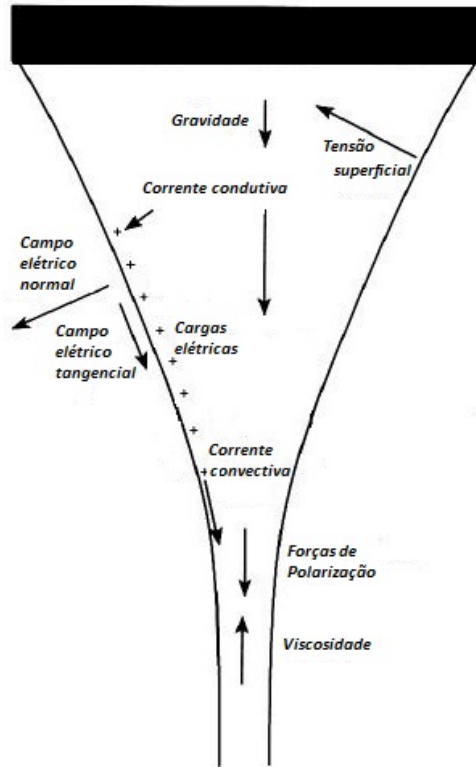


Figura 3.5: Forças que atuam no líquido durante a formação do cone-jato. Figura adaptada de [26].

O menisco de um líquido num tubo capilar é governado essencialmente por três números adimensionais (quando se ignoram os efeitos da viscosidade e da condutividade elétrica):

- o número de Weber relaciona as forças da quantidade de movimento e as forças capilares:

$$We_D \equiv \frac{\dot{P}}{F_\gamma} = \frac{\rho Q^2}{D_i^2 D_o \gamma} \quad (3.12)$$

- o número de Bond elétrico mede a razão entre a força elétrica e a força capilar:

$$Bo_e \equiv \frac{F_e}{F_\gamma} = \frac{\varepsilon_0 \phi^2}{\gamma D_o} \quad (3.13)$$

- o número de Bond gravitacional compara as forças gravitacionais e capilares:

$$Bo_g \equiv \frac{F_g}{F_\gamma} = \frac{\rho D_o^2 g}{\gamma} \quad (3.14)$$

Os diferentes modos de funcionamento de um spray eletrohidrodinâmico surgem quando  $We_D$  e  $Bo_g$  são  $\ll 1$  e  $Bo_e \sim 1$  [102]. Estes números adimensionais permitem averiguar quais as forças dominantes no escoamento e, assim, efetuar a distinção entre os vários modos de operação (hidrodinâmico, gravitacional, eletrohidrodinâmico).

### 3.3 Escalas temporais

Nos eletrosprays existem duas escalas temporais que dominam a física do fluido [106]. As forças viscosas são o fator dominante na formação do cone de Taylor, enquanto que a tensão superficial é a força dominante na formação e ruptura do jato em gotas. A escala de tempo da viscosidade pode ser estimada por:

$$\tau^\mu = \frac{\rho L^2}{\mu} \quad (3.15)$$

em que o comprimento característico  $L$  refere-se ao diâmetro do emissor ou da gota. Na formação das gotas, a escala de tempo da tensão superficial é a dominante, sendo dada por:

$$\tau^\gamma = \sqrt{\frac{\rho L^3}{\gamma}} \quad (3.16)$$

A escala temporal de relaxação da carga elétrica é definida como:

$$\tau^E = \frac{\varepsilon}{K} \quad (3.17)$$

Esta escala mede o tempo característico que um material condutor elétrico demora a atingir o equilíbrio elétrico a partir de um estado de não-equilíbrio. A escala temporal de relaxação da carga elétrica deve ser várias ordens de magnitude inferior às escalas temporais da viscosidade e da tensão superficial para que se possa assumir que o equilíbrio elétrico ocorre de forma instantânea, isto é, para garantir que a distribuição da carga elétrica no líquido não é influenciada pelos efeitos da viscosidade e da tensão superficial.

### 3.4 Equações de governo do escoamento bifásico

O escoamento é governado por um sistema de equações no qual se incluem a equação da continuidade e a equação de conservação da quantidade de movimento. Adicionalmente, será incorporado um modelo eletrohidrodinâmico para calcular a força elétrica criada pelo campo elétrico. Neste escoamento coexistem duas fases: ar como fase primária e um líquido como fase secundária. Assumindo que ambas as fases são incompressíveis, a equação das frações volúmicas que governa o escoamento é descrita por:

$$\nabla \cdot \vec{V} = 0 \quad (3.18)$$

sendo  $\vec{V}$  o campo de velocidades do fluido.

A modelação do escoamento bifásico foi efetuada com o modelo VOF (Volume Of Fluid) [107]. A formulação do modelo VOF permite monitorizar a evolução da interface entre ambas as fases através da resolução da equação da continuidade para a fração volúmica  $\alpha$  da fase secundária, representada pelo subscrito 2.

$$\frac{\partial(\alpha_2)}{\partial t} = -\nabla \cdot (\alpha_2 \vec{V}_2) \quad (3.19)$$

Em cada volume de controlo, a soma das frações volúmicas de todas as fases é igual a um.

Portanto, a fração volúmica do ar será determinada de acordo com a seguinte restrição:

$$\sum_{i=1}^2 \alpha_i = 1 \quad (3.20)$$

A interface é definida nas células da malha em que  $0 < \alpha_i < 1$ . As propriedades das equações de transporte são determinadas pelas médias ponderadas das fases presentes em cada volume de controlo. Por exemplo, num sistema bifásico em que se efetua a monitorização da segunda fase, a massa volúmica é dada em cada célula por:

$$\rho = \alpha_2 \rho_2 + (1 - \alpha_2) \rho_1 \quad (3.21)$$

Todas as outras propriedades (como a viscosidade, p.ex.) também são calculadas desta forma. A equação de Navier-Stokes que descreve a conservação da quantidade de movimento de um escoamento eletrohidrodinâmico é dada pela equação (3.22). Esta equação depende das frações volúmicas de ambas as fases devido ao  $\rho$  e  $\mu$ . O campo de velocidades resultante é partilhado por ambas as fases.

$$\frac{\partial(\rho \vec{V})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{V} \vec{V}) = -\nabla p + \nabla \cdot [\mu(\nabla \vec{V} + \nabla \vec{V}^T)] + \vec{F}_e + \vec{F}_{st} \quad (3.22)$$

onde  $p$  representa a pressão estática,  $\mu$  a viscosidade molecular do fluido,  $\vec{F}_e$  a força elétrica e  $\vec{F}_{st}$  a força da tensão superficial.

### 3.4.1 Definição dos termos fonte da tensão superficial e da tensão elétrica

O modelo CSF (Continuum Surface Force) foi usado para descrever a tensão superficial [108]. Considerando a tensão superficial constante ao longo da superfície e apenas as forças normais à interface, a diferença de pressões na interface é dada por:

$$p_2 - p_1 = \gamma \left( \frac{1}{R_{c1}} + \frac{1}{R_{c2}} \right) \quad (3.23)$$

em que  $\gamma$  representa o coeficiente da tensão superficial, e  $p_1$  e  $p_2$  as pressões das duas fases. A curvatura da superfície  $\kappa$  é calculada a partir dos gradientes locais na normal da superfície na interface, e é descrita pelo gradiente da fração volúmica segundo a equação (3.25).

$$\kappa = \nabla \cdot \hat{n} = \frac{n}{|n|} \quad (3.24)$$

$$n = \nabla \alpha \quad (3.25)$$

A força da tensão superficial  $\vec{F}_{st}$  pode ser expressa por unidade de volume como:

$$\vec{F}_{st} = \gamma_{1,2} \frac{\rho \kappa_1 \nabla \alpha_1}{\frac{1}{2}(\rho_1 + \rho_2)} \quad (3.26)$$

em que  $\rho$  é obtido da equação (3.21).

A força elétrica  $\vec{F}_e$  é dada por:

$$\vec{F}_e = q_v \vec{E} \quad (3.27)$$

em que  $q_v$  é a densidade de carga elétrica e  $\vec{E}$  é o campo elétrico [29]. As equações (3.26) e (3.27) são então incorporadas na equação (3.22).

### 3.5 Equações de governo do modelo eletrohidrodinâmico

O cálculo da densidade de carga elétrica e do campo elétrico são essenciais na simulação de um escoamento eletrohidrodinâmico, como se pode depreender da equação (3.27). Em 1892, Maxwell enunciou um conjunto de quatro equações, que são o ponto de partida na análise teórica de campos eletromagnéticos. Este modelo é baseado nas equações de Maxwell, nomeadamente na lei de Faraday e de Gauss.

Partindo da equação (3.28) que descreve a lei da indução de Faraday e considerando um caso *eletro-quasi-static*, ou seja, em que o campo magnético  $\vec{B}$  não varia com o tempo, é possível verificar que o campo elétrico é irrotacional.

$$\nabla \times \vec{E} = -\frac{\partial \vec{B}}{\partial t} \quad (3.28)$$

Isto indica-nos que o campo elétrico está associado ao gradiente de uma função escalar  $\phi$  (potencial elétrico) definida por:

$$\vec{E} = -\nabla\phi \quad (3.29)$$

O sinal negativo é necessário pois, segundo a convenção, a força elétrica de uma carga positiva aponta na direção do potencial mais baixo.

A lei de Gauss relaciona o fluxo elétrico que transpõe uma superfície fechada com a carga elétrica contida no seu interior. Na sua forma diferencial é descrita por:

$$\nabla \cdot (\varepsilon\vec{E}) = q_v \quad (3.30)$$

em que  $\varepsilon$  é a permissividade elétrica do meio. Os fluidos foram assumidos como materiais lineares, homogêneos e isotrópicos, logo, reformulando a equação (3.30) obtém-se que:

$$q_v = \varepsilon\nabla \cdot \vec{E} \quad (3.31)$$

Combinando as equações (3.31) e (3.29) obtemos a equação de Poisson:

$$\nabla^2\phi = \frac{q_v}{\varepsilon} \quad (3.32)$$

Se não houver a presença de cargas elétricas, tem-se a equação de Laplace:

$$\nabla^2\phi = 0 \quad (3.33)$$

Esta equação é usada para obter a distribuição inicial do potencial elétrico.

### 3.6 Resolução das equações de governo

Numa simulação numérica as equações de governo são resolvidas de forma discretizada. A discretização transforma um domínio inicialmente contínuo num domínio discreto mediante o uso de uma malha. Num domínio contínuo, cada variável do escoamento é definida em qualquer ponto do domínio, enquanto que num domínio discreto no FLUENT as variáveis do escoamento são definidas no centro das células da malha e os valores das localizações restantes são determinados por interpolação. O algoritmo SIMPLE foi usado para resolver as equações (3.19), (3.22) e (3.32) que foram discretizadas de acordo com os métodos descritos a seguir.

### 3.6.1 Discretização espacial

O método *Least Squares Cell-Based Gradient Evaluation* foi selecionado para cálculo dos gradientes. Neste método é assumido que a solução varia linearmente entre células adjacentes. Os termos difusivos da equação da conservação da quantidade de movimento são discretizados segundo um método de diferenças centrais de segunda ordem, enquanto que os termos advectivos usam um método *upwind* de segunda ordem. A equação do potencial elétrico também é calculada segundo um método *upwind* de segunda ordem. O FLUENT armazena a pressão e a velocidade no centro das células, logo, requer um esquema de interpolação para calcular os valores nas respectivas faces. Para isso foi aplicado o esquema de ponderação das forças volumétricas (“*body-force-weighted*”). Este esquema é recomendado para problemas que envolvem forças volumétricas com magnitudes relativamente elevadas e calcula a pressão nas faces assumindo constante o gradiente da diferença entre as forças volumétricas e de pressão [107].

### 3.6.2 Discretização temporal

Os métodos de discretização temporal podem ser divididos em duas categorias: métodos explícitos e métodos implícitos. Os primeiros resolvem as equações em  $t_{n+1}$  com auxílio dos resultados obtidos em  $t_n$ . Por outro lado, os métodos implícitos usam os resultados do passo de tempo  $t_{n+1}$  para calcular os resultados desse mesmo passo de tempo. Como tal, os métodos implícitos têm de resolver sistemas de equações para obter uma solução, enquanto que os métodos explícitos podem resolver as equações individualmente de uma forma segregada.

A simulação numérica usa uma formulação transiente implícita de primeira ordem, que avalia uma função  $F(\psi)$  num passo de tempo futuro de acordo com:

$$F(\psi^{n+1}) = \frac{\psi^{n+1} - \psi^n}{\Delta t} \quad (3.34)$$

Este método é incondicionalmente estável no que diz respeito à magnitude do passo de tempo. A monitorização da interface entre as fases é efetuada pelo cálculo da equação das frações volumétricas, tendo sido discretizada segundo o esquema explícito CICSAM. Este esquema de elevada resolução é adequado para escoamentos com uma elevada razão de viscosidades entre ambas as fases [107].

## 3.7 Condições de fronteira e condições iniciais em eletrosprays

A geometria das simulações numéricas do eletrospray está representada na figura 3.6. As condições de fronteira estão descritas na tabela 3.1. Tanto o potencial elétrico como o caudal volumétrico (a partir do qual se obtém a velocidade) na entrada podem assumir uma gama de valores que influenciam o comportamento do cone-jato e da sua desintegração em gotas.

Além disso, também o líquido usado na simulação numérica pode ser alterado. Certas propriedades do líquido tais como a viscosidade, a tensão superficial e a condutividade elétrica assumem considerável importância nos resultados obtidos pela simulação numérica. No entanto, o modelo aqui proposto não inclui a corrente elétrica e, por isso, a condutividade elétrica não é tida em conta.

Tabela 3.1: Condições de fronteira.

Fronteira	Condição elétrica	Condição hidrodinâmica
AB	$\nabla\phi = 0$	parede
BC	$\nabla\phi = 0$	saída ( $p = p_{atm}$ )
CD	$\phi = 0$	parede
DE	$\phi = 0$	saída ( $p = p_{atm}$ )
EF	$\nabla\phi = 0$	eixo de simetria
FG	$\nabla\phi = 0$	entrada ( $v = v_0$ )
GHIA	$\phi = \phi_0$	parede

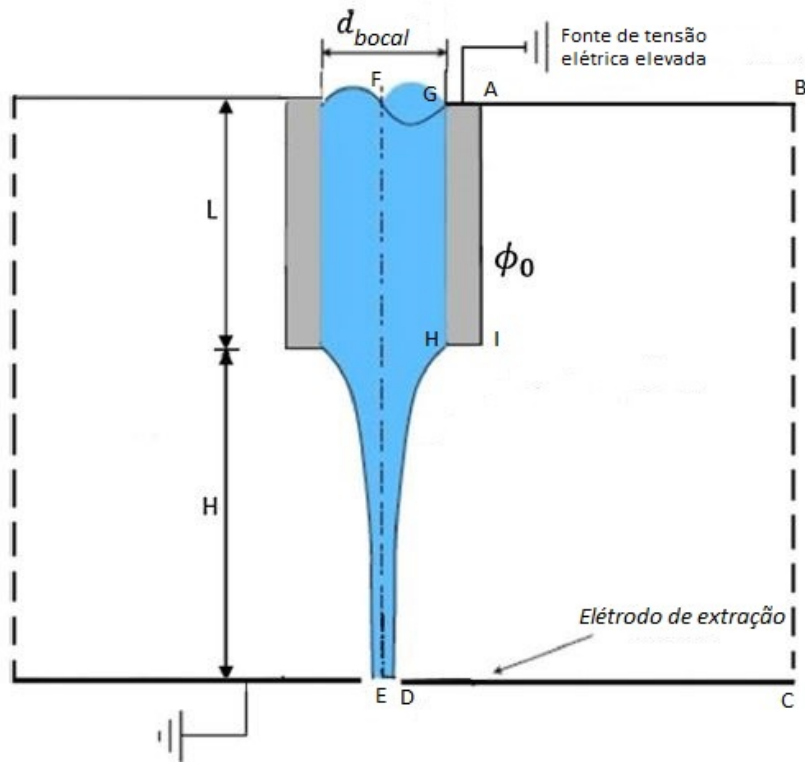


Figura 3.6: Geometria. Figura adaptada de [27].

### 3.8 Programação de UDFs e respetiva implementação prática

A abordagem adoptada inicialmente para a resolução deste modelo numérico consistiu na tentativa de uso do módulo MHD (Magnetohydrodynamics) disponibilizado pelo FLUENT. Contudo, após algum tempo constatou-se que a sua aplicação a escoamentos EHD apenas é viável quando se usa o modelo multifásico DPM (Discrete Phase Model), adequado para a simulação de partículas. Como tal, foi necessária a introdução no FLUENT das equações do modelo eletrohidrodinâmico sob a forma de UDS (User Defined Scalar) e UDFs (User Defined Functions).

Inicialmente, é resolvida a equação de Laplace para o potencial elétrico no FLUENT através da criação de uma UDS. No FLUENT, a equação geral de transporte de uma UDS é definida por quatro termos (transiente, convectivo, difusivo, termo-fonte):

$$\frac{\partial\phi}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} \left( F_i\phi - \Gamma \frac{\partial\phi}{\partial x_i} \right) = S_\phi \quad (3.35)$$

O primeiro e segundo termos foram desativados; o coeficiente difusivo  $\Gamma$  corresponde à permissividade ( $\epsilon$ ) e o termo-fonte  $S_\phi$  à densidade de carga elétrica ( $q_v$ ) (inicialmente nula).

A UDF compilada no FLUENT encontra-se no capítulo dos Anexos. A codificação da UDF começa com a equação (3.29), que permite determinar a distribuição inicial do campo elétrico e efetuar o seu registo numa UDM (User Defined Memory).

```
DEFINE_ON_DEMAND(store_gradient)
{
    Domain *domain;
    cell_t c;
    Thread *t;

    domain=Get_Domain(1);
    thread_loop_c (t,domain)
    {
        begin_c_loop (c,t)
        {
            C_UDMI(c,t,0) = 0-C_UDSI_G(c,t,0)[0];/*determinação de Ex*/
            C_UDMI(c,t,1) = 0-C_UDSI_G(c,t,0)[1];/*determinação de Ey*/
            C_UDMI(c,t,2) = NV_MAG(C_UDSI_G(c,t,0));/*determinação de E*/
        }
        end_c_loop (c,t)
    }
}
```

Num líquido condutor elétrico as cargas estão concentradas na sua superfície. Numa simulação numérica a transição entre as fases não é nítida, existindo uma região difusa constituída por uma mistura de ambas as fases. Isto significa que a densidade de carga estará dispersa pela interface, fazendo com que a força elétrica deforme a superfície do líquido. Como tal, a força elétrica foi definida exclusivamente na interface entre o líquido e o ar. A densidade de carga elétrica foi determinada através da equação (3.31).

```
DEFINE_ADJUST(Eletrospray, domain)
{
    Thread *t;
    Thread **pt;
    cell_t c;

    mp_thread_loop_c (t,domain,pt)
    begin_c_loop (c,t)
    {
        C_UDMI(c,t,0)=C_UDSI(c,t,1)= -C_UDSI_G(c,t,0)[0];/*Ex*/
        C_UDMI(c,t,1)=C_UDSI(c,t,2)= -C_UDSI_G(c,t,0)[1];/*Ey*/
        C_UDMI(c,t,2)= sqrt(pow(C_UDSI_G(c,t,0)[0],2)+ pow(C_UDSI_G(c,t,0)[1],2));/*E*/
        C_UDMI(c,t,6)= 0;/*q inicial*/

        if ((C_VOF(c,pt[0])>0.0001)&&(C_VOF(c,pt[0])<0.9999))/*interface <=> 0<VOF de cada fase<1*/
        {
            C_UDMI(c,t,6)=(C_UDSI_G(c,t,1)[0]+C_UDSI_G(c,t,2)[1])*epsilon0*epsilonnr;/*q*/
            C_UDMI(c,t,3)= C_UDMI(c,t,0)*C_UDMI(c,t,6);/*Fx=qEx*/
            C_UDMI(c,t,4)= C_UDMI(c,t,1)*C_UDMI(c,t,6);/*Fy=qEy*/
        }
    }
}
```

```

}
else
{
C_UDMI(c,t,6)=0;
C_UDMI(c,t,3)=0;
C_UDMI(c,t,4)=0;
}
C_UDMI(c,t,5)=sqrt(pow(C_UDMI(c,t,3),2)+ pow(C_UDMI(c,t,4),2));/*F*/
}
end_c_loop (c,t)
}

```

Por fim, a densidade de carga elétrica e cada uma das componentes da força elétrica são adicionadas como um termo-fonte à equação da UDS (3.32) e da conservação da quantidade de movimento (3.22) respetivamente.

```

DEFINE_SOURCE(q_source,c,t,dS,eqn)
{
return C_UDMI(c,t,6);
}

```

```

DEFINE_SOURCE(xmom_source,c,t,dS,eqn)
{
return C_UDMI(c,t,3);
}

```

```

DEFINE_SOURCE(ymom_source,c,t,dS,eqn)
{
return C_UDMI(c,t,4);
}

```

A equação de Poisson para o potencial elétrico (3.32), a equação da conservação da quantidade de momento (3.22) e a equação da continuidade (3.18) são resolvidas até se atingir a convergência em cada passo de tempo com resíduos na ordem dos 10E-6. O ciclo repete-se até se atingir o tempo de simulação desejado. Na figura 3.7 encontra-se representado o fluxograma da simulação numérica.

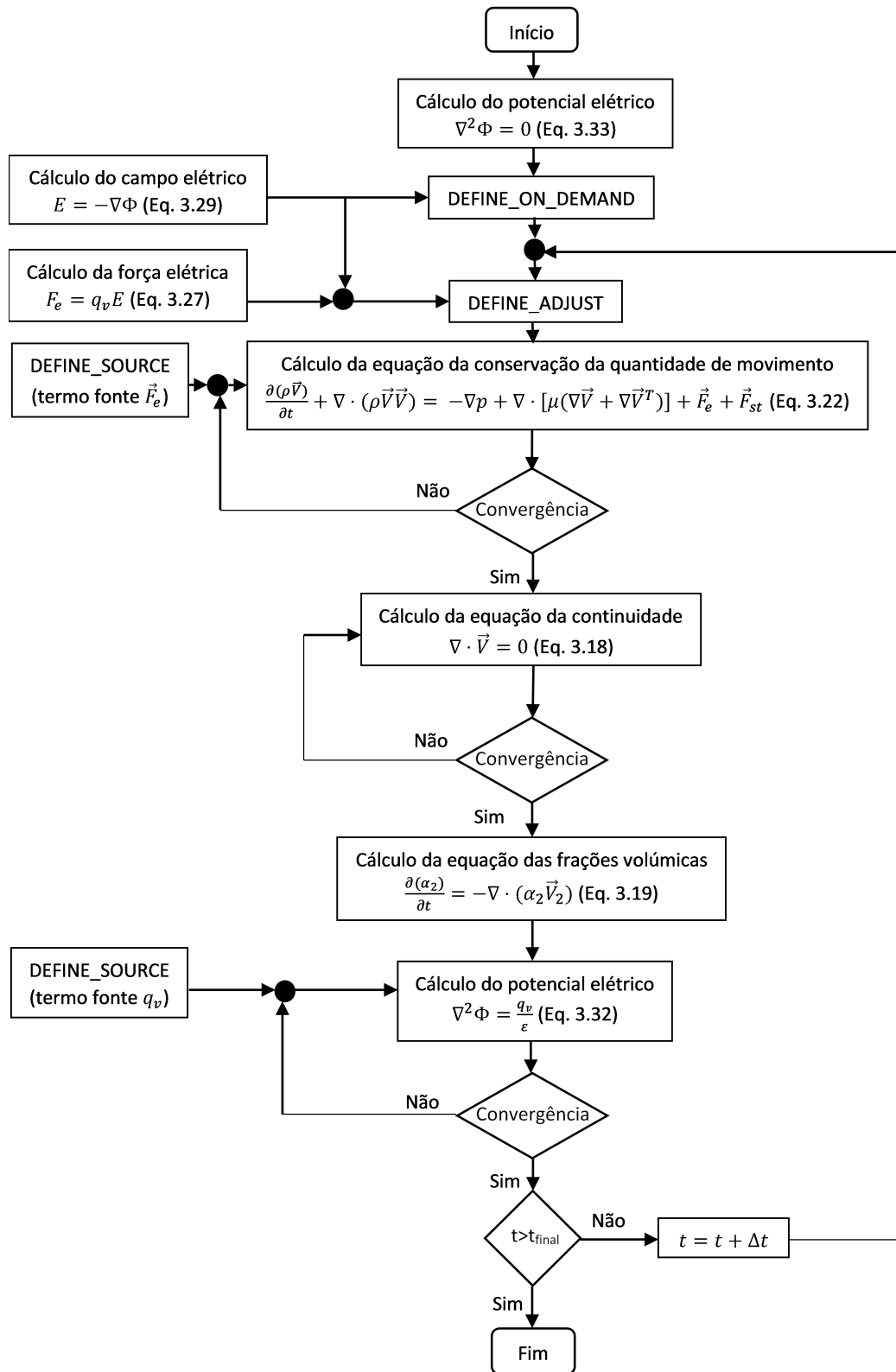


Figura 3.7: Fluxograma da simulação numérica.



# Capítulo 4

## Resultados

Neste capítulo serão apresentados os vários casos de teste efetuados durante a realização desta dissertação. Optou-se desde o início por adoptar uma abordagem progressiva e educativa para permitir a aquisição de experiência em simulações numéricas sucessivamente mais complexas. O primeiro caso consiste na reprodução dos resultados de uma tubeira convergente-divergente em condições de escoamento permanente. O segundo caso foi usado para validar o modelo numérico através da simulação da emissão de um spray eletrohidrodinâmico no modo cone-jato. De seguida, é apresentada a modelação da geometria de um propulsor eletrospray com as respetivas medições dos seus parâmetros de desempenho. Por fim, é efetuada a comparação dos últimos dois casos realizados. As simulações numéricas foram realizadas com a versão educacional 2019 R1 do código comercial de CFD ANSYS FLUENT.

### 4.1 Estudo preliminar do escoamento numa tubeira de De Laval

Este primeiro caso de teste permitiu adquirir conhecimentos de base sobre o FLUENT, em particular quando aplicados a tubeiras. Este trabalho permitiu ainda explorar as formas de gerar uma malha e de implementação das condições de fronteira. Neste caso teste foi realizada a simulação numérica de uma tubeira de De Laval para reproduzir os resultados obtidos em [28].

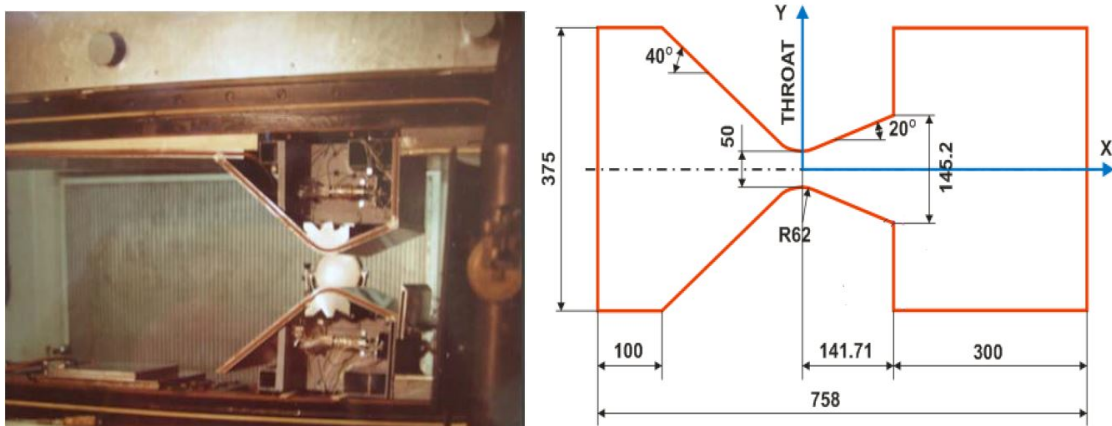


Figura 4.1: Geometria do primeiro caso teste (dimensões em mm). Figuras retiradas de [28].

#### 4.1.1 Estudo da independência da malha

O refinamento da malha é fundamental na produção de resultados de simulações numéricas. Uma malha refinada fornece resultados com maior precisão que uma malha grosseira. No entanto, um maior número de nós implica um custo de computação superior ao exigido por uma malha mais grosseira, que por vezes não justifica o aumento de precisão da solução. Logo, é crucial descobrir o equilíbrio entre o tempo de computação e as instabilidades numéricas, e entre a precisão e estabilidade dos resultados. No estudo da malha foram consideradas três malhas: a malha *A* tem 151000 células, a malha *B* possui 249000 células e a malha *C* tem cerca de 504000 células. Em comparação com a malha *A*, a malha *B* e *C* apresentaram um ligeiro

aumento de precisão na região de elevados gradientes fora da tubeira, no entanto, o aumento de precisão verificado da malha *B* para a *C* não justifica o aumento do custo computacional.

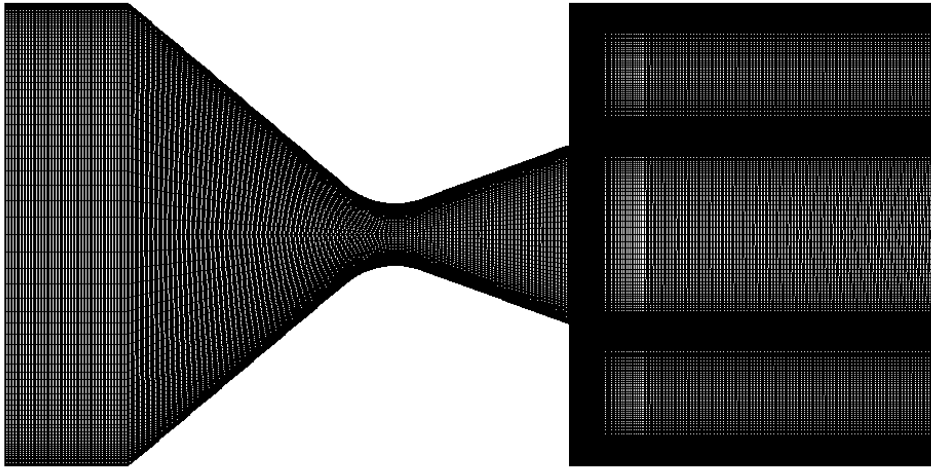


Figura 4.2: Malha *B* composta por 415 nós em *xx* e 600 nós em *yy*, num total de cerca de 249000 células.

#### 4.1.2 Modelo numérico

No cálculo das características do escoamento recorreu-se às equações RANS (Reynolds-Averaged Navier Stokes) com o modelo de turbulência  $k-\omega$  SST (Shear Stress Transport), tendo em conta os efeitos de compressibilidade. As equações da continuidade, da conservação da quantidade de movimento e da energia são acopladas e resolvidas em simultâneo. O ar foi assumido como um gás ideal com viscosidade segundo o método de três coeficientes de Sutherland.

Em relação às condições de fronteira, de acordo com Kostic et al.[28] a pressão no tanque de vácuo era de 5 mbar, enquanto que os valores na entrada variavam de acordo com as condições atmosféricas. Num dos testes realizados a pressão e a temperatura na entrada do volume de controlo eram de 1018.31 mbar e 286.75 K, respetivamente.

#### 4.1.3 Resultados

Os valores obtidos ao longo do eixo de simetria para o número de Mach e para a pressão estática do escoamento são apresentados na figura 4.3. Tal como mencionado por Kostic, é possível verificar que o número de Mach é igual a 2.6 na secção de saída da tubeira ( $x=141.76\text{mm}$ ).

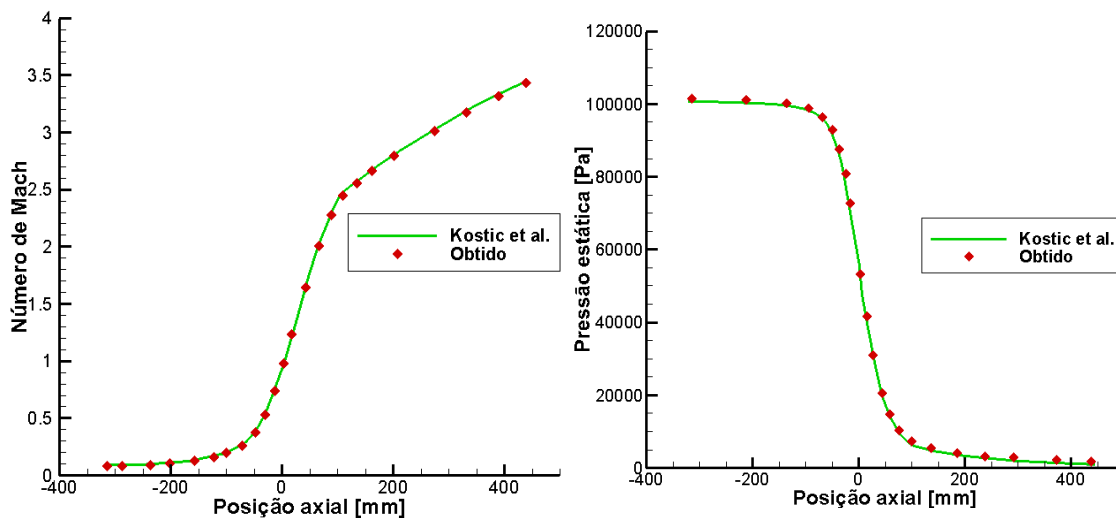
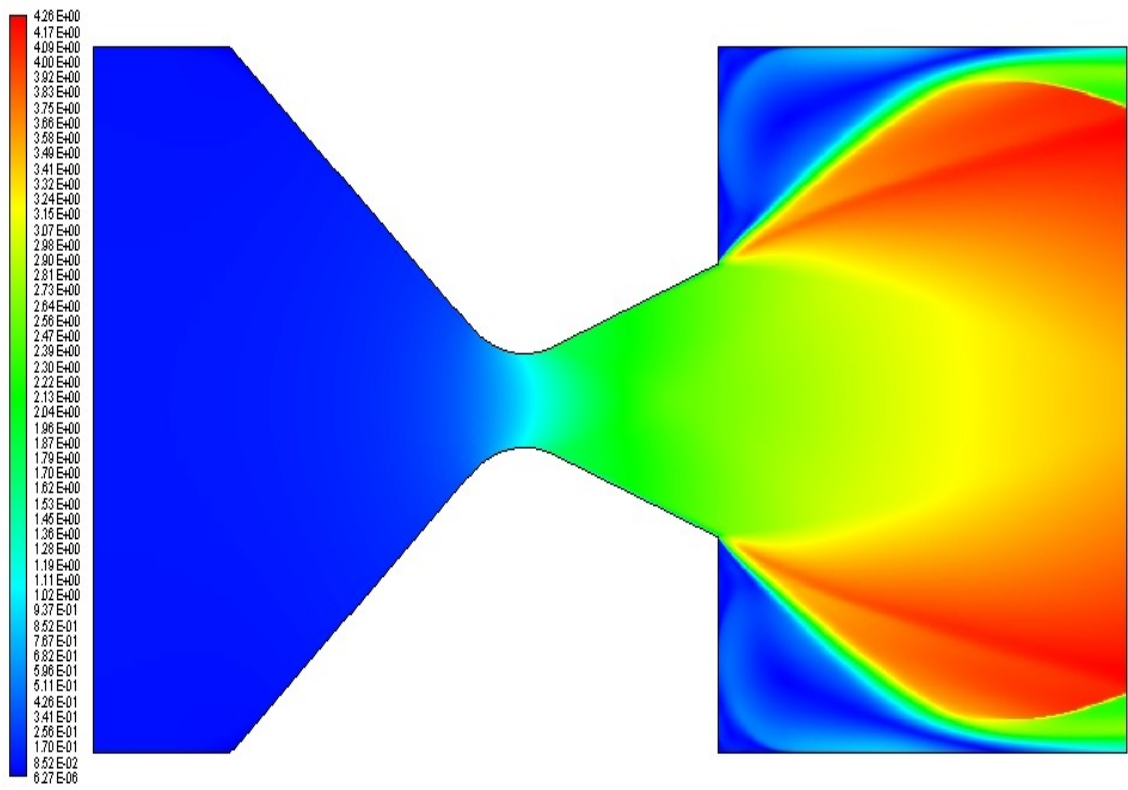
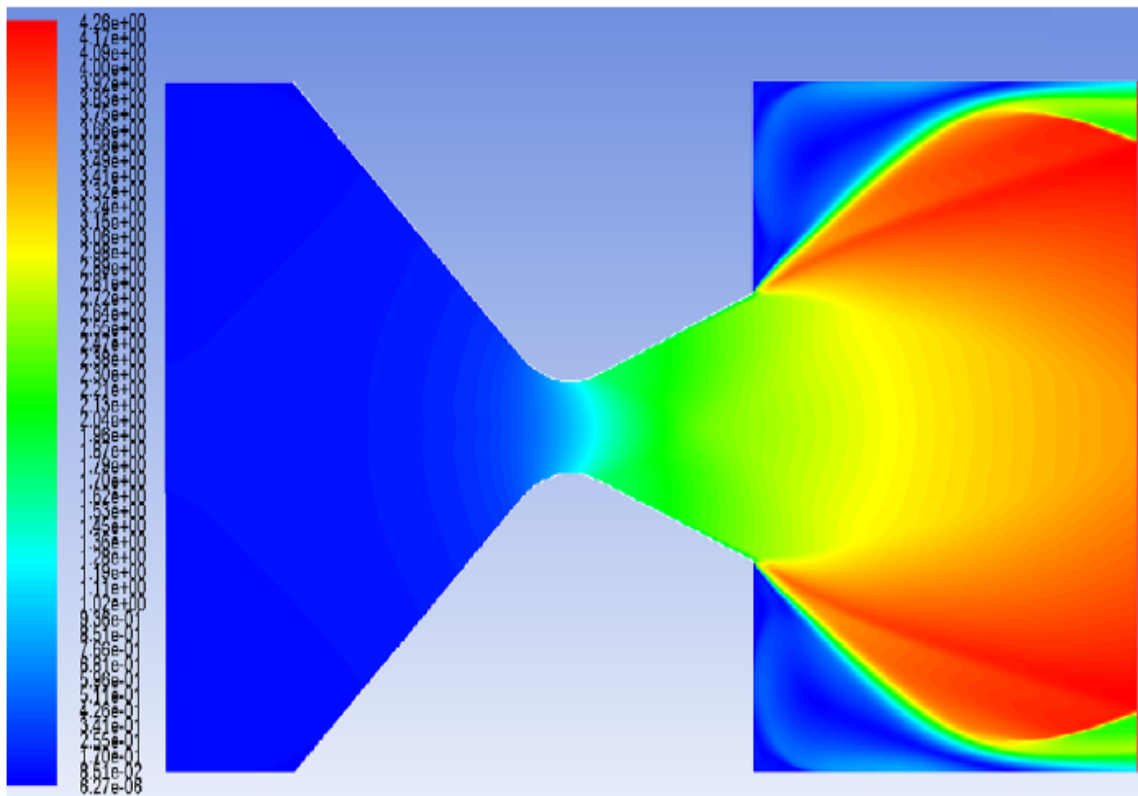


Figura 4.3: Comparação do número de Mach (a) e da pressão estática (b) em função da sua posição axial ao longo do eixo de simetria.

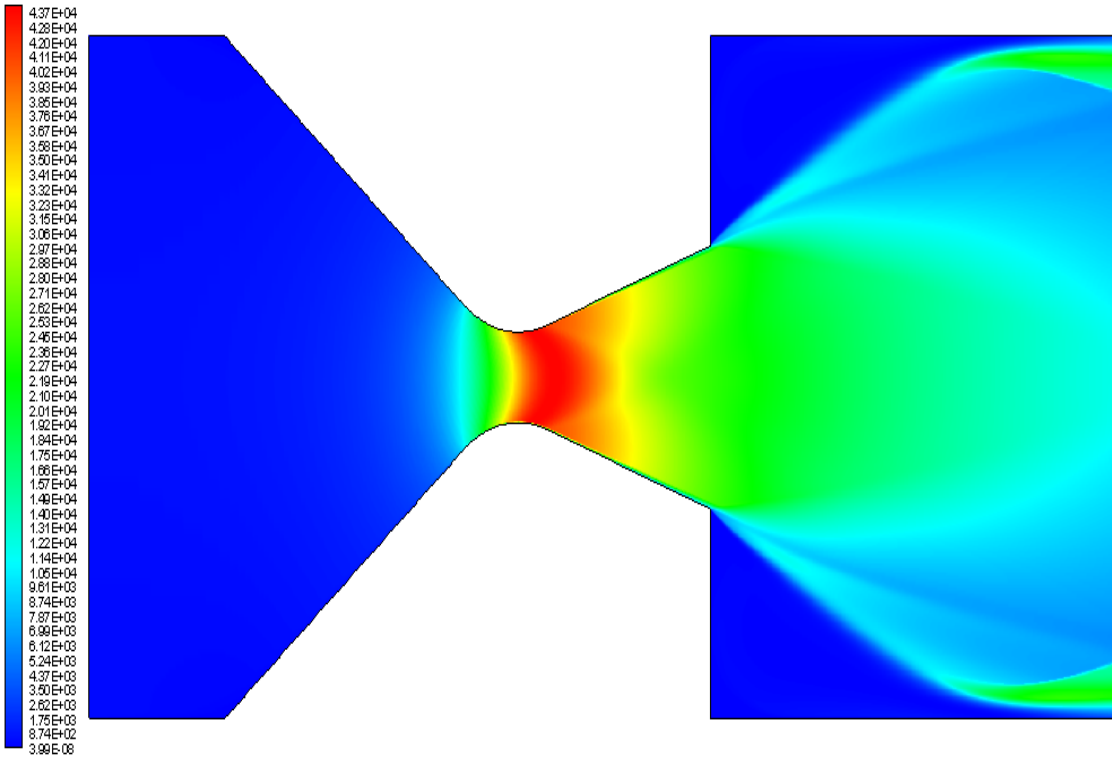


(a)

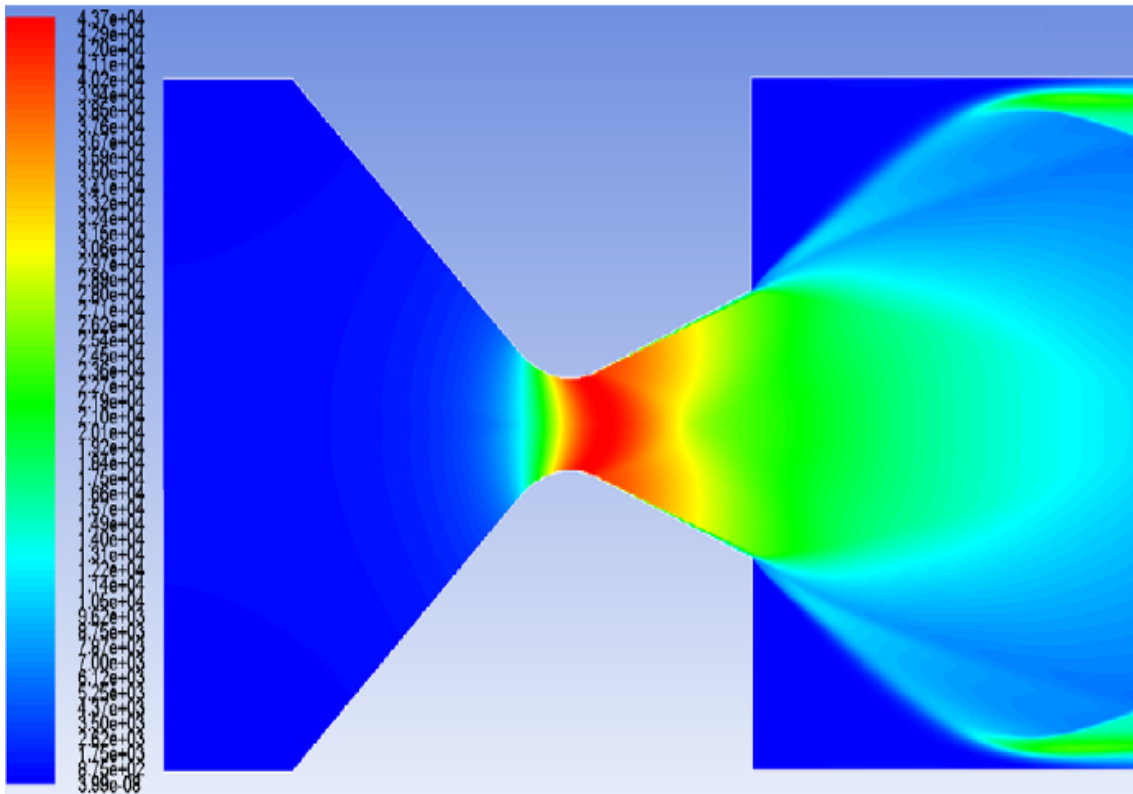


(b)

Figura 4.4: Distribuição do número de Mach obtido no presente estudo (a) em comparação com os resultados obtidos por Kostic et al.[28] (b).



(a)



(b)

Figura 4.5: Distribuição da pressão dinâmica obtida no presente estudo (a) em comparação com os resultados obtidos por Kostic et al.[28] (b).

## 4.2 Validação do modelo numérico no eletrospray P1

A validação de um modelo numérico pode ser efetuada pela comparação dos resultados obtidos com os resultados produzidos por outros autores, tanto em trabalhos numéricos como experimentais. Nesta secção será apresentado o caso teste P1 usado para validar o modelo numérico.

Em 2006, Lastow e Balachandran [29] usaram o código de CFD comercial CFX para simular a dinâmica da formação do cone-jato para heptano e etanol com base nos resultados experimentais obtidos por Gañan-Calvo et al.[105]. O modelo numérico incluía a força de Coulomb mas não continha a corrente eléctrica. Segundo os autores, a ausência da corrente eléctrica não possui uma influência significativa no desenvolvimento inicial do cone e do jato, e afirmaram que este erro apenas se torna relevante quando o jato está desenvolvido, as gotas com carga eléctrica são ejetadas e há corrente eléctrica a fluir no líquido.

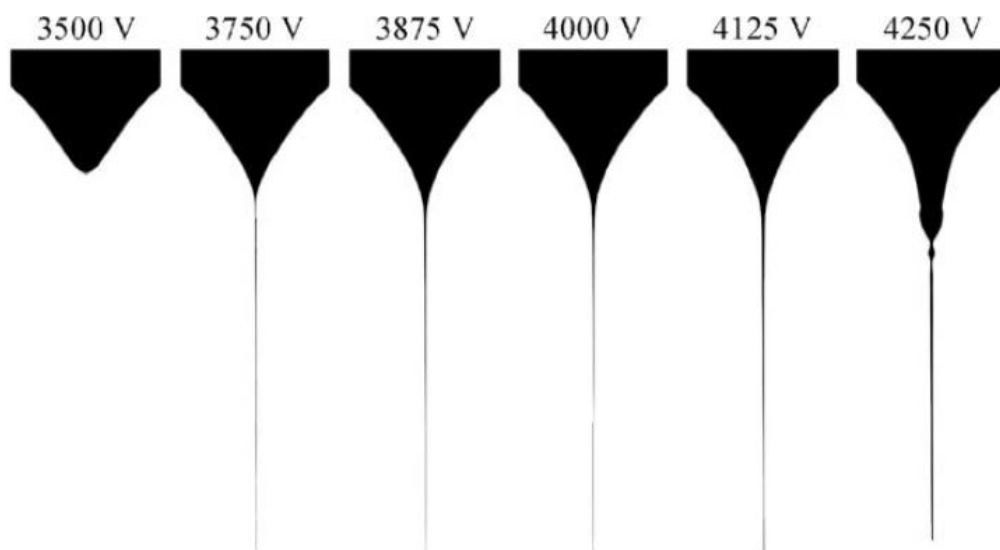


Figura 4.6: Formação do jato de heptano em função do potencial eléctrico. Figura retirada de [29].

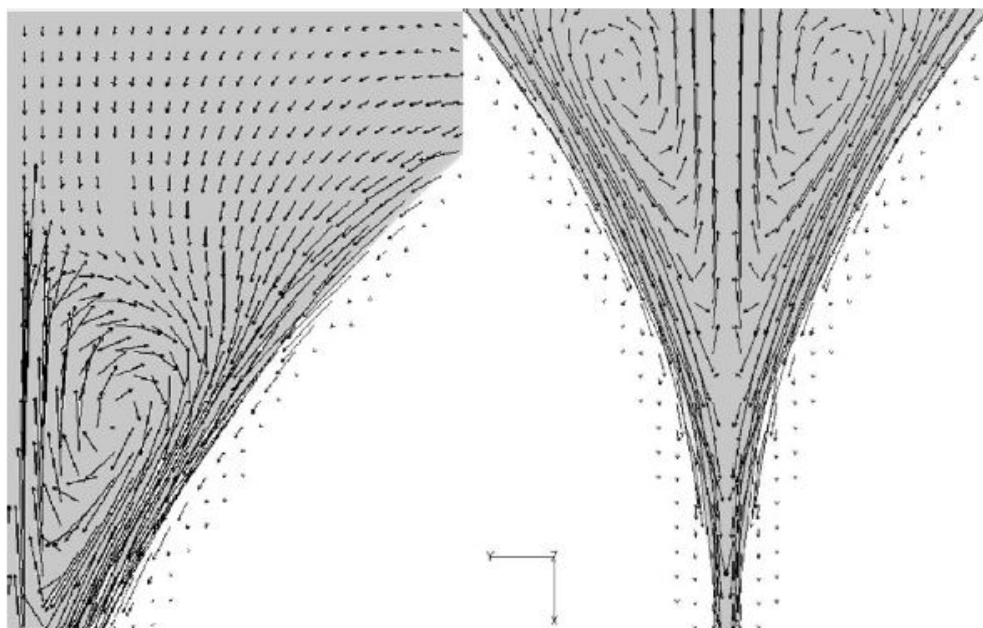


Figura 4.7: Campo de velocidades no cone de heptano ( $91.8 \mu\text{L}\cdot\text{min}^{-1}$  e  $4.5\text{kV}$ ). Figura retirada de [29].

Os resultados obtidos para a estabilidade do cone-jato e para o diâmetro das gotas em função do caudal mássico eram coerentes com os dados experimentais. Na figura 4.7 está representado o campo de velocidades no interior do cone, podendo observar-se a presença de um vórtice toroidal tal como descrito na literatura. Na sua simulação numérica a geometria do tubo capilar foi modelada com paredes cilíndricas extremamente finas, o que gera gradientes do potencial elétrico bastante elevados durante o cálculo computacional. Como consequência disto, a base do cone recua para o interior do tubo capilar à medida que o cone e o jato se formam.

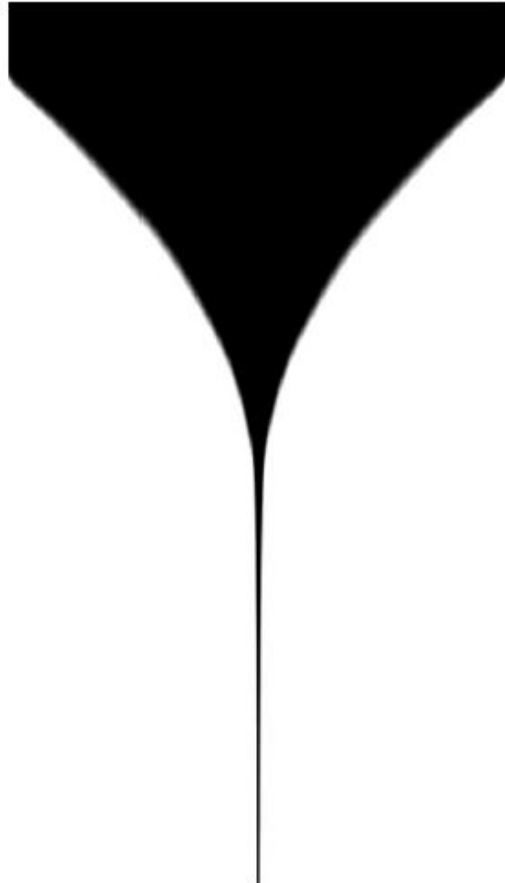


Figura 4.8: Cone de heptano a 4kV e  $87.6\mu\text{L}\cdot\text{min}^{-1}$ . Figura retirada de [29].

De acordo com as experiências efetuadas por Ganán-Calvo [105], quando se utiliza uma diferença de potencial elétrico de 4kV e um caudal volúmico de  $87.6\mu\text{L}\cdot\text{min}^{-1}$  o jato dá origem a gotas com um diâmetro de aproximadamente  $36\mu\text{m}$ . Estes parâmetros de operação e respetivos resultados serão usados para validar o modelo numérico criado nesta dissertação, sendo que neste caso foi adicionado o termo gravítico pois as experiências foram efetuadas na superfície terrestre. Contudo, num propulsor espacial este termo deve ser desprezado.

A geometria consiste num tubo capilar semelhante ao representado na figura 3.6 com  $L$  igual a 1mm,  $H$  igual a 6mm e um diâmetro interno de 0.7mm. A validação do modelo numérico foi efetuada com heptano+0.1% stadis com as propriedades descritas na tabela 4.1. As restantes condições de fronteira foram aplicadas de acordo com a tabela 3.1.

Tabela 4.1: Propriedades do líquido usado na validação do modelo numérico.

Propriedades	$\gamma$ [N/m]	$\mu$ [Pa.s]	$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	$\epsilon_r$
Heptano+0.1% stadis	0.021	0.4E-3	684	1.90

#### 4.2.1 Estudo da independência da malha para P1

No estudo da malha foram consideradas três malhas de diferentes dimensões de forma a averiguar a relação entre a precisão dos resultados obtidos e o custo computacional requerido. A malha *A* possui cerca de 45000 células, a malha *B* tem 97000 células e a malha *C* tem um total de 190000 células. A malha *A* é a que possui um esforço computacional menor, mas apresentou dificuldades para captar a geometria e interface das gotas de forma precisa. As malhas *B* e *C* produzem resultados com uma precisão semelhante, contudo, a malha *C* exige um custo computacional mais elevado que não justifica o acréscimo de precisão obtido.

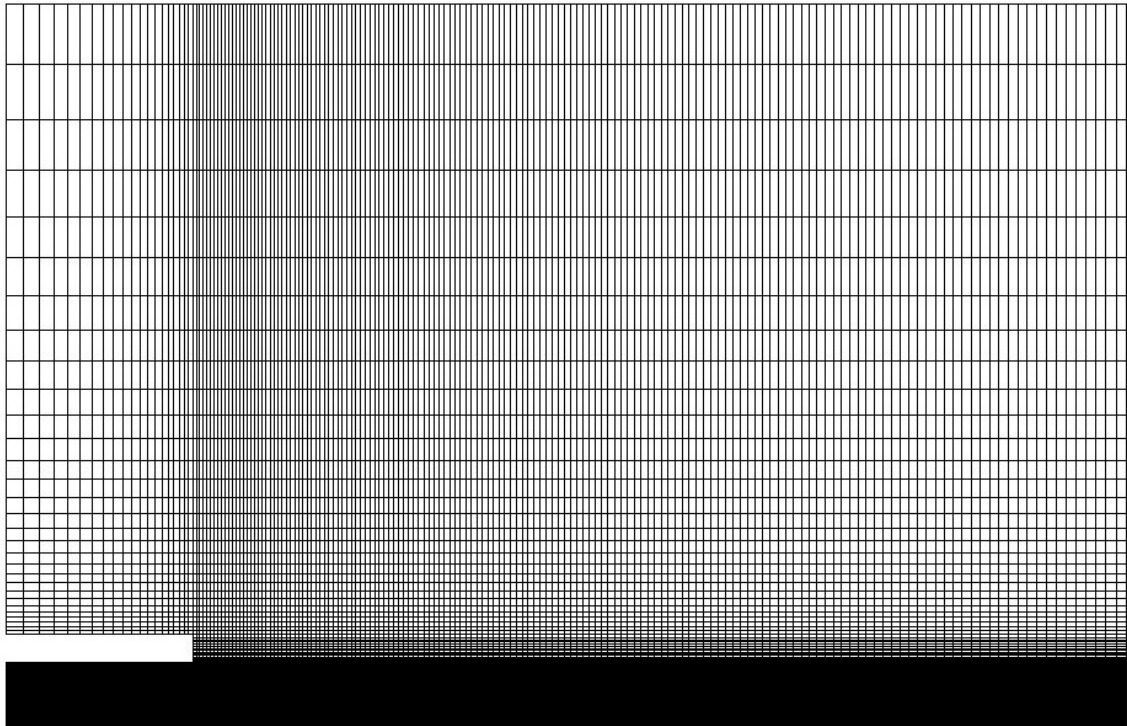


Figura 4.9: Malha *A* testada durante a validação dos resultados, composta por cerca de 300 nós em *xx* e 150 nós em *yy*, num total de 45000 células.

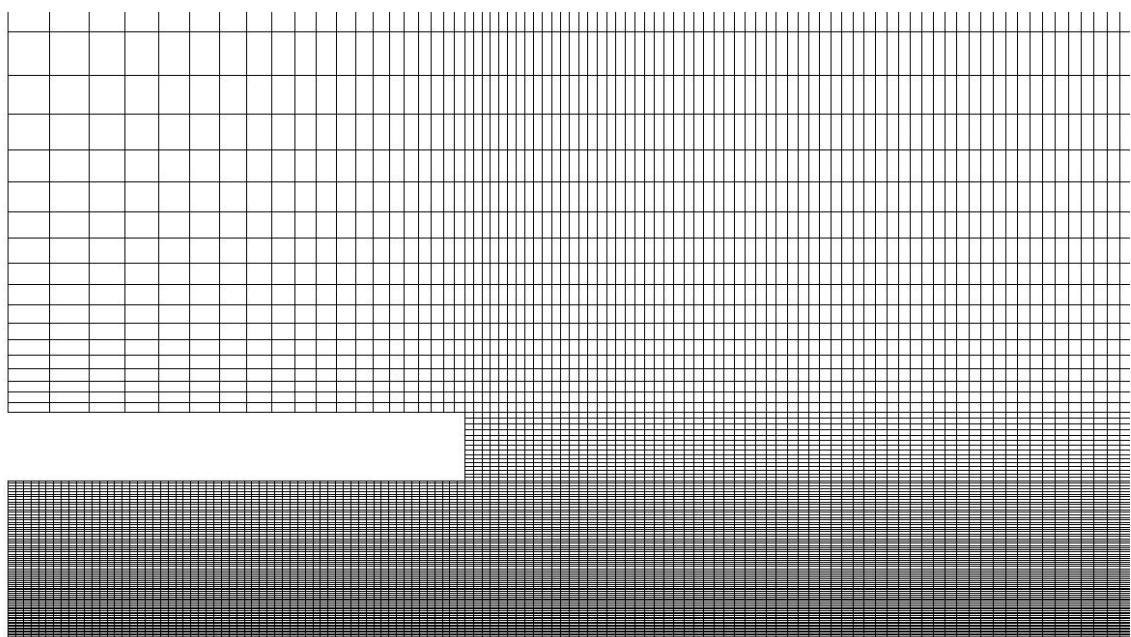


Figura 4.10: Ampliação da região de entrada da malha *A*.

## 4.2.2 Resultados para P1

A geometria inicial do líquido é uma superfície plana preenchida até à borda do tubo capilar, tal como representada na figura 4.11. O ângulo de contacto entre o líquido e a parede foi desprezado. Na figura 4.12 são comparados os contornos das frações volúmicas com e sem campo elétrico aplicado. A simulação numérica no caso sem campo elétrico aplicado foi acelerada pelo aumento do caudal volúmico nos instantes iniciais de forma a reduzir drasticamente o custo computacional e a obter resultados em tempo útil.

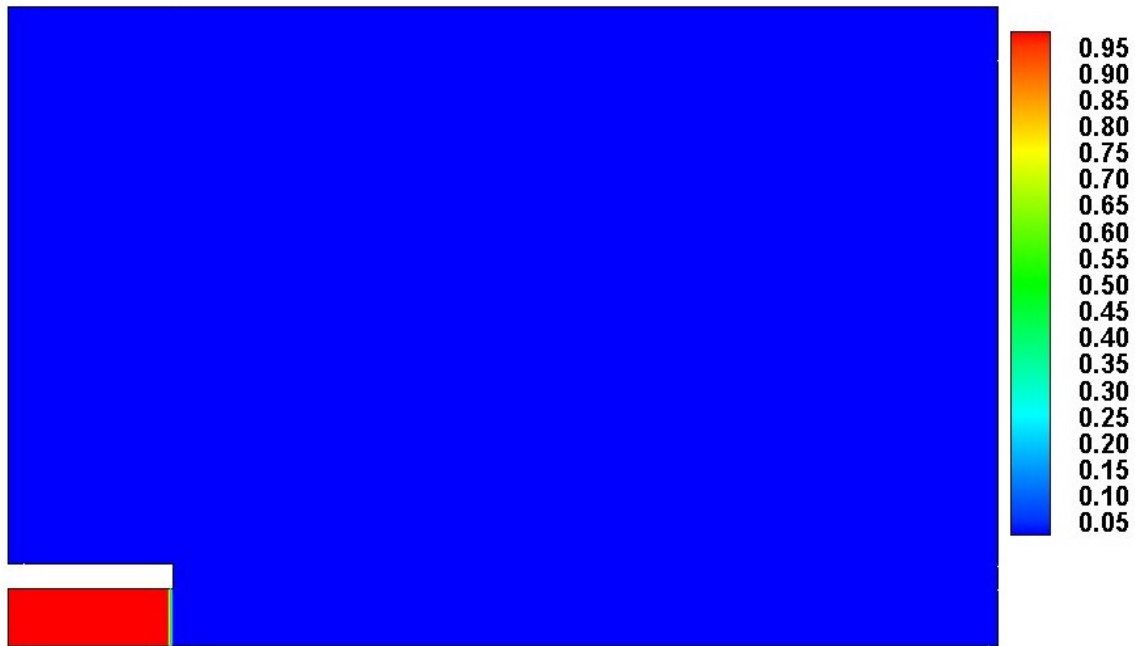


Figura 4.11: Contornos das frações volúmicas da solução inicial ( $t=0\text{ms}$ ).

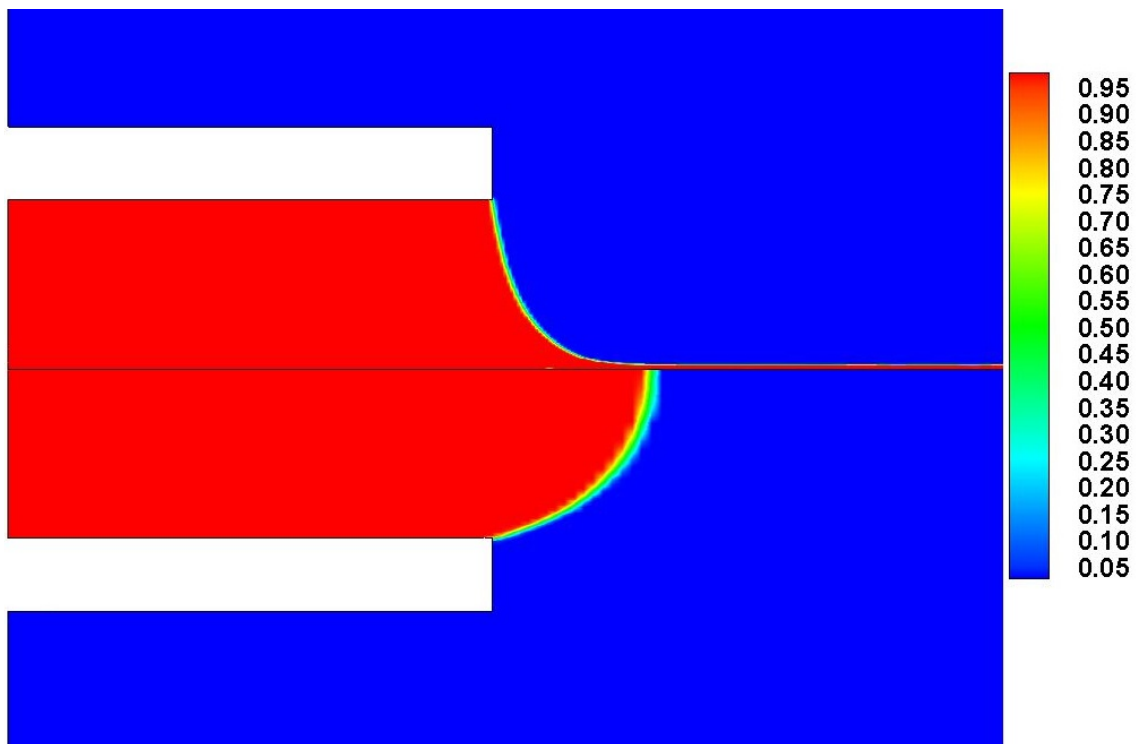


Figura 4.12: Comparação dos contornos das frações volúmicas. Em cima: com campo elétrico ( $t=10.6\text{ms}$ ); Em baixo: sem campo elétrico (regime transiente distorcido).

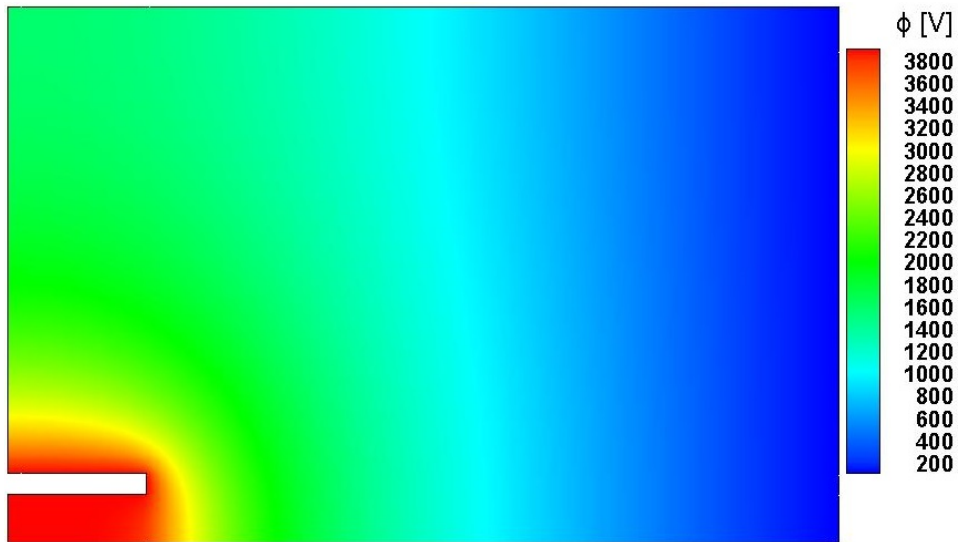


Figura 4.13: Contornos do potencial elétrico inicial obtido no cálculo (t=0ms).



Figura 4.14: Contornos do campo elétrico inicial obtido no cálculo (t=0ms).

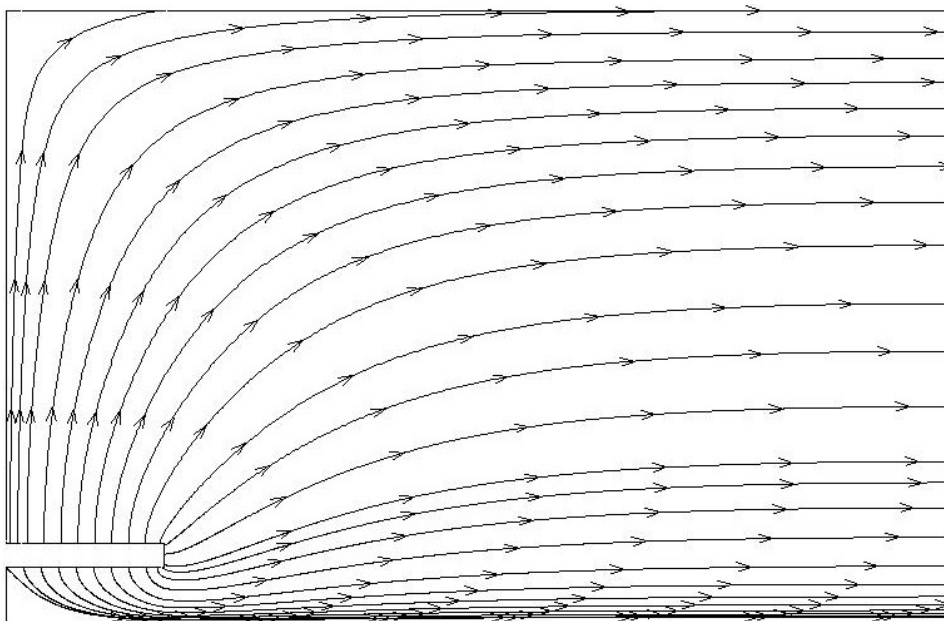


Figura 4.15: Linhas de campo elétrico, demonstrando que a força elétrica irá acelerar o líquido até à saída.

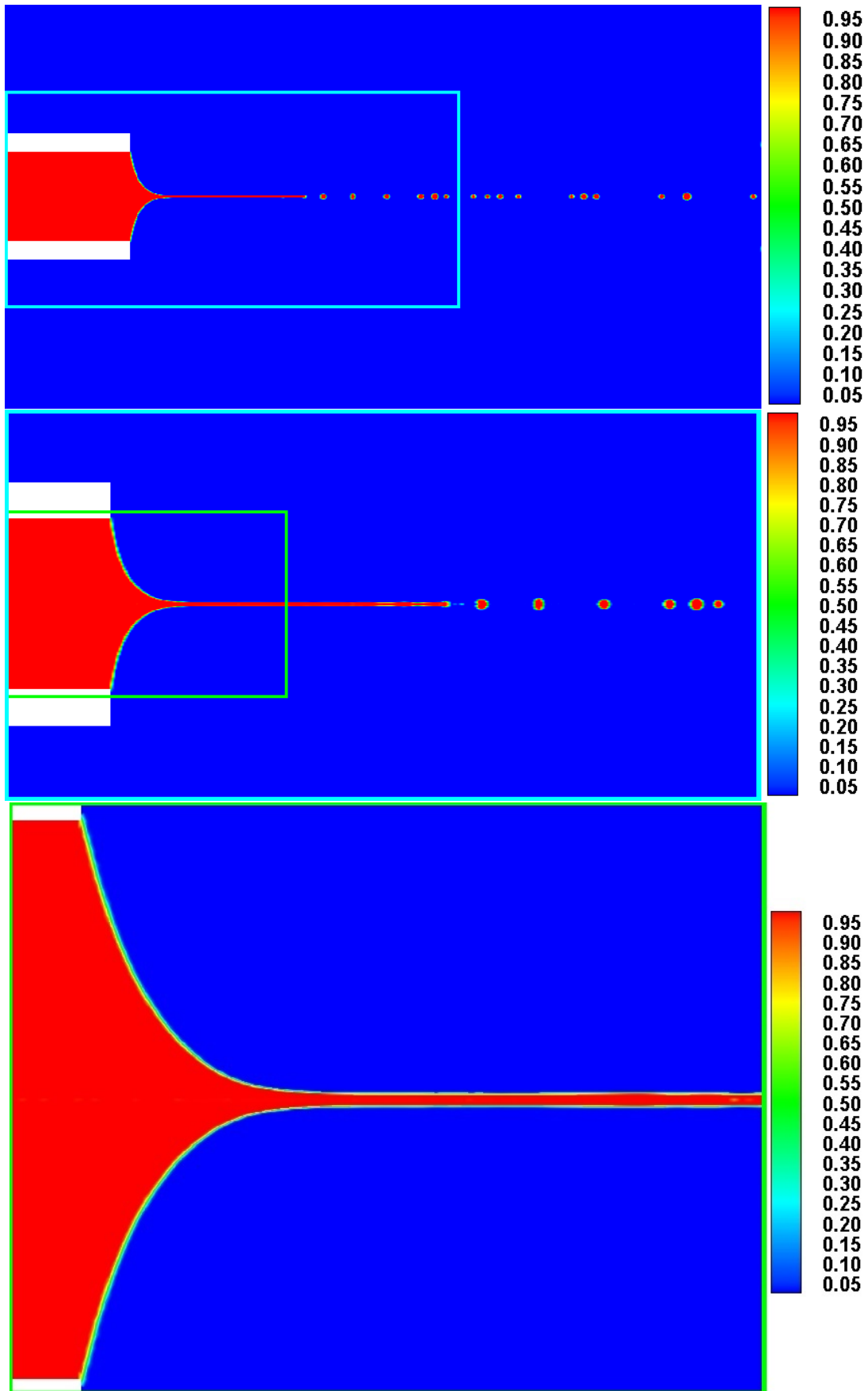


Figura 4.16: Contornos das frações volúmicas ( $t=10.6\text{ms}$ ). Nestes contornos é possível observar a presença das três fases de um eletrospray: o cone, o jato e o spray de gotas mono-disperso.

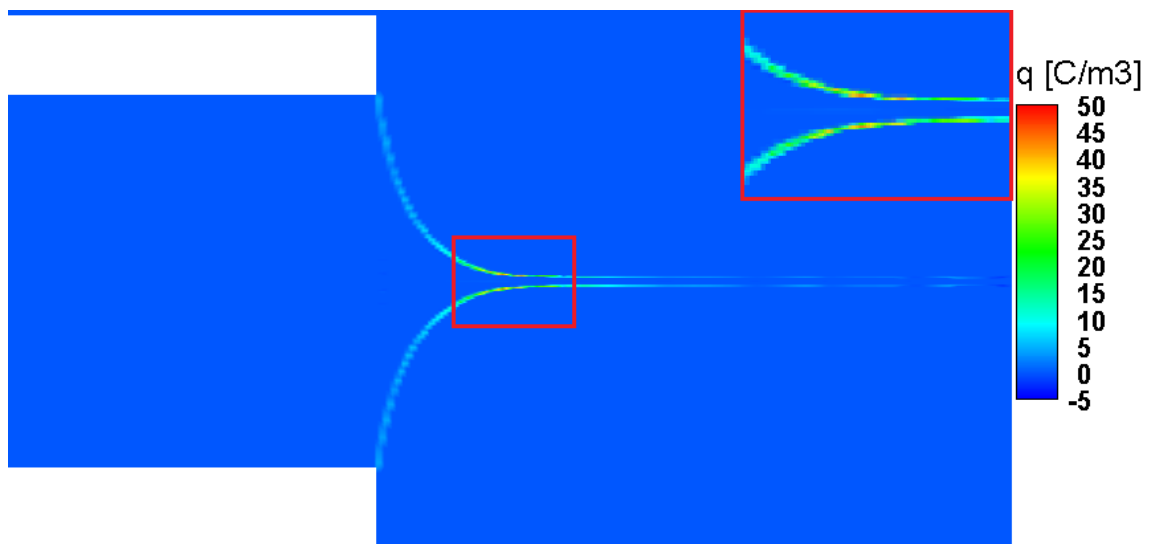


Figura 4.17: Contornos da densidade de carga elétrica ( $t=10.6\text{ms}$ ), apenas presente na interface.

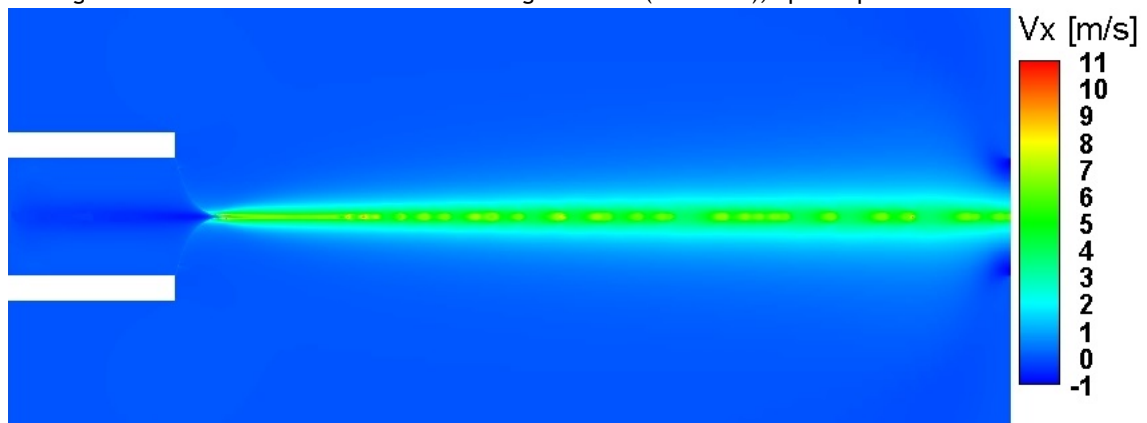


Figura 4.18: Contornos da velocidade axial ( $t=10.6\text{ms}$ ), demonstrando a aceleração exercida pelo líquido.

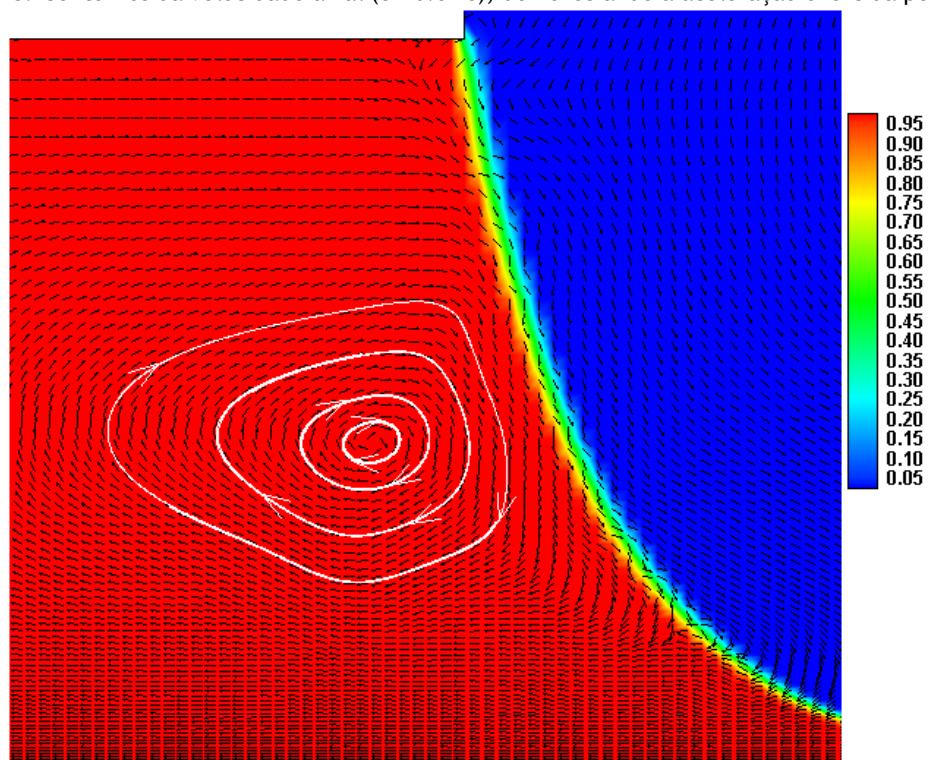


Figura 4.19: Campo vetorial da velocidade sobreposto com os contornos das frações volúmicas ( $t=10.6\text{ms}$ ). É possível observar o vórtice no líquido, tal como descrito na literatura (ver figura 2.20).

A validação do modelo numérico foi efetuada através da comparação do diâmetro das gotas obtidas na simulação numérica com os resultados experimentais obtidos por Gañan-Calvo et al. [105]. Após o eletrospray atingir um estado relativamente estável foram realizadas várias medições em diferentes instantes da simulação numérica de forma a analisar a dependência do erro relativo do diâmetro das gotas em relação ao tempo.

Na tabela 4.2 são apresentadas as medições do diâmetro médio das gotas para três instantes de tempo:  $t=12.9\text{ms}$ ,  $t=13.8\text{ms}$  e  $t=15.0\text{ms}$ . Para cada um destes instantes foi efetuada a medição do diâmetro das gotas presentes nos contornos das frações volúmicas. De seguida, calculou-se o seu valor médio e o erro relativo comparativamente ao valor experimental ( $36\mu\text{m}$ ).

Gañan-Calvo et al. [105] estimaram computacionalmente que o erro de medição do diâmetro das gotas do seu aparato experimental era de cerca de 2%. Nas medições efetuadas nesta dissertação assumiu-se um erro de cerca de  $0.5\mu\text{m}$  devido à interface difusa das gotas, tal como se pode visualizar na figura 4.20. Outros fatores que têm influência nos resultados são por exemplo os erros numéricos relacionados com a densidade da malha, dado que malhas mais refinadas vão apresentar resultados mais precisos e diminuir o erro das medições.

Nos testes de medição apresentados o erro relativo encontra-se perto dos 5%, o que é um valor reduzido tendo em conta que já inclui as várias fontes de erro mencionadas previamente, permitindo validar o modelo numérico e o código desenvolvido e codificado para a sua implementação.

Tabela 4.2: Medições do diâmetro médio das gotas obtido a partir da simulação numérica.

Tempo	Diâmetro médio das gotas	Erro relativo
12.9ms	$33.92\mu\text{m}$	5.78%
13.8ms	$34.16\mu\text{m}$	5.11%
15.0ms	$38.00\mu\text{m}$	5.50%

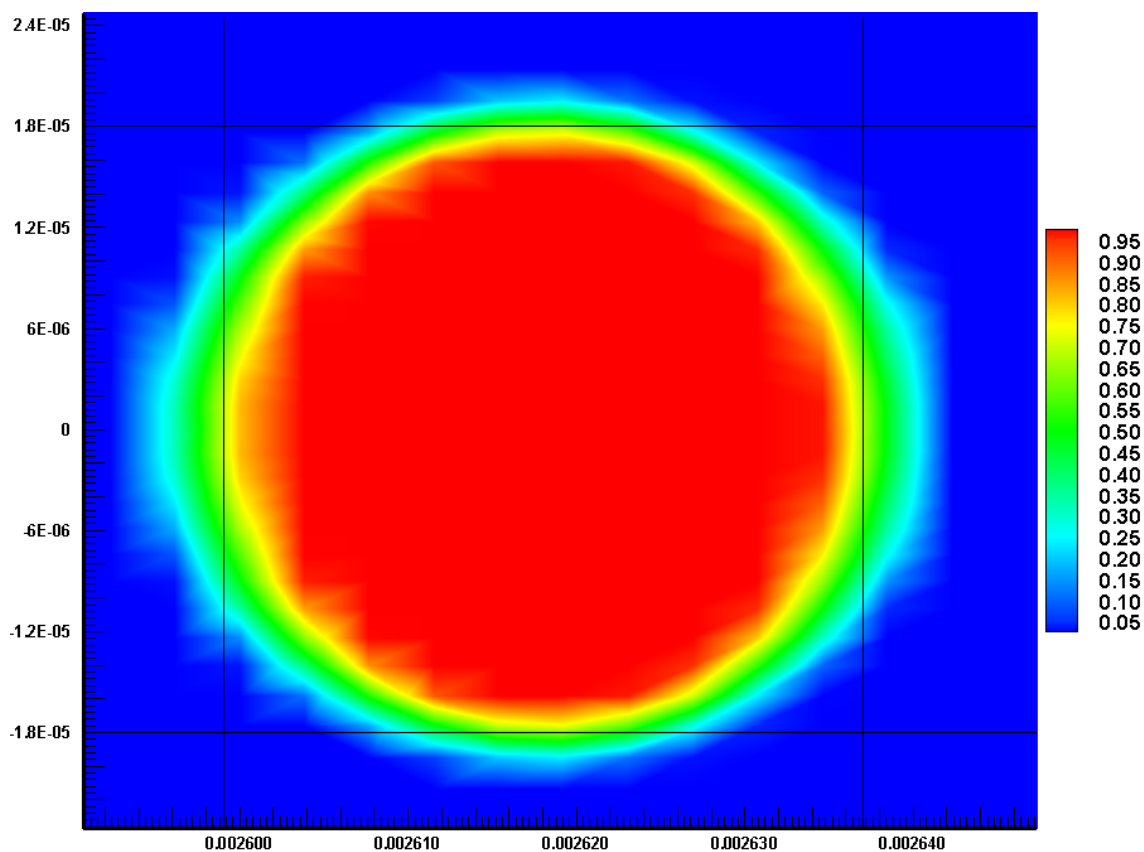


Figura 4.20: Medição do diâmetro de uma gota nos contornos das frações volúmicas (escala em  $\mu\text{m}$ ). A gota não é perfeitamente circular devido à aceleração provocada pelo campo elétrico.

## 4.3 Modelação numérica do propulsor eletrospray P2

Nesta secção serão apresentados os resultados obtidos a partir da simulação numérica da geometria do propulsor eletrospray P2, tendo sido aplicado o modelo numérico previamente validado na secção 4.2 mas desta vez sem o termo gravítico. O objetivo final desta secção é a determinação de alguns parâmetros de desempenho, tais como a força propulsiva e o impulso específico a partir dos resultados da simulação numérica. A monitorização dos valores da pressão total na fronteira de entrada permite calcular a magnitude da força propulsiva do propulsor, enquanto que o impulso específico pode ser determinado pela sua relação com a força propulsiva.

### 4.3.1 Apresentação do caso teste P2

Carretero-Benignos e Martinez-Sanchez [23] desenvolveram um modelo numérico de um propulsor coloidal na tentativa de complementar os estudos experimentais e analíticos efetuados até à data. O objetivo era a criação de uma ferramenta numérica que calculasse a corrente elétrica, o tamanho das gotas, a velocidade e a intensidade do campo elétrico para uma dada geometria, propelente, caudal volúmico e potencial elétrico. Os resultados obtidos incluem vários estudos paramétricos com o intuito de estudar os efeitos da variação da diferença de potencial elétrico, da condutividade elétrica, da distância ao eletrodo e da permissividade elétrica. O propelente foi modelado como um fluido viscoso incompressível com condutividade elétrica constante. Os resultados obtidos para diferentes fluidos e caudais volúmicos eram coerentes com os dados experimentais obtidos por Fernandez de la Mora e Loscertales [109].

A geometria modelada era semelhante à da figura 3.6, tendo um raio interno de  $10\mu\text{m}$  e uma distância até ao eletrodo de  $300\mu\text{m}$ . As restantes dimensões foram assumidas, sendo o comprimento do tubo capilar de  $15\mu\text{m}$  e o raio externo de  $13\mu\text{m}$ .

A simulação numérica foi efetuada para um caudal volúmico estimado de cerca de  $4.88\text{E-}11\text{m}^3/\text{s}$ , o que corresponde a uma velocidade de entrada de aproximadamente  $0.155\text{m/s}$ . A diferença de potencial elétrico aplicada era de  $1280\text{V}$ . A formamida ( $\text{CH}_3\text{NO}$ ) foi usada na simulação numérica, tendo as propriedades apresentadas na tabela 4.3.

Tabela 4.3: Propriedades do líquido utilizado no caso teste P2.

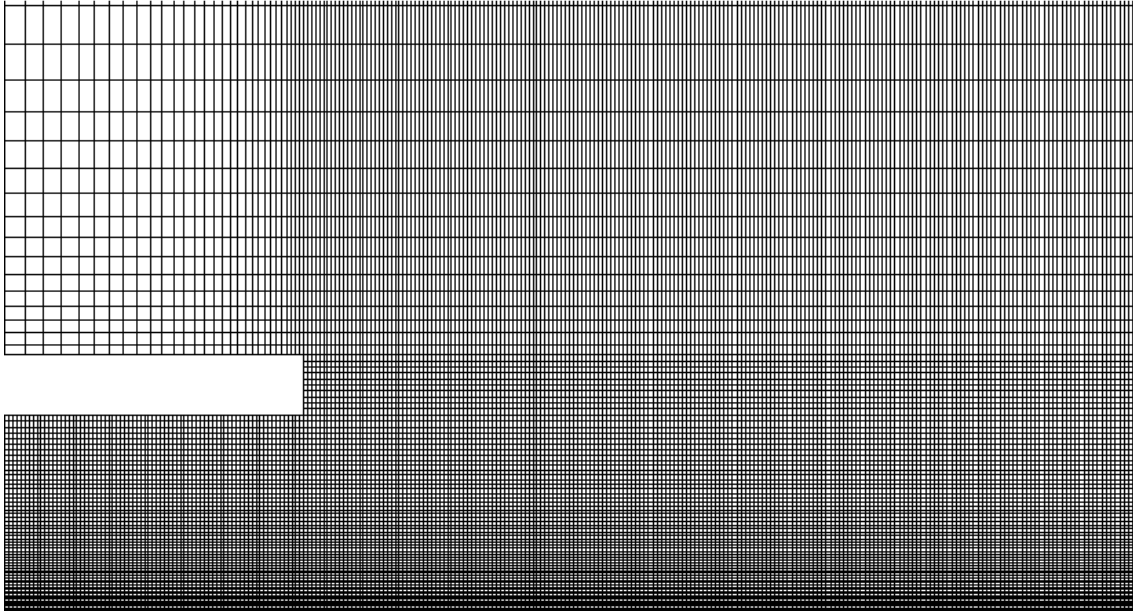
Propriedades	$\gamma$ [N/m]	$\mu$ [Pa.s]	$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	$\epsilon_r$
Formamida ( $\text{CH}_3\text{NO}$ )	0.058	$3.8\text{E-}3$	1130	111

### 4.3.2 Estudo da independência da malha para P2

O estudo da independência da malha foi realizado com três malhas diferentes. As malhas criadas possuem uma maior densidade de nós perto do eixo de simetria de forma a captar com precisão a geometria do jato, tal como se pode verificar na figura 4.21. A malha *A* tem 26000 células, a malha *B* possui 42000 células e a malha *C* tem cerca de 100000 células. Em comparação com a malha *A*, as malhas *B* e *C* apresentaram um aumento de precisão na definição da interface do líquido. No entanto, o aumento de precisão verificado da malha *B* para a malha *C* não justificou o aumento do custo computacional. Ao contrário do estudo da malha efetuado para P1 neste caso a malha não necessita de tanto refinamento pois não ocorre a formação de gotas.



(a)

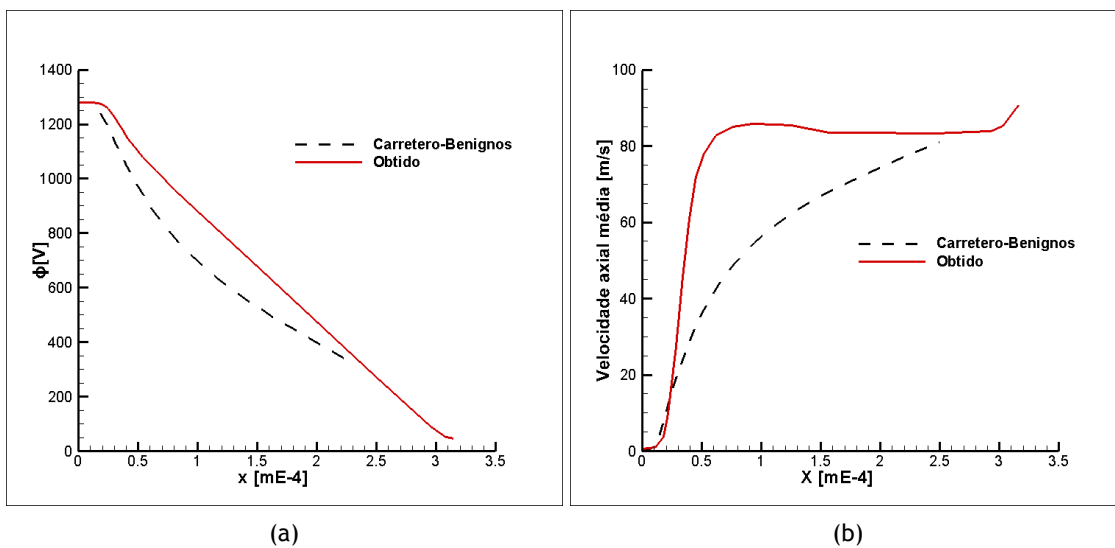


(b)

Figura 4.21: Malha  $C$  composta por 1050 nós em  $xx$  e 95 nós em  $yy$ , num total de cerca de 100000 células. Em (a) está representado o domínio completo e em (b) a ampliação da região da entrada.

### 4.3.3 Resultados

Na figura 4.22 está representada a comparação dos resultados obtidos para o potencial elétrico e para a velocidade axial média em comparação com os valores obtidos numericamente por Carretero-Benignos [23].



(a)

(b)

Figura 4.22: Comparação dos resultados obtidos com a malha  $C$  para o potencial elétrico (a) e para a velocidade axial média (b) em comparação com os valores obtidos por Carretero-Benignos [23]. As medições foram efetuadas ao longo do eixo de simetria.

Nos gráficos apresentados é possível observar-se uma ligeira diferença nos resultados. Tal como se verifica nos contornos da figura 4.26, o jato acelera inicialmente de forma bastante intensa até uma velocidade axial média de cerca de 86m/s, estabilizando de seguida. A diferença pode ter várias causas tais como a geometria do domínio, que não é totalmente conhecida e influencia a distribuição do potencial elétrico, ou as diferenças entre os modelos numéricos por exemplo. Carretero-Benignos utiliza a equação da conservação da carga no seu modelo numérico que permite ter em conta os efeitos da corrente elétrica que percorre o jato, alterando a distribuição das cargas elétricas no domínio e, por consequência, o potencial elétrico e as variáveis que dependem dele como a força eletrostática por exemplo. Apesar da diferença de valores verificada, a tendência geral de evolução dos parâmetros do escoamento é idêntica.

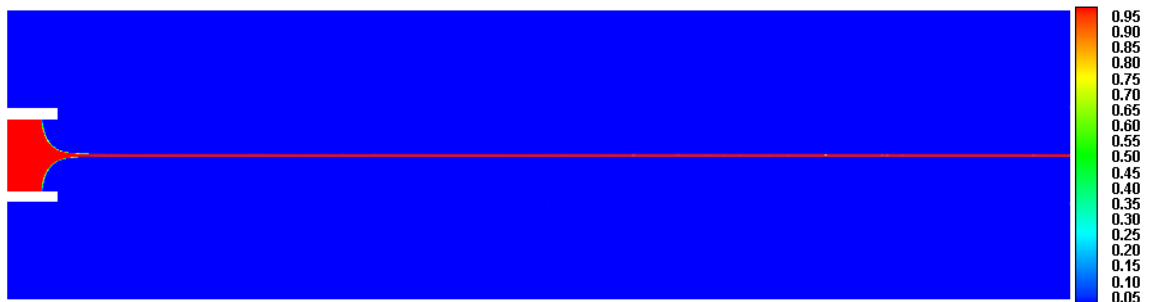


Figura 4.23: Contornos das frações volúmicas ( $t=15\mu s$ ). O diâmetro do jato é de cerca de  $1.5\mu m$ .



Figura 4.24: Contornos do potencial elétrico ( $t=15\mu s$ ).



Figura 4.25: Contornos da intensidade do campo elétrico ( $t=15\mu s$ ).

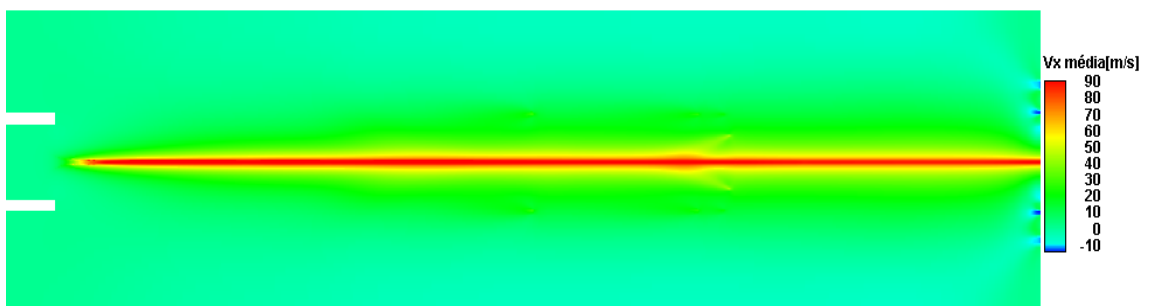


Figura 4.26: Contornos da velocidade axial média ( $t=15\mu s$ ).

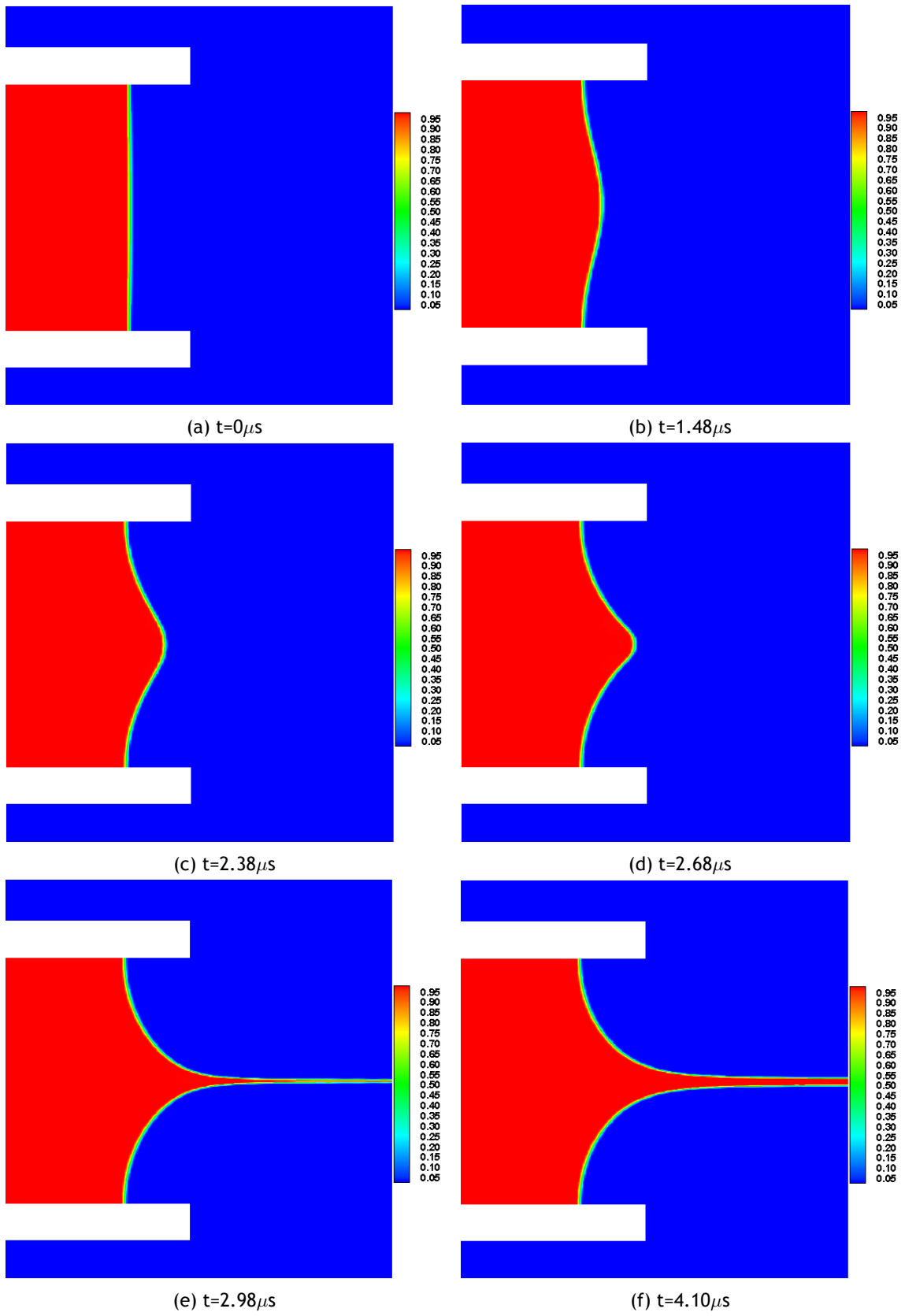


Figura 4.27: Contornos das frações volúmicas para vários instantes de tempo, sendo possível observar a formação do cone e do jato.

#### 4.3.3.1 Cálculo da força propulsiva

A força propulsiva gerada por este propulsor eletrospray foi calculada e comparada com uma estimativa obtida a partir dos resultados do trabalho de Carretero-Benignos [23].

A área da secção de entrada ( $A_{in}$ ) é dada por:

$$A_{in} = \pi R^2 = 3.142 * 10^{-10} m^2 \quad (4.1)$$

A monitorização na fronteira de entrada do integral da pressão total permite averiguar que esta é de cerca de 5700Pa. Logo, a força propulsiva pode ser calculada por:

$$F_{real} = p_{total} A_{in} \approx 1.8 \mu N \quad (4.2)$$

O gráfico de velocidades apresentado na figura 4.22 (b) permite observar que a velocidade axial média obtida por Carretero-Benignos em  $x=2.5E-4m$  é de aproximadamente 80m/s. Portanto, podemos estimar a força de propulsão gerada recorrendo à equação de conservação da quantidade de movimento dada por:

$$F \approx \rho A V^2 \quad (4.3)$$

No entanto, os valores obtidos pelas equações 4.2 e 4.3 não podem ser comparados diretamente pois esta última equação é uma simplificação que não inclui os efeitos da viscosidade. Como tal, a fim de se poder efetuar uma comparação direta, a propulsão gerada pelo propulsor P2 será também determinada pela equação 4.3. Para isso, extraiu-se o perfil de velocidades e a massa volúmica local em  $x=2.5E-4m$  ao longo de uma secção com área  $A_{in}$ . De seguida procedeu-se ao cálculo da estimativa da força propulsiva do propulsor P2:

$$F_{estimada_{P2}} = 3.39 \mu N \quad (4.4)$$

Assumindo que o perfil de velocidades obtido por Carretero-Benignos é idêntico, tem-se que:

$$F_{estimada_{Carretero}} = 2.88 \mu N \quad (4.5)$$

A força propulsiva estimada para o propulsor de Carretero apresenta um erro relativo de cerca de 13% em comparação com a estimativa do propulsor P2, causado pela diferença de velocidades obtidas no eixo de simetria. No entanto ambas as estimativas apresentam um erro considerável quando comparadas com a  $F_{real}$ . Este erro pode ser devido à desconsideração dos efeitos das forças viscosas na equação 4.3.

O valor obtido na equação 4.2 encontra-se dentro dos valores previstos para este tipo de propulsores, contudo, a velocidade de ejeção do líquido é bastante baixa comparativamente à que ocorre durante a operação de um propulsor eletrospray real, a qual pode chegar às várias dezenas de km/s. Isto pode ser causado por vários fatores, dentre os quais a operação com um caudal volúmico relativamente elevado, o que pode ser inferido pelo diâmetro do jato e pela ausência da sua rutura em gotas dentro do domínio da simulação. Isto diminui consideravelmente o impulso específico que é possível obter, tal como se pode verificar pela equação 4.6:

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m} g_0} \approx 3.3s \quad (4.6)$$

É interessante notar que quando se calcula o integral da pressão total na entrada, na parede esquerda e no elétrodo de extração se obtém uma  $F$  total de  $25 \mu N$  no sentido oposto.

## 4.4 Comparação de resultados e boas práticas de simulação

Nesta secção será realizada uma breve comparação dos resultados obtidos nas secções 4.2 e 4.3. Adicionalmente, dada a complexidade da simulação deste fenómeno serão também explicitadas algumas boas práticas apuradas durante a realização desta dissertação.

### 4.4.1 Comparação de resultados

Tendo em consideração a diferença de magnitudes dos parâmetros apresentados na tabela 4.4, o modelo numérico desenvolvido provou ser versátil ao resolver de forma relativamente precisa o escoamento em ambos os casos estudados.

Tabela 4.4: Comparação dos parâmetros de cada um dos casos teste.

Parâmetros de teste		P1	P2
Geometria	$D_i$ [m]	0.7E-3	20E-6
	$H$ [m]	6E-3	0.3E-6
Líquido		Heptano+0.1%stadis	Formamida (CH <sub>3</sub> NO)
$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]		684	1130
$\mu$ [Pa.s]		0.4E-3	3.8E-3
$\gamma$ [N/m]		0.021	0.058
$\epsilon_r$		1.9	111
$We_D$		0.00014	0.0045
$Bo_e$		6.74	9.61
$Bo_g$		0.32	-
$\phi$ [V]		4000	1280
$Q$ [m <sup>3</sup> /s]		1.46E-9	48.8E-12
$V_{inicial}$ [m/s]		0.0038	0.155

Comparando os resultados obtidos em ambos os casos há vários aspetos que se destacam:

- No caso P1 ocorreu a desintegração do jato em gotas, o que significa que o caudal volúmico de heptano é insuficiente para prolongar o jato. Por outro lado, no caso P2 o caudal volúmico permitiu o crescimento do jato até ao exterior do domínio da simulação;
- O tempo necessário para a formação do jato no caso P2 é várias ordens de grandeza inferior ao caso P1, essencialmente devido à permissividade da formamida (quase 60x superior) e à velocidade de entrada do escoamento (cerca de 40x superior);
- A permissividade do líquido tem uma grande influência na velocidade axial que o líquido adquire, pois quanto maior a permissividade maior é a densidade de carga, logo maior será a força elétrica exercida no escoamento;
- A introdução do termo gravítico no modelo numérico apresenta uma influência aparentemente reduzida tal como se verificou após a sua remoção no segundo caso teste. Isto faz todo o sentido visto que o fenómeno do eletrospray é essencialmente dominado pelo balanço entre a força de tensão superficial e a força elétrica.

#### 4.4.2 Boas práticas de simulação de propulsores eletrospray

A simulação numérica do fenômeno do eletrospray no FLUENT é desafiante na medida em que este não possui nenhum modelo para a resolução de escoamentos eletrohidrodinâmicos. Ao longo da realização das simulações numéricas várias lições de boas práticas foram retiradas de forma a pavimentar o caminho para um futuro trabalho nesta área, dentre as quais se mencionam as seguintes:

- O passo de tempo deve ser bastante reduzido de forma a assegurar a contínua convergência com os resíduos na ordem dos  $10E-5$  ou  $10E-6$ , pois qualquer instabilidade durante a simulação numérica tem o potencial para arruinar a formação do cone e do jato;
- A modelação de paredes extremamente finas origina um potencial elétrico com gradientes bastante elevados junto às paredes do tubo capilar. Isto leva à deformação anormal do líquido quando este preenche completamente o tubo capilar na solução inicial; a solução passa pela modelação de paredes menos finas ou pela tentativa de preenchimento do tubo capilar apenas até uma dada fração do seu comprimento;
- A velocidade na entrada deve ser constantemente monitorizada, pois nos regimes de operação em que esta é extremamente reduzida as correntes internas do fluido têm a capacidade para comprometer a condição de fronteira imposta;
- A execução da simulação numérica após o carregamento de uma solução anterior pode provocar a ocorrência de um erro de memória; a solução passa pela realização de pelo menos 1 iteração antes de emparelhar a UDF "DEFINE\_ADJUST".

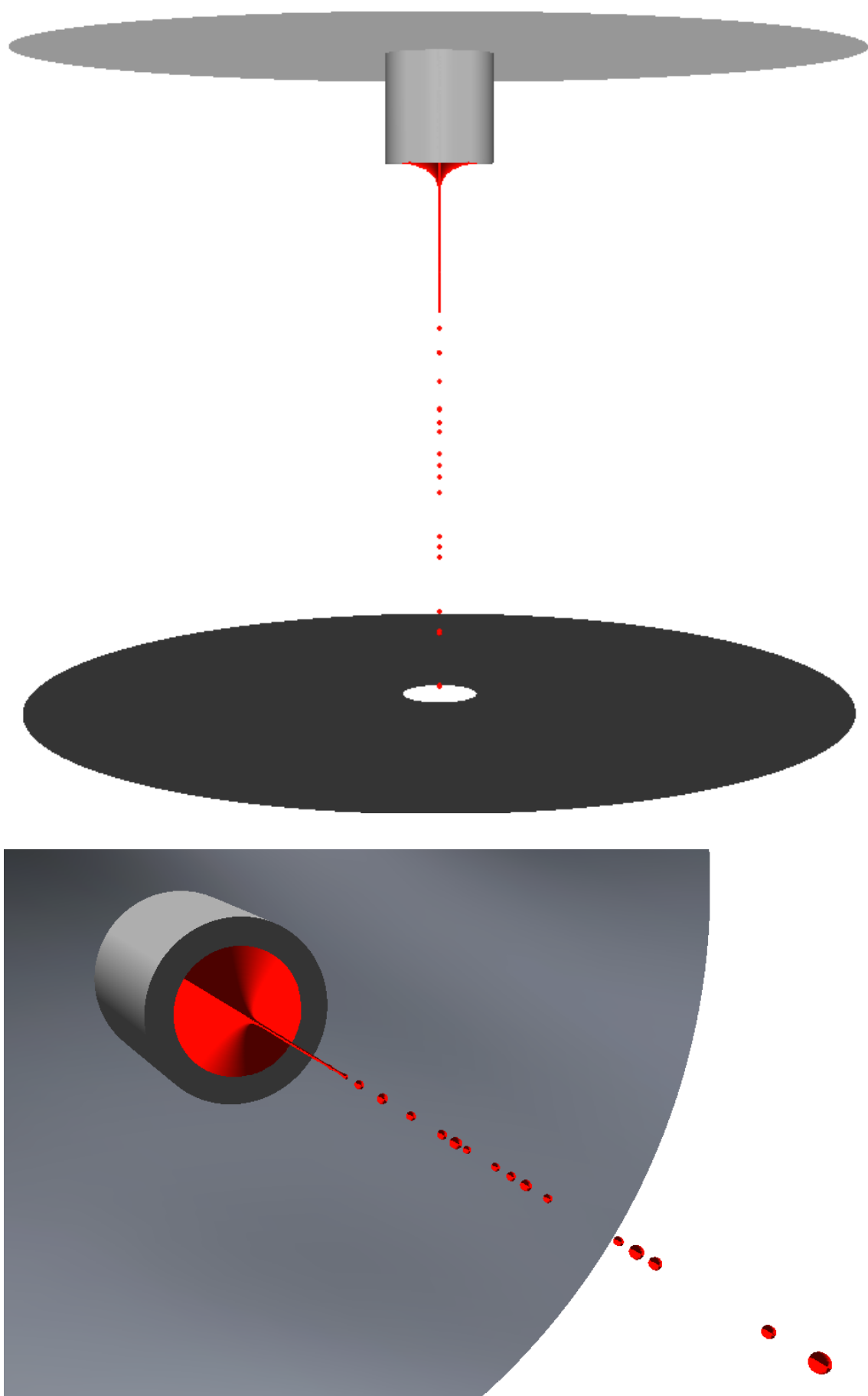


Figura 4.28: Representação tri-dimensional dos resultados do caso P1.

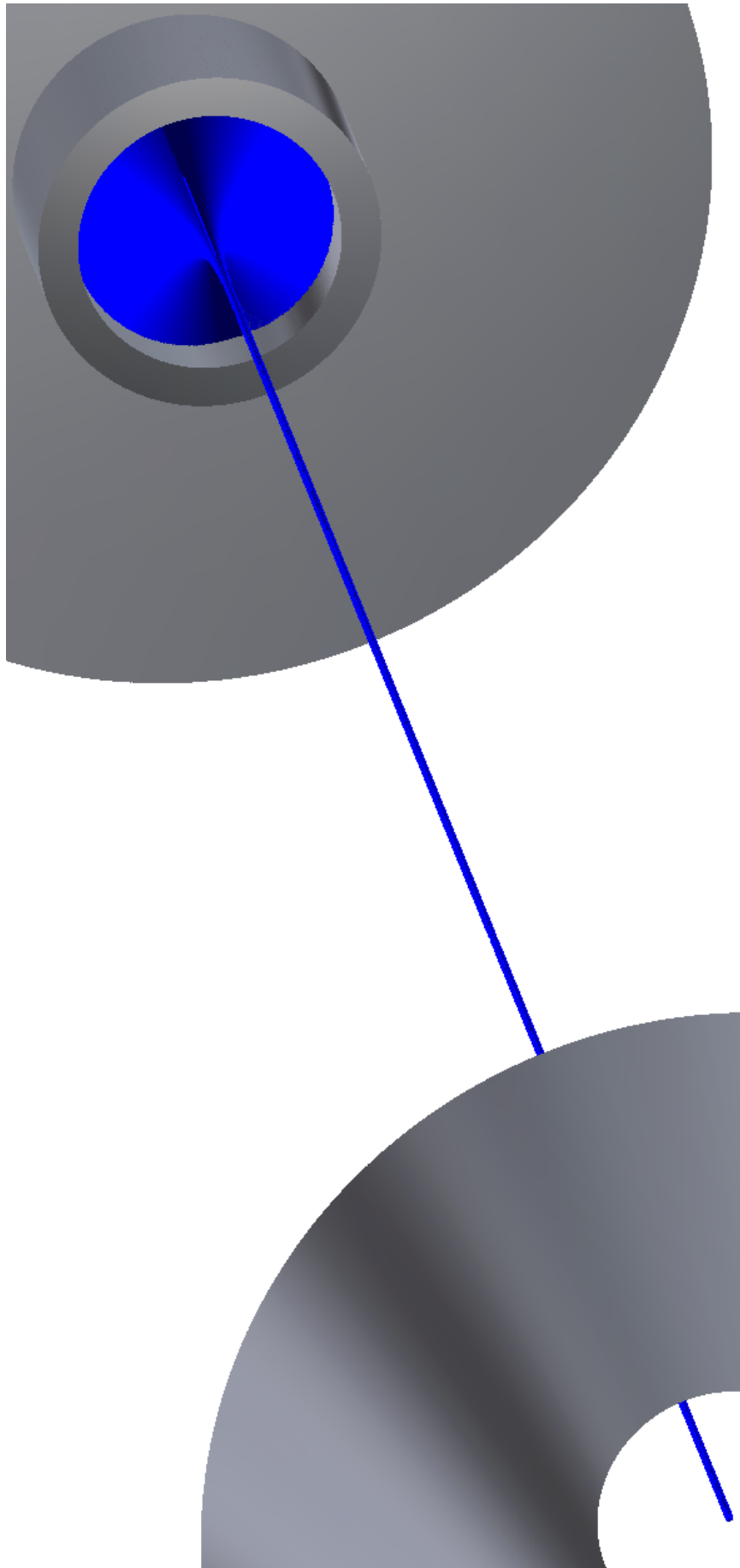


Figura 4.29: Representação tri-dimensional dos resultados do caso P2.



# Capítulo 5

## Conclusões

Neste capítulo são apresentadas as conclusões retiradas com o trabalho realizado nesta dissertação e são propostas algumas sugestões de trabalhos futuros de continuação deste tema.

### 5.1 Conclusões

Nesta dissertação foi apresentado um modelo numérico para a resolução de escoamentos eletrohidrodinâmicos com vista à aplicação na simulação numérica de propulsores eletrospray. Inicialmente foi apresentado o conceito e o potencial de utilização dos CubeSats, tendo-se abordado também as suas limitações.

De seguida, foi efetuada uma revisão aprofundada do estado da arte dos vários sistemas propulsivos com aplicações em nano-satélites, e apresentou-se um breve resumo dos trabalhos analíticos, experimentais e numéricos realizados sobre o fenómeno do eletrospray.

No capítulo seguinte começou-se por expor as bases teóricas da eletrodinâmica de jatos e as equações de governo do modelo numérico. Posteriormente, foram descritos os métodos de resolução das equações de governo e as condições de fronteira utilizadas, tendo-se finalizado com a apresentação das funções codificadas pelo utilizador e do método de implementação do modelo numérico no código comercial de CFD ANSYS FLUENT.

Procedeu-se então ao início da realização das simulações numéricas, tendo-se primeiramente efetuado a simulação numérica de uma tubeira convergente-divergente como caso de aprendizagem. De seguida, procedeu-se à validação do modelo numérico criado através da seleção de um caso experimental. Os resultados obtidos pela simulação numérica são coerentes com os resultados experimentais e permitiram validar o modelo numérico com sucesso. Nesta simulação foi também possível resolver numericamente a quebra do jato e a formação de gotas. Por último, efetuou-se a simulação numérica de um hipotético propulsor eletrospray estudado noutro trabalho numérico. Neste caso verificou-se que a força propulsiva calculada está dentro da gama de valores de operação de um propulsor eletrospray. Por outro lado, o impulso específico ficou muito aquém do que seria esperado deste tipo de propulsores devido à reduzida velocidade de ejeção do líquido.

Durante a realização das simulações numéricas verificou-se que tanto o caudal volúmico como o potencial elétrico apresentam uma influência elevada nas várias fases do comportamento do líquido, tendo-se também observado que o tempo necessário para a formação do eletrospray depende profundamente da permissividade do líquido selecionado. Além disso, comprovou-se que o termo gravítico não apresenta uma influência perceptível no desenvolvimento do spray eletrohidrodinâmico. Por último, a ausência da corrente elétrica do modelo numérico aparenta ter mais influência quando o comprimento do jato é maior.

## 5.2 Trabalhos futuros

Na perspectiva de um trabalho futuro existem vários pontos que podem ser abordados e melhorados de forma a aperfeiçoar e a maturar a simulação numérica dos propulsores eletrospray. Um dos pontos de interesse seria a produção de resultados que permitissem realizar um estudo paramétrico para comparar diferentes geometrias e parâmetros de operação. Além disso, seria interessante estudar os efeitos que o ângulo de contacto entre o líquido e as paredes do tubo capilar apresenta na formação do cone e do jato.

Em relação ao modelo numérico, a introdução da equação da conservação da carga permitiria ter em consideração a condutividade elétrica do fluido, melhorando a precisão dos resultados obtidos. Adicionalmente, as forças de polarização, até aqui desprezadas devido à assunção do material ser homogéneo, também poderiam ser adicionadas ao modelo numérico.

A expansão do modelo para uma geometria tri-dimensional permitiria (à partida) criar um modelo numérico com a capacidade para simular os diferentes modos de comportamento assimétrico do cone e do jato. No entanto, a presente dissertação já considera o modelo axisimétrico 3D.

## 5.3 Artigos desenvolvidos durante a dissertação

-José Páscoa, Odelma Teixeira, e Gustavo Ribeiro, “A Review of Propulsion Systems for CubeSats” in *ASME 2018 International Mechanical Engineering Congress and Exposition*, Paper N°IMECE2018-88174, pp.8, 2018.

-José Páscoa, Gustavo Ribeiro, e Francisco Brójo, “Flow Modelling of Propulsion Nozzles for Nano-Satellites” in *ASME 2019 International Mechanical Engineering Congress and Exposition*, Paper N°IMECE2019-11712, pp.8, 2019.

# Bibliografía

- [1] I. A. Karl Tate, “Cubesats: Tiny, versatile spacecraft explained (infographic),” Maio 2015. [Online]. Available: <https://www.space.com/29320-cubesats-spacecraft-tech-explained-infographic.html> xiii, 1
- [2] NASA, “Cubesat 101: Basic concepts and processes for first-time developers,” 2017. xiii, 2
- [3] G. Bonin, N. Roth, S. Armitage, J. Newman, B. Risi, and R. E. Zee, “Canx-4 and canx-5 precision formation flight: Mission accomplished!” in *29th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2015. xiii, xv, 5, 6
- [4] *BGT-X5 Green Monopropellant Thruster, Datasheet*, Busek Company Inc., 2016. xiii, xv, 7, 8
- [5] “Motores cohete, tema 8, propulsión eléctrica,” Universidad Politécnica de Valencia, Tech. Rep., 2018. xiii, 11
- [6] T. Takahashi, Y. Takao, Y. Ichida, K. Eriguchi, and K. Ono, “Microwave-excited microplasma thruster with helium and hydrogen propellants,” *Physics of Plasmas*, vol. 18, no. 6, p. 063505, 2011. xiii, 12
- [7] D. Carroll, R. Cardin, R. Burton, G. Benavides, N. Hejmanowski, C. Woodruff, K. Bassett, D. King, J. Laystrom-Woodard, L. Richardson *et al.*, “Propulsion unit for cubesats (puc),” in *Proceedings of the 62nd JANNAF Propulsion Meeting (7th Spacecraft Propulsion)*, Nashville, TN, USA, 2015, pp. 1-5. xiii, xv, 10, 12
- [8] C. Scharlemann, M. Tajmar, I. Vasiljevich, N. Buldrini, D. Krejci, and B. Seifert, “Propulsion for nanosatellites,” in *32nd International Electric Propulsion Conference, Wiesbaden, Germany, September 2011, IEPC-2011*, vol. 171, 2011. xiii, 13
- [9] M. Pietzka, “Development and characterization of a propulsion system for cubesats based on vacuum arc thrusters,” Ph.D. dissertation, UNIVERSITÄT DER BUNDESWEHR MÜNCHEN, 2016. xiii, 14
- [10] M. U. Siddiqui, “Updated performance measurements of the phase four rf thruster,” in *34th Space Symposium*, 2018. xiii, xv, 13, 15
- [11] *BET-100 Busek Electrospray Thruster, Datasheet*, Busek Co. Inc., 2016. xiii, xv, 15, 16, 17
- [12] D. Krejci, F. Mier-Hicks, C. Fucetola, P. Lozano, A. H. Schouten, and F. Martel, “Design and characterization of a scalable ion electrospray propulsion system,” in *Joint Conference of 90th ISTS, 94th IEPC and 6th NSAT*, 2015. xiii, xv, 15, 16, 17
- [13] J.-P. Boeuf, “Tutorial: Physics and modeling of hall thrusters,” *Journal of Applied Physics*, vol. 121, no. 1, p. 011101, 2017. xiii, 17
- [14] “Ion thruster.” [Online]. Available: [https://en.wikipedia.org/wiki/Ion\\_thruster](https://en.wikipedia.org/wiki/Ion_thruster) xiii, 18
- [15] C. M. Xisto, J. C. Páscoa, and P. J. Oliveira, “Numerical analysis of real gas mhd flow on two-dimensional self-field mpd thrusters,” *Acta Astronautica*, vol. 112, pp. 89-101, 2015. xiii, 18

- [16] R. W. Ridenoure, R. Munakata, S. D. Wong, A. Diaz, D. A. Spencer, D. A. Stetson, B. Betts, B. A. Plante, J. D. Foley, and J. M. Bellardo, "Testing the lightsail program: Advancing solar sailing technology using a cubesat platform," *Journal of Small Satellites*, vol. 5, no. 2, pp. 531-550, 2016. xiii, 19
- [17] N. Voronka, "Space tethers and small satellites: Space tethers and small satellites: Formation flight and propulsion formation flight and propulsion applications," in *Tethers Unlimited, Inc.*, 2007. xiii, 20
- [18] J. Zeleny, "The electrical discharge from liquid points, and a hydrostatic method of measuring the electric intensity at their surfaces," *Physical Review*, vol. 3, no. 2, p. 69, 1914. xiii, 22
- [19] —, "Instability of electrified liquid surfaces," *Physical review*, vol. 10, no. 1, p. 1, 1917. xiii, 22
- [20] A. Jaworek and A. Krupa, "Jet and drops formation in electrohydrodynamic spraying of liquids. a systematic approach," *Experiments in fluids*, vol. 27, no. 1, pp. 43-52, 1999. xiii, 22
- [21] L. K. Lim, J. Hua, C.-H. Wang, and K. A. Smith, "Numerical simulation of cone-jet formation in electrohydrodynamic atomization," *AIChE journal*, vol. 57, no. 1, pp. 57-78, 2011. xiii, 23
- [22] M. Rostello, "Preliminar sizing of an electrospray thruster," 2017. xiii, 26
- [23] J. A. Carretero Benignos, "Numerical simulation of a single emitter colloid thruster in pure droplet cone-jet mode," Ph.D. dissertation, Massachusetts Institute of Technology, 2005. xiii, xiv, 27, 51, 52, 55
- [24] C. Pantano, A. Ganan-Calvo, and A. Barrero, "Zeroth-order, electrohydrostatic solution for electrospraying in cone-jet mode," *Journal of Aerosol Science*, vol. 25, no. 6, pp. 1065-1077, 1994. xiii, 27
- [25] G. I. Taylor, "Disintegration of water drops in an electric field," *Proceedings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences*, vol. 280, no. 1382, pp. 383-397, 1964. xiii, 21, 28
- [26] O. Wilhelm, "Electrohydrodynamic spraying-transport, mass and heat transfer of charged droplets and their application to the deposition of thin functional films," Ph.D. dissertation, ETH Zurich, 2004. xiii, 21, 29
- [27] M. Rahmanpour and R. Ebrahimi, "Numerical simulation of electrohydrodynamic spray with stable taylor cone-jet," *Heat and Mass Transfer*, vol. 52, no. 8, pp. 1595-1603, 2016. xiii, 34
- [28] O. Kostić, Z. Stefanović, and I. Kostić, "Cfd modeling of supersonic airflow generated by 2d nozzle with and without an obstacle at the exit section," *FME Transactions*, vol. 43, no. 2, pp. 107-113, 2015. xiii, xiv, 39, 40, 41, 42
- [29] O. Lastow and W. Balachandran, "Numerical simulation of electrohydrodynamic (ehd) atomization," *Journal of electrostatics*, vol. 64, no. 12, pp. 850-859, 2006. xiv, 23, 31, 43, 44

- [30] N. M. D. Division, "Small spacecraft technology state of the art," *NASA Technical Report, NASA Ames Research Center*, 2018. xv, 1, 5, 7
- [31] K. Sarda, C. Grant, S. Eagleson, D. D. Kekez, and R. E. Zee, "Canadian advanced nanospace experiment 2 orbit operations: two years of pushing the nanosatellite performance envelope," in *ESA Small Satellites, Services and Systems Symp*, 2010. xv, 5, 6
- [32] G. Manzoni and Y. L. Brama, "Cubesat micropropulsion characterization in low earth orbit," in *29th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2015. xv, 5, 6
- [33] J. Guo, J. Bouwmeester, and E. Gill, "In-orbit results of delfi-n3xt: Lessons learned and move forward," *Acta Astronautica*, vol. 121, pp. 39-50, 2016. xv, 5, 6
- [34] D. Hinkley, "A novel cold gas propulsion system for nanosatellites and picosatellites," in *22nd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2008. xv, 5, 6
- [35] A. Klesh and J. Krajewski, "Marco: Cubesats to mars in 2016," in *29th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2015. xv, 5, 6
- [36] *MPS-120, Datasheet*, Aerojet Rocketdyne. xv, 7
- [37] *MPS-130, Datasheet*, Aerojet Rocketdyne. xv, 7, 8
- [38] B. C. Inc. Green monopropellant thrusters. [Online]. Available: [http://www.busek.com/technologies\\_\\_greenmonoprop.htm](http://www.busek.com/technologies__greenmonoprop.htm) xv, 7, 8
- [39] *VACCO Lunar Flashlight Propulsion System, Datasheet*, VACCO. xv, 7, 8
- [40] D. King, C. Woodruff, R. Burton, and D. Carroll, "Development of h2o2-based monopropellant propulsion unit for cubesats (mpuc)," 2018. xv, 7, 9
- [41] *HYDROS High Performance Water-Based Propulsion for Small Satellites, Datasheet*, Tethers Unlimited, Inc. xv, 7, 9
- [42] *CDM-1 Technical Specifications, Datasheet*, Digital Solid State Propulsion. xv, 7, 9
- [43] N. Hejmanowski, R. Woodruff, R. Burton, D. Carroll, J. Cardin, and C. South El Monte, "Cubesat high impulse propulsion system (chips)," in *Proceedings of the 62nd JANNAF Propulsion Meeting (7th Spacecraft Propulsion)*, Nashville, TN, USA, 2015, pp. 1-5. xv, 10, 11
- [44] *Busek Micro Resistojet, Datasheet*, Busek Company Inc., 2013. xv, 10, 11
- [45] J. Asakawa, H. Koizumi, K. Nishii, N. Takeda, R. Funase, and K. Komurasaki, "Development of the water resistojet propulsion system for deep space exploration by the cubesat: Equuleus," in *31st Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2017. xv, 10, 11
- [46] *Propulsion Unit for CubeSats, Datasheet*, VACCO. xv, 10, 12
- [47] S. Pottinger, D. Krejci, and C. Scharlemann, "Development of a  $\mu$ ppt for cubesat applications," in *44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2008, p. 4532. xv, 13
- [48] "Ep technologies development at mars space ltd," Mars Space Ltd., 2017. xv, 13, 14

- [49] D. Krejci, B. Seifert, and C. Scharlemann, "Endurance testing of a pulsed plasma thruster for nanosatellites," *Acta Astronautica*, vol. 91, pp. 187-193, 2013. xv, 13, 14
- [50] D. Williams, "Propulsion solutions for cubesats and applications," in *CubeSat Developers Workshop, Logan, UT, 2012*. xv, 13, 14
- [51] *BmP-220 Micro-Pulsed Plasma Thruster, Datasheet*, Busek Co. Inc., 2016. xv, 13, 14
- [52] J. Kolbeck, J. Lukas, G. Teel, M. Keider, E. Hanlon, J. Pittman, M. Lange, and J. Kang, " $\mu$ cat micro-propulsion solution for autonomous mobile on-orbit diagnostic system," in *30th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2016. xv, 13, 14
- [53] *Radio Frequency Thruster, Datasheet*, PhaseFour, 2017. [Online]. Available: <http://phasefour.io/wp-content/uploads/2017/06/SPEC.pdf> xv, 13, 15
- [54] *IFM Nano Thruster, Datasheet*, ENPULSION, 2018. xv, 15
- [55] *BET-1 Busek Electrospray Thruster, Datasheet*, Busek Co. Inc., 2016. xv, 15, 17
- [56] D. Feili, B. Lotz, S. Bonnet, B. Meyer, H. Loeb, and N. Puetmann, "The  $\mu$ nrit-2.5-a new optimized microthruster of giessen university," in *The 31st International Electric Propulsion Conference*, 2009. xv, 15, 18
- [57] *BIT-1 Busek RF Ion Thruster, Datasheet*, Busek Co. Inc., 2014. xv, 15, 18
- [58] *BIT-3 Busek RF Ion Thruster, Datasheet*, Busek Co. Inc., 2018. xv, 15, 18
- [59] R. A. Deepak and R. J. Twiggs, "Thinking out of the box: Space science beyond the cube-sat," *Journal of Small Satellites*, vol. 1, no. 1, pp. 3-7, 2012. 1
- [60] A. Mehrparvar, D. Pignatelli, J. Carnahan, R. Munakat, W. Lan, A. Toorian, A. Hutputanasin, and S. Lee, "Cubesat design specification rev. 13," *The CubeSat Program, Cal Poly San Luis Obispo, US*, vol. 1, p. 2, 2014. 1, 3
- [61] R. Hevner, W. Holemans, J. Puig-Suari, and R. Twiggs, "An advanced standard for cubesats," 2011. 1
- [62] D. Krejci and P. Lozano, "Space propulsion technology for small spacecraft," *Proceedings of the IEEE*, vol. 106, no. 3, pp. 362-378, 2018. 2, 3, 4, 10
- [63] *Air Force Space Command, Range Safety User Requirements Manual Volume 3-Launch Vehicles, Payloads, and Ground Support Systems Requirements*, 2011. 3
- [64] K. Lemmer, "Propulsion for cubesats," *Acta Astronautica*, vol. 134, pp. 231-243, 2017. 3, 5, 7, 8, 9, 10, 14, 19
- [65] Thuy Mai. (2017) Technology readiness level. [Online]. Available: [https://www.nasa.gov/directorates/heo/scan/engineering/technology/txt\\_accordion1.html](https://www.nasa.gov/directorates/heo/scan/engineering/technology/txt_accordion1.html) 5
- [66] A. R. Tummala and A. Dutta, "An overview of cube-satellite propulsion technologies and trends," *Aerospace*, vol. 4, no. 4, p. 58, 2017. 5, 9, 10, 14, 19
- [67] J. C. Pascoa, O. Teixeira, and G. Filipe, "A review of propulsion systems for cubesats," in *ASME 2018 International Mechanical Engineering Congress and Exposition*. American Society of Mechanical Engineers, 2018, pp. V001T03A039-V001T03A039. 5

- [68] J. Guo, J. Bouwmeester, and E. Gill, "From single to formation flying cubesats: An update of the delfi programme," in *27th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2013. 6
- [69] F. Abilleira, A. Halsell, G. Kruizinga, E. Bonfiglio, R. Grover, M.-K. Chung, K. Fujii, E. Gustafson, Y. Hahn, D. Jefferson *et al.*, "2018 mars insight trajectory reconstruction and performance from launch through landing," 2019. 6
- [70] R. K. Masse and R. L. Sackheim, "Green propulsion advancement-challenging the maturity of monopropellant hydrazine," *Journal of propulsion and power*, vol. 30, 2014. 7, 8
- [71] R. A. Spores, "Gpim af-m315e propulsion system," in *51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 2015, p. 3753. 8
- [72] K. Anflo, S. Moore *et al.*, "Expanding the adn-based monopropellant thruster family," 2009. 8
- [73] K. James, M. Bodnar, M. Freedman, L. Osborne, R. Grist, and R. Hoyt, "Hydros: High performance water-electrolysis propulsion for cubesats and microsats," 2018. 9
- [74] D. Scharfe and A. Ketsdever, "A review of high thrust, high delta-v options for microsatellite missions," in *45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2009, p. 4824. 10
- [75] R. Burton, J. Eden, S. Park, M. de Chadenedes, S. Garrett, L. Raja, H. Sitaraman, J. Laystrom-Woodard, G. Benavides, and D. Carroll, "Development of the mcd thruster for nanosat propulsion," *Urbana*, vol. 51, p. 61801, 2010. 10, 11, 12
- [76] H. Horisawa, T. Noda, K. Onodera, and I. Kimura, "Micro-arcjet: microfabrication with uv lasers and thrust characteristics," in *Proceedings of the 29th International Electric Propulsion Conference*, 2005. 11
- [77] T. Kawanabe, T. Takahashi, Y. Takao, K. Eriguchi, and K. Ono, "Microwave-excited microplasma thruster with applied magnetic field," in *Proceedings of the 32nd International Electric Propulsion Conference*, 2011. 12
- [78] D. Lev, R. M. Myers, K. M. Lemmer, J. Kolbeck, M. Keidar, H. Koizumi, H. Liang, D. Yu, T. Schönherr, J. G. del Amo *et al.*, "The technological and commercial expansion of electric propulsion in the past 24 years," in *Proc. 35th Int. Electr. Propuls. Conf*, 2017, pp. 1-18. 13, 16
- [79] C. Clark, F. Guarducci, M. Coletti, and S. Gabriel, "An off-the-shelf electric propulsion system for cubesats," in *25th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2011. 14
- [80] D. T. Nennadal. Feep first successful in-orbit demonstration of a feep thruster. [Online]. Available: <https://www.enpulsion.com/news/17-FEEP-First-Successful-In-Orbit-Demonstration-of-a-FEEP-Thruster.html> 17
- [81] T. Ikeda, K. Togawa, T. Nishida, H. Tahara, and Y. Watanabe, "Research and development of very low power cylindrical hall thrusters for nano-satellites," in *32nd International Electric Propulsion Conference*, 2011. 17

- [82] C. M. Xisto, J. C. Páscoa, and P. J. Oliveira, “Numerical modelling of electrode geometry effects on a 2d self-field mpd thruster,” in *ASME 2013 International Mechanical Engineering Congress and Exposition*. American Society of Mechanical Engineers, 2013, pp. V001T01A051-V001T01A051. 18
- [83] C. M. Xisto, J. C. Páscoa, P. J. Oliveira, and D. A. Nicolini, “Proposal and testing of a new hybrid pressure-density based algorithm for mpd-thruster simulations.” 18
- [84] C. Xisto, J. Páscoa, and P. Oliveira, “Modelling plasma flow on a self-field mpd thruster using a piso based method,” in *44th AIAA Plasmadynamics and Lasers Conference, San Diego, USA, 2013*. 18
- [85] A. D. Guerman, G. Smirnov, and M. C. Pereira, “Attitude dynamics and stability of a simple solar photon thruster,” *Mathematical Problems in Engineering*, vol. 2013, 2013. 19
- [86] D. Alhorn, J. Casas, E. Agasid, C. Adams, G. Laue, C. Kitts, and S. O’Brien, “Nanosail-d: The small satellite that could!” 2011. 19
- [87] C. Katan, “Nasa’s next solar sail: lessons learned from nanosail-d2,” 2012. 19
- [88] R. Hoyt, T. Newton, I. Barnes, J. Shepherd, S. S. Frank, J. Slostad, B. Jaroux, R. Twigg *et al.*, “Early results of the multi-application survivable tether (mast) space tether experiment,” in *21st Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, 2007*. 20
- [89] M. Nohmi, “Initial orbital performance result of nano-satellite stars-ii,” in *Proceedings of the 2014 International Symposium on Artificial Intelligence, Robots and Automation in Space, 2014*. 20
- [90] *CubeSat Terminator Tape, Datasheet*, Tether Unlimited, Inc., 2016. 20
- [91] L. Rayleigh, “On the equilibrium of liquid conducting masses charged with electricity,” *The London, Edinburgh, and Dublin Philosophical Magazine and Journal of Science*, vol. 14, no. 87, pp. 184-186, 1882. 21
- [92] G. Joffre, B. Prunet-Foch, S. Berthomme, and M. Cloupeau, “Deformation of liquid menisci under the action of an electric field,” *Journal of Electrostatics*, vol. 13, no. 2, pp. 151-165, 1982. 21
- [93] J. M. López Urdiales, “Progress in colloid propulsion,” Ph.D. dissertation, Massachusetts Institute of Technology, 2004. 21
- [94] I. Hayati, A. Bailey, and T. F. Tadros, “Investigations into the mechanisms of electrohydrodynamic spraying of liquids: I. effect of electric field and the environment on pendant drops and factors affecting the formation of stable jets and atomization,” *Journal of Colloid and Interface Science*, vol. 117, no. 1, pp. 205-221, 1987. 22
- [95] —, “Investigations into the mechanism of electrohydrodynamic spraying of liquids: II. mechanism of stable jet formation and electrical forces acting on a liquid cone,” *Journal of colloid and interface science*, vol. 117, no. 1, pp. 222-230, 1987. 22
- [96] R. Hartman, D. Brunner, D. Camelot, J. Marijnissen, and B. Scarlett, “Jet break-up in electrohydrodynamic atomization in the cone-jet mode,” *Journal of Aerosol Science*, vol. 31, no. 1, pp. 65-95, 2000. 22, 28

- [97] Q. Xu, H. Qin, Z. Yin, J. Hua, D. W. Pack, and C.-H. Wang, "Coaxial electrohydrodynamic atomization process for production of polymeric composite microspheres," *Chemical engineering science*, vol. 104, pp. 330-346, 2013. 23
- [98] W.-C. Yan, P. Davoodi, Y. W. Tong, and C.-H. Wang, "Computational study of core-shell droplet formation in coaxial electrohydrodynamic atomization process," *AIChE Journal*, vol. 62, no. 12, pp. 4259-4276, 2016. 23
- [99] W. Wei, Z. Gu, S. Wang, Y. Zhang, K. Lei, and K. Kase, "Numerical simulation of the cone-jet formation and current generation in electrostatic spray—modeling as regards space charged droplet effect," *Journal of Micromechanics and Microengineering*, vol. 23, no. 1, p. 015004, 2012. 23
- [100] H. Dastourani, M. Jahannama, and A. Eslami-Majd, "A physical insight into electrospray process in cone-jet mode: Role of operating parameters," *International Journal of Heat and Fluid Flow*, vol. 70, pp. 315-335, 2018. 23, 25
- [101] M. OpenCourseWare, "Session 20: Cone-jet electrosprays, or colloid thrusters," Spring 2015. 27
- [102] J. Rosell-Llompart, J. Grifoll, and I. G. Loscertales, "Electrosprays in the cone-jet mode: from taylor cone formation to spray development," *Journal of Aerosol Science*, vol. 125, pp. 2-31, 2018. 28, 29
- [103] M. OpenCourseWare, "Session 22-23: Cone-jet electrosprays, or colloid thrusters," Spring 2015. 28
- [104] H.-J. Kull, "Theory of the rayleigh-taylor instability," *Physics reports*, vol. 206, no. 5, pp. 197-325, 1991. 28
- [105] A. Ganan-Calvo, J. Davila, and A. Barrero, "Current and droplet size in the electrospraying of liquids. scaling laws," *Journal of Aerosol Science*, vol. 28, no. 2, pp. 249-275, 1997. 28, 43, 44, 50
- [106] C. N. Munoz, "Computational modelling of electrohydrodynamic atomization," Ph.D. dissertation, The University of Manchester (United Kingdom), 2015. 30
- [107] A. Fluent *et al.*, "Theory guide," *Ansys Inc*, 2015. 30, 33
- [108] J. U. Brackbill, D. B. Kothe, and C. Zemach, "A continuum method for modeling surface tension," *Journal of computational physics*, vol. 100, no. 2, pp. 335-354, 1992. 31
- [109] J. F. De La Mora and I. G. Loscertales, "The current emitted by highly conducting taylor cones," *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 260, pp. 155-184, 1994. 51



# Apêndice A

## Anexos

### A.1 Funções codificadas pelo utilizador (UDFs)

```
/* UDF para calcular a intensidade do campo eletrostático e da força eletrostática*/

# include "udf.h"
#define epsilon0 8.85e-12
#define epsilonnr 1.9

DEFINE_ON_DEMAND(store_gradient)
{
    Domain *domain;
    cell_t c;
    Thread *t;

    domain=Get_Domain(1);

    /* Associação da intensidade do campo eletrostático 2D a uma UDM*/
    thread_loop_c (t,domain)
    {
        begin_c_loop (c,t)
        {
            C_UDMI(c,t,0) = 0-C_UDSI_G(c,t,0)[0];/*cálculo de Ex=-grad_x(phi)*/
            C_UDMI(c,t,1) = 0-C_UDSI_G(c,t,0)[1];/*cálculo de Ey=-grad_y(phi)*/
            C_UDMI(c,t,2) = NV_MAG(C_UDSI_G(c,t,0));/*cálculo de E*/
        }
        end_c_loop (c,t)
    }
}

/*Cálculo da força eletrostática no início de cada iteração*/
DEFINE_ADJUST(Eletrospray, domain)
{
    Thread *t;
    Thread **pt;
    cell_t c;

    mp_thread_loop_c (t,domain,pt)
    begin_c_loop (c,t)
    {
```

```

C_UDMI(c,t,0)=C_UDSI(c,t,1)= -C_UDSI_G(c,t,0)[0];/*Ex=-grad_x(phi)*/
C_UDMI(c,t,1)=C_UDSI(c,t,2)= -C_UDSI_G(c,t,0)[1];/*Ey=-grad_y(phi)*/
C_UDMI(c,t,2)= sqrt(pow(C_UDSI_G(c,t,0)[0],2)+ pow(C_UDSI_G(c,t,0)[1],2));/*E*/

C_UDMI(c,t,6)= 0;/*q inicial*/

if ((C_VOF(c,pt[0])>0.0001)&&(C_VOF(c,pt[0])<0.9999))
/*interface <=> 0<VOF de cada fase<1*/
{
C_UDMI(c,t,6)=(C_UDSI_G(c,t,1)[0]+C_UDSI_G(c,t,2)[1])*epsilon0*epsilonnr;/*q*/
C_UDMI(c,t,3)= C_UDMI(c,t,0)*C_UDMI(c,t,6);/*Fx=q.Ex*/
C_UDMI(c,t,4)= C_UDMI(c,t,1)*C_UDMI(c,t,6);/*Fy=q.Ey*/

}
else
{
C_UDMI(c,t,6)=0;
C_UDMI(c,t,3)=0;
C_UDMI(c,t,4)=0;
}
C_UDMI(c,t,5)=sqrt(pow(C_UDMI(c,t,3),2)+ pow(C_UDMI(c,t,4),2));/*F*/
}
end_c_loop (c,t)

}

/*Termo-fonte adicionado à equação da UDS0 (potencial elétrico)*/
DEFINE_SOURCE(q_source,c,t,dS,eqn)
{
return C_UDMI(c,t,6);
}
/*Termos-fonte adicionados à equação da conservação da quantidade de movimento*/
DEFINE_SOURCE(xmom_source,c,t,dS,eqn)
{
return C_UDMI(c,t,3);
}

DEFINE_SOURCE(ymom_source,c,t,dS,eqn)
{
return C_UDMI(c,t,4);
}

```