



UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR

Engenharia

Design de um Propulsor Iónico para CubeSats

(Versão revista após defesa)

Diogo Portugal Abranches

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em

Engenharia Aeronáutica

(Ciclo de estudos integrado)

Orientador: Prof. Doutor Francisco Miguel Ribeiro Proença Brójo

Covilhã, janeiro de 2020

Agradecimentos

Quero começar por agradecer aos meus pais. Todos os ensinamentos que me transmitiram e todos os sacrifícios que passaram para que fosse possível concluir esta etapa são de um valor incalculável e um obrigado nunca será suficiente.

Quero também agradecer ao meu irmão, namorada e restante família pelo suporte, pela paciência e pela força que sempre me transmitiram. Foram pilares imprescindíveis nesta caminhada.

Aos meus amigos agradecer por terem partilhado esta jornada comigo, principalmente pela amizade que sempre tiveram para comigo, mas também pelos conselhos, pelo que me fizeram crescer como pessoa e pelos bons momentos que passamos.

Ao Professor Doutor Francisco Brójo queria agradecer por todos os conselhos, pela disponibilidade e por toda ajuda prestada. Agradecer também a oportunidade de desenvolver esta dissertação e toda orientação dada para que a conseguisse concluir.

Queria deixar um especial obrigado ao Doutor Dan Goebel. Agradecer a sua acessibilidade e contributo para a conclusão. Ao Doutor Dan Lev e ao Doutor Pierre Taunay também deixar uma palavra de agradecimentos pelos conselhos e simpatia.

Ao Doutor Hélder Antunes agradecer por ter sido incansável na ajuda ao processo de comprar das peças.

Por último gostava de agradecer ao Mestre Jorge Rebelo por todo o auxílio prestado no processo de impressão das peças.

Resumo

O aparecimento dos *Cubesats* fez com que um novo panorama se instalasse no setor espacial. O aumento da sua utilização nos últimos anos está relacionado com os avanços tecnológicos a nível da miniaturização dos diversos sistemas associados a estes satélites. A miniaturização dos sistemas propulsivos tem vindo a ser um dos grandes desafios a este nível. Ainda assim, desde a década de 50, têm surgido inúmeros novos tipos de sistemas propulsivos, dividindo-se, hoje em dia, em 3 categorias: sistemas químicos, sistemas elétricos e sistemas sem propelente. Juntamente com estas outras categorias, os sistemas propulsivos elétricos têm-se desenvolvido a um ritmo elevado, de tal modo que, atualmente, existem várias tecnologias diferentes, variando o propelente utilizado, a forma de produzir eletrões e ainda o processo utilizado para criar tração. Os propulsores iónicos são uma das tecnologias mais desenvolvidas dentro da propulsão elétrica. Na presente dissertação foi efetuado o design de um propulsor iónico, e para tal foi necessário realizar estudos relativamente às peças que constituem este sistema, ao campo magnético a ser implementado e aos materiais a utilizar em cada peça constituinte do propulsor. Para o design das peças foi necessário fazer uma revisão bibliográfica do estado da arte dos propulsores iónicos. Tendo isto em conta, foram adaptadas duas configurações existentes e foi feito um sobredimensionamento às mesmas. Todos os designs foram efetuados através do software CATIA. Para o campo magnético existente no motor foi escolhida uma configuração magnética com base em estudos comparativos existentes e essa configuração sido testada através do software FEMM. A validação destes resultados foi feita com base em trabalhos existentes referentes a propulsores MiXI. Através das condições de funcionamento e os objetivos de cada peça foram definidos os materiais constituintes para cada uma delas. Adicionalmente, foi realizado um estudo de mercado de forma a poder adquirir as peças desenhadas para construção do propulsor. A disponibilidade dos materiais no mercado foi também um fator a ter em conta na escolha do material para cada peça.

Palavras-chave

CubeSats; Sistemas elétricos; Propulsores Iónicos; Sobredimensionamento; MiXI.

Abstract

The rise of Cubesats has settled a new paradigm in the space sector. The growth in the amount of this type of satellites in orbit in recent years is due to technological advances in the miniaturization of the various systems associated with it. Miniaturization of propulsive systems has been one of the major challenges at this level. Nevertheless, since the 1950s, numerous new propulsive systems have emerged and are now divided into three main categories: chemical systems, electrical systems and propellantless systems.

Along with these other categories, electric propulsive systems have developed at a high rate since then, so much so that today there are several different variations of this concept, with changes in the propellant used, the way electrons are produced, and the process used to create thrust. Regarding the propellant used, ionic propellants are one of the most developed technologies inside electrical propulsion. In the present dissertation, the design of an ion thruster was made, for this to be accomplished, a thorough study was necessary, namely of the parts that make this system, the magnetic field to be implemented and the materials to be used in each part of the thruster. For the part design, it was necessary to make a bibliographical review of the state of the art concerning ion thrusters. On the basis thereof, two existing configurations were adapted and oversized. All designs were made using CATIA software. For the magnetic field present in the motor, a magnetic configuration was chosen based on existing comparative studies, with this configuration being tested using the FEMM software. The validation of the results obtained was based on existing MiXI thrusters' studies. Based on the expected operating conditions and objectives of each part the constituent materials for each one of them were defined. In addition, a market study was carried out in order to assess where and for what price the thruster parts could be purchased. The availability of each material on the market was also a factor to consider when choosing the material for each part.

Keywords

CubeSats; Eletrical systems; Ion thrusters; Oversized; MiXI.

Índice

Capítulo 1	1
Introdução.....	1
1.1 <i>CubeSats</i>	1
1.2 Sistemas Propulsivos Químicos.....	8
1.2.1 Sistemas propulsivos que utilizam hidrazina como propelente	8
1.2.2 Propulsores Alternativos (verdes).....	9
1.2.3 Sistemas a Gás Frio.....	10
1.2.4 Sistemas propulsivos com combustíveis sólidos.....	11
1.3 Sistemas Propulsivos sem Propelente	12
1.4 Sistemas Propulsivos Elétricos	13
1.4.1 Propulsores Eletrotérmicos.....	16
1.4.3.1 Resistojets	16
1.4.3.2 Arcjets	17
1.4.3.3 Propulsores Radio Frequência (RF)	18
1.4.2 Propulsores Eletromagnéticos	19
1.4.3.1 Propulsores MPD.....	19
1.4.3.2 Propulsores VASIMR	20
1.4.3.3 Pulsed Plasma Thrusters	21
1.4.3 Propulsores Electroestáticos.....	22
1.4.3.1 Propulsores de Efeito de Hall.....	23
1.4.3.2 Motores Iônicos	24
Capítulo 2	27
Configuração do Motor.....	27
2.1 Cátodo	28
2.1.1 Emissor de Eletrões	34
2.1.2 Linha de Propelente	35
2.1.3 Tubo Interior	36
2.1.4 Fonte de Calor	36
2.1.5 Escudo Térmico	37
2.1.6 Isolador do Propelente.....	37
2.1.7 Proteção Exterior	38
2.1.8 Anel de Proteção dos Ímanes.....	40
2.1.9 Isolador da Proteção Exterior.....	40
2.1.10 Chassis.....	41
2.1.11 Base do Cátodo	42

2.1.12 Isolador para Parafusos	43
2.2 Câmara de Descarga	44
2.2.1 Base dos Ímanes	47
2.2.2 Escudo dos Ímanes	48
2.2.3 Ânodo	48
2.2.4 Suporte dos Ímanes	49
2.2.5 Fixador do Ânodo	50
2.2.6 Isolador das Grelhas	52
2.3 Ótica Iónica	53
2.3.1 Grelha de Tela	57
2.3.2 Grelha de Aceleração	58
Capítulo 3	61
Configuração Magnética	61
3.1 Seleção dos Ímanes	68
3.2 Abordagens do Estudo Magnético	69
3.2.1 Procedimentos para criação de geometria do motor para análise no FEMM	70
3.3 Análise de Resultados	73
Capítulo 4	85
Materiais Utilizados	85
4.1 Emissor de Eletrões	85
4.2 Escudo Térmico	86
4.3 Fonte de Calor	87
4.4 Neutralizador	88
4.5 Grelhas	89
4.6 Linha de Propelente, Tubo interior e Proteção exterior	91
4.7 Isolador do Propelente, Anel de Proteção dos Ímanes, Isolador da Proteção Exterior, Isolador de Parafusos e Isolador das Grelhas	92
4.8 Chassis, Base do Cátodo, Escudo dos Ímanes, Ânodo e Fixador do Ânodo	93
4.9 Base e Suporte dos Ímanes	94
4.10 Ímanes	95
4.11 Propelente	97
Mapas Resumo de Consultas ao Mercado	99
Capítulo 5	101
5.1 Conclusão	101
5.2 Trabalhos Futuros	102
Bibliografia	103

Anexos.....	109
Anexo A.....	109
Anexo B.....	109
Anexo C.....	110
Anexo D.....	110
Anexo E.....	111
Anexo F.....	111
Anexo G.....	111
Anexo H.....	112
Anexo I.....	112
Anexo J.....	113
Anexo K.....	113
Anexo L.....	114
Anexo M.....	114
Anexo N.....	115
Anexo O.....	115
Anexo P.....	116
Anexo Q.....	116
Anexo R.....	117
Anexo S.....	117
Anexo T.....	118
Anexo U.....	118
Anexo V.....	119
Anexo W.....	119
Anexo X.....	120
Anexo Y.....	121
Anexo Z.....	121
Anexo AA.....	122
Anexo BB.....	123
Anexo CC.....	125
Anexo DD.....	126

Lista de Figuras

FIGURA 1.1 - NÚMERO DE LANÇAMENTOS DE NANO- SATÉLITES REALIZADOS COM SUCESSO, FALHADOS E PREVISTOS [7].	3
FIGURA 1.2 - NÚMERO TOTAL DE NANO-SATÉLITES E CUBESATS LANÇADOS [7].	3
FIGURA 1.3 - ÁREAS DE APLICAÇÃO DOS CUBESATS [9].	4
FIGURA 1.4 - QUANTIDADE DE CUBESATS LANÇADOS OU PROJETADOS DE CADA CONFIGURAÇÃO [7].	5
FIGURA 1.5 - VELAS SOLARES [25].	12
FIGURA 1.6 - NÚMERO DE SATÉLITES COM UM SISTEMA PROPULSIVO PRINCIPAL ELÉTRICO LANÇADO ENTRE OS ANOS DE 1981 E 2018, DIVIDIDOS PELAS 4 TIPOS PRINCIPAIS DE SISTEMAS PROPULSIVOS ELÉTRICOS [27].	14
FIGURA 1.7 - PERCENTAGEM DE SATÉLITES COM SISTEMAS PROPULSIVOS ELÉTRICOS EM GEO RELATIVAMENTE AOS EXISTENTES NESTAS ORBITAS [27].	15
FIGURA 1.8 - ESQUEMA SOBRE OS TIPOS DE PROPULSORES ELÉTRICOS.	16
FIGURA 1.9- ESQUEMA DO SISTEMA RESISTOJET [17].	17
FIGURA 1.10 - ESQUEMA DE UM SISTEMA PROPULSIVO ARCJET [17].	18
FIGURA 1.11 - ESQUEMA DE UM SISTEMA PROPULSIVO RF [32].	18
FIGURA 1.12 - ESQUEMA DE UM SISTEMAS PROPULSIVO MPD [33].	20
FIGURA 1.13 - ESQUEMA DA CONFIGURAÇÃO DO SISTEMA PROPULSIVO VASIMR [34].	21
FIGURA 1.14 - ESQUEMA DO SISTEMA PROPULSIVO PPT [17].	22
FIGURA 1.15 - ESQUEMA DE UM PROPULSOR SPT [35].	23
FIGURA 1.16 - MOVIMENTO DAS PARTÍCULAS DENTRO DE UM PROPULSOR DE EFEITO DE HALL [35].	24
FIGURA 1.17 - ESQUEMA DE UM PROPULSOR IÔNICO [40].	25
FIGURA 1.18 - ÓTICA IÔNICA DE UM SISTEMA COM 3 GRELHAS [41].	26
FIGURA 2.1 - MIXI TOTALMENTE MONTADO POR DAVID KNAPP [47].	28
FIGURA 2.2 - ESQUEMA DA CONFIGURAÇÃO DA ZONA DO CÁTODO ONDE SE ENCONTRA A PEÇA EMISSORA DE ELETRÕES, [12].	29
FIGURA 2.3 - ESQUEMA DA REAÇÃO DO PLASMA A UMA PERTURBAÇÃO [53].	30
FIGURA 2.4 - DIFERENTES REGIÕES DO PLASMA NO CÁTODO [12].	31
FIGURA 2.5 - ESQUEMA DOS 3 TIPOS DE ORIFÍCIOS DA LINHA DE PROPELENTE [12].	32
FIGURA 2.6 - ESQUEMA DA CONFIGURAÇÃO DO CÁTODO COM UMA MOLA.	33
FIGURA 2.7 - ESQUEMA DO CÁTODO SEM MOLA.	33
FIGURA 2.8 - VISTA EXTERIOR E INTERIOR DO CÁTODO DESENHADO.	34
FIGURA 2.9 - DESENHO CATIA DO EMISSOR DE ELETRÕES.	34
FIGURA 2.10 - DESENHO CATIA DA LINHA DE PROPELENTE.	35
FIGURA 2.11 - DESENHO CATIA DO TUBO INTERIOR.	36
FIGURA 2.12 - DESENHO CATIA DO ESCUDO TÉRMICO.	37
FIGURA 2.13 - DESENHO CATIA DO ISOLADOR DO PROPELENTE.	38
FIGURA 2.14 - DESENHO CATIA DA PROTEÇÃO EXTERIOR.	39
FIGURA 2.15 - DESENHO CATIA DO ANEL DE PROTEÇÃO DOS ÍMANES.	40

FIGURA 2.16 - DESENHO CATIA DO ISOLADOR DA PROTEÇÃO EXTERIOR.	40
FIGURA 2.17 - DESENHO CATIA DO CHASSIS.	41
FIGURA 2.18 - DESENHO CATIA DA BASE DO CÁTODO.	43
FIGURA 2.19 - DESENHO CATIA DO ISOLADOR DE PARAFUSOS.	44
FIGURA 2.20 - VISTA EXPLODIDA DO CÁTODO.	44
FIGURA 2.21 - DISTRIBUIÇÃO DO PLASMA E DO POTENCIAL NAS PROXIMIDADES DA PAREDE DO ÂNODO [58].	46
FIGURA 2.22 - VISTA EXTERIOR DA CÂMARA DE DESCARGA DESENHADA.	46
FIGURA 2.23 - VISTA CASO FOSSE EFETUADO UM CORTE A MEIO DA CÂMARA DE DESCARGA.	47
FIGURA 2.24 - DESENHO CATIA DA BASE DOS ÍMANES.	47
FIGURA 2.25 - DESENHO CATIA DO ESCUDO DOS ÍMANES.	48
FIGURA 2.26 - DESENHO CATIA DO ÂNODO.	49
FIGURA 2.27 - DESENHO CATIA DO SUPORTE DOS ÍMANES.	50
FIGURA 2.28 - DESENHO CATIA DO FIXADOR DO ÂNODO.	51
FIGURA 2.29 - DESENHO CATIA DO ISOLADOR DAS GRELHAS.	52
FIGURA 2.30 - ESQUEMA ELÉTRICO DE PROPULSOR IÓNICO COM 3 GRELHAS [59].	54
FIGURA 2.31- ESQUEMA ELÉTRICO DE UMA ÓTICA IÓNICA COM 2 GRELHAS [40].	55
FIGURA 2.32 - ESQUEMA DE UMA CONFIGURAÇÃO DA ÓTICA IÓNICA ONDE NÃO EXISTE IMPACTO DE IÕES NA GRELHA DE ACELERAÇÃO DEVIDO À DISTÂNCIA ENTRE AS GRELHAS (A) E SITUAÇÃO ONDE EXISTE (B) [61].	56
FIGURA 2.33 - DESENHO CATIA DA GRELHA DE TELA.	57
FIGURA 2.34 - DESENHO CATIA DA GRELHA DE ACELERAÇÃO.	58
FIGURA 2.35 - VISTA EXPLODIDA DA CÂMARA DE DESCARGA.	59
FIGURA 3.1 - DEMONSTRAÇÃO DAS DIFERENÇAS DE POTENCIAL, EM CASOS ONDE SE REDUZ DEMASIADO A ÁREA DAS PAREDES DO ÂNODO [12].	63
FIGURA 3.2 - PRINCIPAIS TIPOS DE CONFIGURAÇÃO MAGNÉTICA EM PROPULSORES IÓNICOS: (A) MILDLY DIVERGENT B-FIELD, (B) STRONGLY DIVERGENT B-FIELD, (C) RADIAL FIELD, (D) CUSP FIELD, (E) MAGNETIC MULTIPOLE FIELD, E (F) RING-CUSP FIELDS [12].	65
FIGURA 3.3 - VISTA LATERAL E AXIAL DE UMA CONFIGURAÇÃO "3 RING-CUSP" [42].	66
FIGURA 3.4 - (A) COMPORTAMENTO DAS LINHAS DE CAMPO JUNTO AOS PÓLOS MAGNÉTICOS, E (B) COMPORTAMENTO DA CONSTANTE B NOS PÓLOS MAGNÉTICOS [12].	66
FIGURA 3.5 - LINHAS DE CAMPO E A SUA DIREÇÃO NO INTERIOR DA CÂMARA DE DESCARGA [44].	67
FIGURA 3.6 - POSIÇÃO DOS ÍMANES NA CÂMARA DE DESCARGA DO PROPULSOR DESENHADO.	68
FIGURA 3.7- (A) ESQUEMA OBTIDO NO FEMM ANTES DA GERAÇÃO DA MALHA E (B) SECÇÃO DO PROPULSOR DESENHADO REPRESENTADA NO FEMM.	71
FIGURA 3.8 - (A) MALHA PRÉ-DEFINIDA (15.583 PONTOS), (B) MALHA COM 4.050 PONTOS, (C) MALHA COM 11.090 PONTOS, (D) MALHA COM 40.286 PONTOS, (E) MALHA COM 157.499 PONTOS E (F) MALHA COM 9.996.073 PONTOS.	72
FIGURA 3.9 - ESTUDO REALIZADO NO SOFTWARE FEMM PARA A CONFIGURAÇÃO BASE. FIGURA RETIRADA DE [47].	74
FIGURA 3.10 - RESULTADOS OBTIDOS PARA A CONFIGURAÇÃO COM AS ESPESSURAS IGUAIS ÀS EXISTENTES NO MIXI.	75

FIGURA 3.11 - APROXIMAÇÃO ÀS ZONAS ONDE SE ENCONTRAM AS DISCREPÂNCIAS ENTRE AS FIGURAS 3.9 E 3.10. (A) ZONA PRÓXIMA DA PEÇA SUPORTE DOS ÍMANES (B) ZONA PRÓXIMA DA PEÇA BASE DOS ÍMANES.	76
FIGURA 3.12 - RESULTADOS OBTIDOS PARA A CONFIGURAÇÃO COM AS ESPESSURAS MODIFICADAS PARA 3 MM.	77
FIGURA 3.13 - APROXIMAÇÃO DA FIGURA 12 NAS ZONAS ONDE SE ENCONTRAM AS DISCREPÂNCIAS ENTRE AS FIGURAS 3.9 E 3.10. (A) ZONA PRÓXIMA DA PEÇA SUPORTE DOS ÍMANES. (B) ZONA PRÓXIMA DA PEÇA BASE DOS ÍMANES.	78
FIGURA 3.14 - (A) MALHA PRÉ-DEFINIDA COM 15.583 PONTOS, (B) MALHA COM 4.050 PONTOS, (C) MALHA COM 11.090 E (D) MALHA COM 40.286.	80
FIGURA 3.15 - ESTUDO REALIZADO RELATIVAMENTE AO NÚMERO DE LINHAS DE CAMPO EXISTENTES NOS RESULTADOS. RESULTADOS COM 50 LINHAS DE CAMPO (A), COM 75 LINHAS DE CAMPO (B), COM 100 LINHAS DE CAMPO (C) E 200 LINHAS DE CAMPO.	82
FIGURA 3.16 - DISTRIBUIÇÃO DAS LINHAS DE CAMPO NA FIGURA 3.9 (A) E DISTRIBUIÇÃO DAS LINHAS DE CAMPO NO ESTUDO REALIZADO (B).	83
FIGURA 3.17 - DEFINIÇÕES DA SECÇÃO "CONTOUR PLOT" UTILIZADAS PARA OBTENÇÃO DA FIGURA 65.	83
FIGURA 3.18 - RESULTADOS OBTIDOS PARA O PRESENTE ESTUDO APRESENTADO LIMITAÇÕES NAS LINHAS DE CAMPO.	84
FIGURA 4.1 - EVOLUÇÃO DA DEPOSIÇÃO CATÓDICA EM FUNÇÃO DO ÂNGULO DE INCIDÊNCIA NOS MATERIAIS CONSIDERADOS PARA AS GRELHAS [41].	91
FIGURA 4.2 - ZONA CRÍTICA A NÍVEL DE TEMPERATURA EM RELAÇÃO AOS ÍMANES.	96
FIGURA A- NÚMERO DE LANÇAMENTOS DE NANO- SATÉLITES REALIZADOS COM SUCESSO, FALHADOS, PREVISTOS E PREVISÕES AO LONGO DOS ANOS [7].	109
FIGURA B-NÚMERO DE NANO SATÉLITES LANÇADOS POR PAÍS [7].	109
FIGURA C- NÚMERO DE NANO SATÉLITES LANÇADOS POR PAÍS EM GRÁFICO CIRCULAR [7]	110
FIGURA F - ESTADOS DA MATÉRIA [101].	111
FIGURA G - POSIÇÃO DOS FUROS LINHA DE PROPELENTE E TUBO INTERIOR.	111
FIGURA H - POSIÇÃO DOS FUROS DO ISOLADOR DE PROPELENTE.	112
FIGURA I - POSIÇÃO FUROS DA PROTEÇÃO EXTERIOR.	112
FIGURA J - POSIÇÃO DOS FUROS DA PROTEÇÃO EXTERIOR.	113
FIGURA K - POSIÇÃO DOS FUROS INFERIORES CHASSI.	113
FIGURA L - POSIÇÃO DOS FUROS SUPERIORES DO CHASSI.	114
FIGURA M - POSIÇÃO DOS FUROS EXTERIORES DA BASE DO CÁTODO.	114
FIGURA N - POSIÇÃO DOS FUROS INTERMÉDIOS DO CÁTODO.	115
FIGURA O - POSIÇÃO DOS FUROS INTERMÉDIOS DO CÁTODO.	115
FIGURA P - POSIÇÃO DOS FUROS DO ÂNODO.	116
FIGURA Q - MEDIDAS DAS ALHETAS DO ÂNODO.	116
FIGURA R - MEDIDAS DAS ALHETAS DO ÂNODO.	117
FIGURA S - MEDIDAS DAS ALHETAS DO ÂNODO.	117
FIGURA T - POSIÇÃO DO FURO DO SUPORTE DOS ÍMANES.	118
FIGURA U - POSIÇÃO DO FURO DO SUPORTE DOS ÍMANES.	118
FIGURA V - POSIÇÃO DO FUROS DO ISOLADOR DAS GRELHAS.	119

FIGURA W - DIMENSÕES DOS FUROS DO ISOLADOR DAS GRELHAS.	119
FIGURA X - DIMENSÃO DOS FUROS DO ISOLADOR DAS GRELHAS.	120
FIGURA Y - NÚMERO DE PONTOS POR FILA NAS GRELHAS.	121
FIGURA Z - ESQUEMA 2D DO PROPULSOR DESENHADO.	121
FIGURA AA.1 - ORIFÍCIO TIPO A DA LINHA DE PROPELENTE.	122
FIGURA AA.2 - DIMENSÕES DO ORIFÍCIO DA PARTE SUPERIOR.	122
FIGURA BB.1 - RESULTADOS OBTIDOS PARA O “US STEEL TYPE 2-S 0.024 INCH THICKNESS” COM MALHA DE 157.499 PONTOS.	123
FIGURA BB.2 - RESULTADOS OBTIDOS PARA O FERRO PURO COM MALHA DE 157499 PONTOS.	124
FIGURA CC - ENERGIA DE IONIZAÇÃO E EXCITAÇÃO DO XÉNON [12].	125

Lista de Tabelas

TABELA 1.1 - DIFERENTES CATEGORIAS DOS CUBE SATS REFERENTES À SUA MASSA [1].....	2
TABELA 1.2 - CARACTERÍSTICAS DOS SISTEMAS PROPULSIVOS PARA CUBE SATS [15][16][17]	8
TABELA 1.3 - SISTEMAS PROPULSIVO COM PROPELENTES ALTERNATIVOS, PRODUTORES E CARACTERÍSTICAS [15] .	10
TABELA 1.4 - SISTEMAS PROPULSIVOS DE GÁS FRIO, PRODUTORES E CARACTERÍSTICAS [15]	11
TABELA 1.5 - SISTEMAS PROPULSIVOS COM COMBUSTÍVEIS SÓLIDOS, PRODUTORES E CARACTERÍSTICAS [15].....	12
TABELA 1.6 - SISTEMAS PROPULSIVOS RESISTOJET, PRODUTORES E CARACTERÍSTICAS [15].....	17
TABELA 1.7 - SISTEMAS PROPULSIVOS PPT, PRODUTORES E ALGUMAS CARACTERÍSTICAS [15].....	22
TABELA 1.8 - SISTEMAS PROPULSIVOS DE EFEITO DE HALL, PRODUTORES E ALGUMAS CARACTERÍSTICAS [15]	24
TABELA 1.9 - SISTEMAS PROPULSIVOS IÔNICOS, PRODUTORES E ALGUMAS CARACTERÍSTICAS [15]	26
TABELA 2.1 - DIMENSÕES DO EMISSOR DE ELETRÕES.....	34
TABELA 2.2 - DIMENSÕES DA LINHA DE PROPELENTE	35
TABELA 2.3 - DIMENSÕES DO TUBO INTERIOR	36
TABELA 2.4 - DIMENSÕES DO ESCUDO TÉRMICO	37
TABELA 2.5 - DIMENSÕES DO ISOLADOR DO PROPELENTE	38
TABELA 2.6 - DIMENSÕES DA PROTEÇÃO EXTERIOR	39
TABELA 2.7 - DIMENSÕES DO ANEL DE PROTEÇÃO DOS ÍMANES.....	40
TABELA 2.8 - DIMENSÕES DO ISOLADOR DA PROTEÇÃO EXTERIOR.....	41
TABELA 2.9 - DIMENSÕES DO CHASSIS.....	42
TABELA 2.10 - DIMENSÕES DA BASE DO CÁTODO	43
TABELA 2.11 - DIMENSÕES DO ISOLADOR DE PARAFUSOS	44
TABELA 2.12 - DIMENSÕES DA BASE DOS ÍMANES	47
TABELA 2.13 - DIMENSÕES DO ESCUDO DOS ÍMANES.....	48
TABELA 2.14 - DIMENSÕES DO ÂNODO	49
TABELA 2.15 - DIMENSÕES DO SUPORTE DOS ÍMANES.....	50
TABELA 2.16 - DIMENSÕES DO FIXADOR DO ÂNODO	51
TABELA 2.17 - DIMENSÕES DO ISOLADOR DAS GRELHAS	52
TABELA 2.18 - COMPARAÇÃO DOS PARÂMETROS DAS GRELHAS EXISTENTES NO MIXI E OS DAS GRELHAS DO MOTOR DESENHADO [47]	56
TABELA 2.19 - DIMENSÕES DA GRELHA DE TELA.....	57
TABELA 2.20 - DIMENSÕES DA GRELHA DE ACELERAÇÃO.....	58
TABELA 4.1 - MATERIAIS CONSIDERADOS PARA CONSTITUIR O EMISSOR DE ELETRÕES E AS SUAS PRINCIPAIS CARACTERÍSTICAS [42].....	85
TABELA 4.2 - CARACTERÍSTICAS DO HEXABORETO DE LANTÂNIO [67].	86
TABELA 4.3 - MATERIAIS CONSIDERADOS PARA O ESCUDO TÉRMICO E SUAS PRINCIPAIS CARACTERÍSTICAS [68][69][70][71][72][73]	87
TABELA 4.4 - PROPRIEDADES DO COMPÓSITO CARBONO-CARBONO ESCOLHIDO [73]	87
TABELA 4.510 - PROPRIEDADES DO FIO DE TÂNTALO [75]	88

TABELA 4.6 - PROPRIEDADES DO FIO DE TUNGSTÊNIO [76][77].....	89
TABELA 4.7 - MATERIAIS CONSIDERADOS PARA A COMPOSIÇÃO DAS GRELHAS [41][68][78][73][79][80][81][82][83][84]	89
TABELA 4.8 - COEFICIENTE DE EXPANSÃO TÉRMICO DOS MATERIAIS CONSIDERADOS PARA AS GRELHAS [41][68][78][73][79][80]	90
TABELA 4.9 - PROPRIEDADES DO MACOR [85][86][87].....	93
TABELA 4.10 - MATERIAIS CONSIDERADOS PARA A COMPOSIÇÃO DO CHASSIS, BASE DO CÁTODO, ESCUDO DOS ÍMANES, ÂNODO E FIXADOR DOO ÂNODO E AS SUAS PROPRIEDADES [88][72][89][90][78][91].....	93
TABELA 4.11 - PROPRIEDADES DO AÇO INOXIDÁVEL 304 [72][89]	94
TABELA 4.12 - MATERIAIS CONSIDERADOS PARA A BASE DOS ÍMANES E SUPORTE DOS ÍMANES E AS SUAS PRINCIPAIS PROPRIEDADES [92]	94
TABELA 4.13 - PROPRIEDADES DO FERRO PURO [93]	95
TABELA 4.14 - PROPRIEDADES DOS ÍMANES ESCOLHIDOS [97].....	97
TABELA 4.15 - PROPRIEDADES DOS PROPELENTES CONSIDERADOS [98]	98
TABELA 4.16 - MAPA RESUMO DAS CONSULTAS DE MERCADO	100
TABELA D - ALGUMAS DAS PRINCIPAIS MISSÕES ENVOLVENDO SISTEMAS DE PROPULSÃO ELÉTRICA BEM COMO ALGUMAS CARACTERÍSTICAS DOS SISTEMAS PROPULSIVOS UTILIZADOS [27].....	110
TABELA E - LISTA DE MISSÕES DE SISTEMAS PROPULSIVOS ELÉTRICOS NO ESPAÇO PROFUNDO [27]	111
TABELA DD.1 - EMPRESAS CONTACTADAS PARA O HEXABORETO DE LÂNTANIO	126
TABELA DD.2 - EMPRESAS CONTACTADAS PARA O COMPÓSITO CARBONO-CARBONO	127
TABELA DD.3 - EMPRESAS CONTACTADAS PARA O FIO DE TÂNTALO.....	128
TABELA DD.4 - EMPRESAS CONTACTADAS PARA O FIO DE TUNGSTÊNIO	129
TABELA DD.5 - EMPRESAS CONTACTADAS PARA A GRAFITE PIROLÍTICA	130
TABELA DD.6 - EMPRESAS CONTACTADAS PARA O MACOR	131
TABELA DD.7 - EMPRESAS CONTACTADAS PARA O AÇO INOXIDÁVEL 304	132
TABELA DD.8 - EMPRESAS CONTACTADAS PARA O FERRO PURO	133
TABELA DD.9 - EMPRESAS CONTACTADAS PARA OS ÍMANES.....	134
TABELA DD.10 - EMPRESAS CONTACTADAS PARA AS FONTES DE ENERGIA.....	135
TABELA DD.11 - EMPRESAS CONTACTADAS PARA A MOLA	136

Lista de Acrónimos

SAPPHIRE	Stanford AudioPhonic Photographic IR Experiment
Call Poly	Universidade Estadual Politécnica da Califórnia
MarCO	Mars Cube One
LEO	Low Eart Orbits
VASIMR	Variable Specific Impulse Magnetoplasma Rocket
TRL	Technology Readiness Level
NASA	National Aeronautics and Space Administration
PPT	Pulsed Plasma Thruster
CHAMPS	CubeSat High-Impulse Adaptable Modular Propulsion System
ESA	European Space Agency
RHP	Reduced hazard propellant
ADN	Ammonium DiNitramide
HAN	Hydroxyl Ammonium Nitrate
EUA	Estados Unidos da América
URSS	União das Repúblicas Socialistas Soviéticas
SPT	Stationary Plasma Thrusters
XIPS	Xenon Ion Propulsion System
GEO	Órbita geoestacionária
RF	Radio Frequência
PPU	Power processing unit
MPD	Magneto Plasma Dynamics
ICH	Ion Cyclotron Heating
ALTs	Anode Layer Thrusters
FEEP	Field Emission Electrostatic Propulsion
ILIS	Ionic Liquid Ion Source
MiXI	Miniture Xenon Ion Thruster
UCLA	University of California em Los Angels
JPL	Jet Propulsion Laboratory
FEMM	Finite Element Method Magnetics
MET	Método dos Elementos Finitos
NdFeB	Neodímio-ferro-boro
SmCo	Samário Cobalto

Capítulo 1

Introdução

A presente dissertação tem como objetivo o design e construção de um motor iónico para *CubeSats*. Este trabalho encontra-se inserido no projeto *NANOSTAR*. Este tem como objetivo ser uma plataforma colaborativa entre universidades de Portugal, Espanha e França e formar estudantes especializados em áreas relacionadas com o setor espacial. Todas as universidades envolvidas receberam verbas monetárias para financiar projetos relacionados com o setor espacial, sendo que o projeto da Universidade da Beira Interior na área da propulsão espacial foi a presente dissertação.

A nível de presença no setor espacial, Portugal ainda é um país sem grande expressão. No entanto, nos últimos anos tem vindo a ser feitos esforços para inverter esta situação. Os casos mais evidentes foram a criação da Agência Espacial Portuguesa e o projeto do *Spaceport* nos Açores. Uma vez que a tendência é para que Portugal aumente a sua importância a nível espacial é de todo o interesse estudar sistemas propulsivos espaciais. Dentro destes, os sistemas elétricos são os que mais se têm desenvolvido nos últimos anos, juntamente com os *CubeSats*. A presente dissertação tem como objetivo permitir que a Universidade da Beira Interior inicie o estudo desta área emergente e para tal feito o design de um propulsor iónico. Para isto pretende-se realizar o design de um propulsor, construí-lo e testá-lo de forma a medir o seu desempenho.

Para atingir estes objetivos foram efetuadas adaptações e um sobredimensionamento ao propulsor MiXI. Seguidamente foi simulado o campo magnético criado e verificado se estava de acordo com os dados existentes e estudado qual o material mais indicado para cada peça tendo em conta as suas condições de operação. Para testar este propulsor é necessário construir uma câmara de vácuo. Este não é um dos objetivos da presente dissertação, mas de um trabalho adicional necessário para que se possa realizar as medições de desempenho.

1.1 *CubeSats*

No início da exploração espacial, em 1957, com o lançamento do Sputnik 1, tanto satélites como foguetões eram desenhados com grandes dimensões, eram veículos muito complexos que englobavam em si inúmeros outros sistemas. Com o passar do tempo assistiu-se a uma grande evolução de todos os sistemas envolvidos na exploração espacial, tendo esta evolução levado ao aparecimento de veículos espaciais de menores dimensões. No novo milénio, a indústria aeroespacial tem-se desenvolvido no sentido da miniaturização dos componentes enviados para o espaço. O maior exemplo destes componentes são os *CubeSats*. Estes são um tipo de satélite de dimensões reduzidas, sendo a sua estrutura baseada numa unidade padronizada de massa e volume. A unidade básica de um *CubeSat*, chamada de “U”, é um cubo com 10 centímetros de aresta e uma massa máxima de 1,33 quilogramas.

A miniaturização dos satélites foi um processo gradual. Com a construção de satélites cada vez mais pequenos surgiu a necessidade de os distinguir relativamente à sua massa. As categorias existentes vão desde os 0,01Kg até aos 500 Kg são apresentados na Tabela 1.1.

Tabela 1.1 - Diferentes categorias dos CubeSats referentes à sua massa [1]

<i>Designação</i>	<i>Massa (Kg)</i>
<i>Minissatélite</i>	100-500
<i>Microssatélite</i>	10-100
<i>Nanossatélite</i>	1-10
<i>Picossatélite</i>	0,1-1
<i>Femto-satélite</i>	0,01-0,1

O primeiro registo existente relativamente ao design de um microssatélite foi no fim da primeira metade da década de 90 na Universidade de Standford. Este microssatélite foi lançado em 2002 e foi chamado de SAPPHIRE (*Stanford AudioPhonic Photographic IR Experiment*) [2]. Ainda antes do lançamento do SAPPHIRE, no início de 1999, a Universidade de *Standford*, juntamente com a Universidade Estadual Politécnica da Califórnia (Cal Poly), começou a desenvolver, através dos investigadores Jordi Puig-Suari e Bob Twiggs, um conceito de veículo espacial ainda mais pequeno. O objetivo desta nova diminuição em relação ao microssatélite que já tinham desenhado era reduzir ainda mais os custos associados aos satélites para assim ajudar as universidades em todo o mundo a capacitar estudantes e pesquisadores no estudo de tecnologias espaciais. O projeto destes dois investigadores pretendia criar um conceito que permitisse a grupos universitários implementar rapidamente uma pequena missão espacial, através da maximização das possibilidades de fazer parte de um lançamento espacial como passageiro secundário.

Quando os primeiros *CubeSats* foram lançados em 2003 [3], havia uma perceção geral de que serviam para atender às necessidades existentes na formação de estudantes ou para atender a alguns pedidos de amadores. Mais tarde, percebeu-se que o *CubeSats* também poderiam ser usados para outras aplicações, tais como testes de tecnologias e missões científicas [4] e como aquelas relacionadas à astronomia e ao clima espacial [5]. Os *CubeSats* são considerados uma solução competitiva para aplicações espaciais, pois permitem o equilíbrio entre várias variáveis cruciais num projeto espacial, como tempo de desenvolvimento, custo, fiabilidade, tempo de vida útil da missão e substituição. Além destas variáveis, o risco inerente às missões com *CubeSats* é superior ao dos satélites de grande porte.

Os avanços nos sistemas miniaturizados de robótica espacial e microeletrónica permitiram que as tecnologias espaciais se tornassem mais leves, de menores dimensões e mais acessíveis e igualmente ou ainda mais funcionais em termos de tarefas que podiam desempenhar. Isto redefiniu a tecnologia espacial, permitindo a realização de missões mais ambiciosas.

Estes satélites de dimensões reduzidas são um recurso altamente versátil e económico, e tanto estes como as tecnologias que a eles estão associadas tornam-se uma das principais áreas de desenvolvimento e a que mais têm crescido no sector espacial [6]. Na Figura 1.1 são apresentados os dados existentes relativamente ao lançamento de nano-satélites até 31 de outubro de 2019.

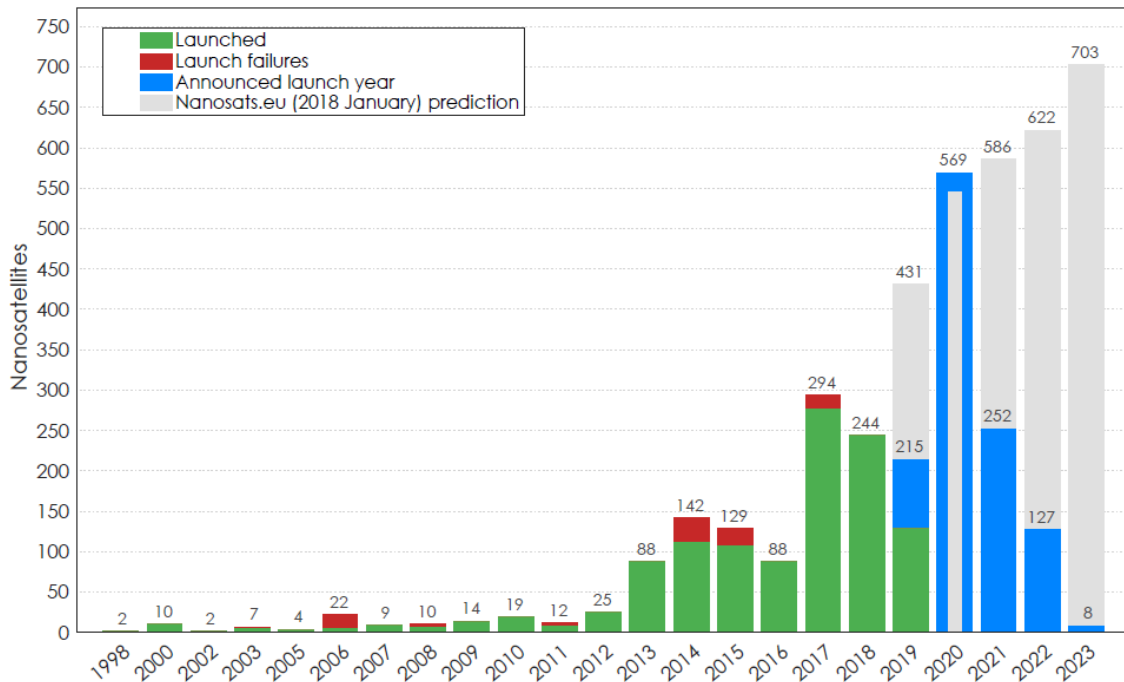


Figura 1.1 - Número de Lançamentos de nano- satélites realizados com sucesso, falhados e previstos [7].

Desde que a comunidade científica se inteirou das potencialidades inerentes aos *CubeSats* as previsões são de um crescimento exponencial da utilização dos mesmos (Anexo A). Após análise da Figura 1.1 é possível perceber que apesar do crescimento inicial como espetável nos anos de 2013 e 2014, em 2015 e 2016 isto não se verificou. Este fenómeno está relacionado com o número de lançamentos falhados em 2014 e em 2015 que implicaram um adiamento dos mesmos por parte de algumas entidades, de modo a estudar os erros ocorridos nos casos sem sucesso. Apesar do número de lançamentos ter diminuído a quantidade de *CubeSats* lançados tem tido um crescimento continuado, estando estes números expostos na Figura 1.2.

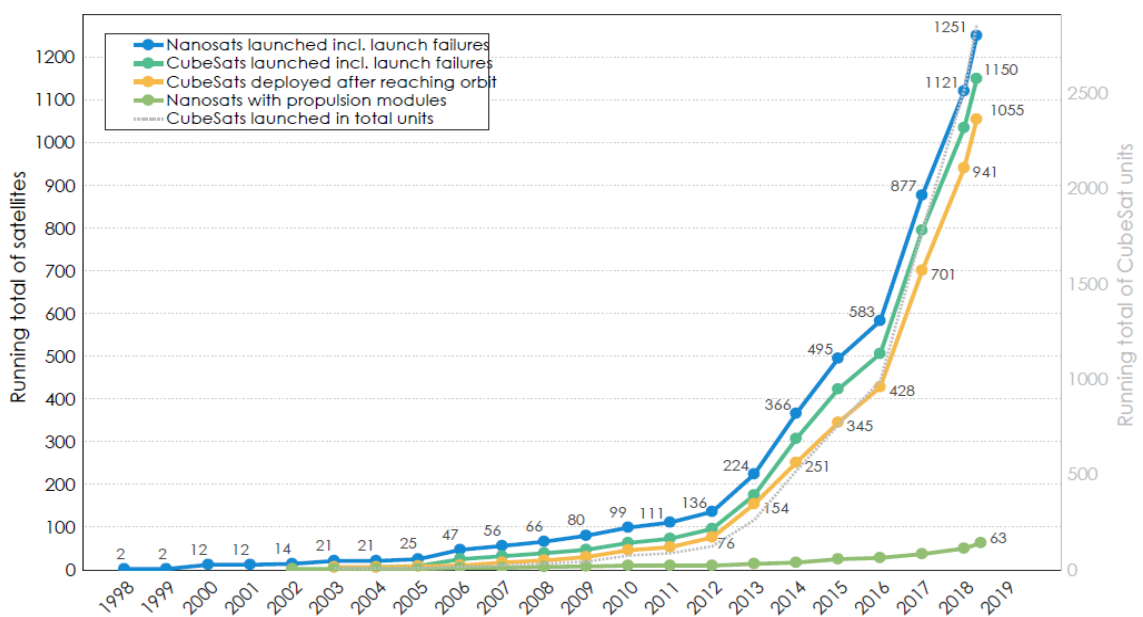


Figura 1.2 - Número total de nano-satélites e CubeSats lançados [7].

Como foi referido anteriormente, inicialmente os *CubeSats* tinham apenas propósitos educacionais, no entanto as suas aplicações rapidamente divergiram para muitas outras áreas. A Figura 1.3 mostra que apenas em 2006, os fins educacionais foram a principal utilização de *CubeSats*. A partir deste ano e até 2013, com exceção de 2011, a principal utilização dos *CubeSats* foi o teste e desenvolvimentos de tecnologias. A partir de 2014, a monitorização de dados na superfície terrestre passou a ser a principal aplicação para estes satélites. Uma área que cresceu bastante nos últimos anos foi a sua utilização para sistemas de comunicação, sendo previsto que o número de satélites com esta finalidade continue a aumentar nos próximos anos. Em 2030 é esperado que cerca de 52% dos *CubeSats* existentes no espaço estejam relacionados com as comunicações [8]. Os dados apresentados na Figura 1.3 foram recolhidos até dia 31 de maio de 2018, estando por isso os dados desse ano incompletos.

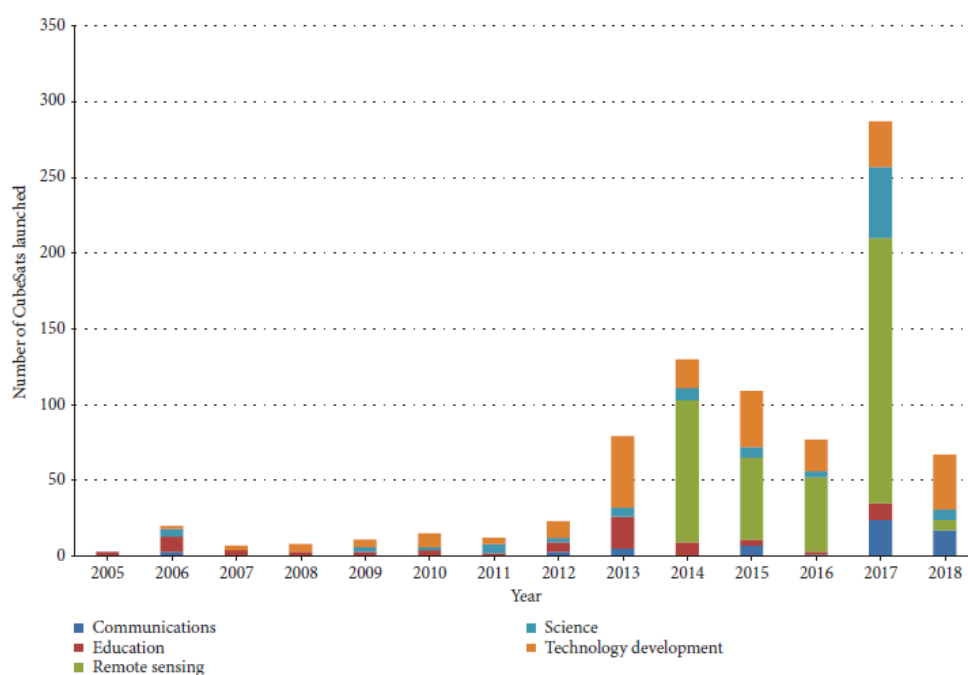


Figura 1.3 - Áreas de aplicação dos *CubeSats* [9].

O contínuo aumento da percentagem de *CubeSats* relacionados com o sector comercial lançados era expectável. Este sector é onde se encontram as grandes empresas da área e é onde existem maiores quantias para investir. As principais empresas privadas associadas a *CubeSats* são por exemplo a *OneWeb* ou a *SpaceX*. O objetivo destas é instalar e operar constelações de *CubeSats* próprias, de modo a poder oferecer uma variada gama de produtos e serviços aos potenciais clientes. Um dos projetos em que a *SpaceX* tem estado a trabalhar prevê a implantação de mais de 4.000 microssatélites em órbitas pré-definidas para criar um sistema global de comunicação pela internet [10].

A presença destas grandes empresas é de grande importância para o futuro desenvolvimento dos *CubeSats* e todos os sistemas inerentes aos mesmos, quer pela experiência, quer pela sua capacidade financeira e estes pequenos satélites trouxeram uma mudança histórica ao sector espacial no que toca à distribuição de mercado. Projetos relativos a satélites de grandes dimensões (com massas superiores a 500 kg) implicam orçamentos na ordem dos 100 milhões

de dólares para desenvolver, fabricar, segurar, implantar e operar os mesmos. Em comparação, o orçamento necessário para os mesmos processos relativamente a *CubeSats* ronda o milhão de dólares. Estas condições fazem com que o mercado relativo ao sector espacial vivencie algo novo. Apesar da importância das grandes empresas, o mercado espacial já não é totalmente dominado pelas mesmas. O setor espacial passou a estar aberto a um número muito maior de pessoas, entidades e países. No Anexo B e C são apresentados gráficos relativos aos nano-satélites lançados por cada país.

O design proposto em 1999 para *CubeSats* não tinha como intuito tornar-se um modelo standard, no entanto isto acabou por acontecer, tornando-se num conceito muito popular e padronizado. Esta popularidade vem em parte da grande capacidade de adaptação que estes satélites apresentam relativamente às suas várias configurações possíveis no que respeita à sua estrutura. Estas configurações resultam da combinação de unidades básicas, os U's, e as principais existentes são *CubeSats* com 1U, 2U, 3U, 6U, 12U, 16U e 27U. Na Figura 1.4 é possível observar o tipo e número de *CubeSats* já lançados ou com lançamento agendado. De referir que existem inúmeras outras combinações possíveis além das principais acima referidas.

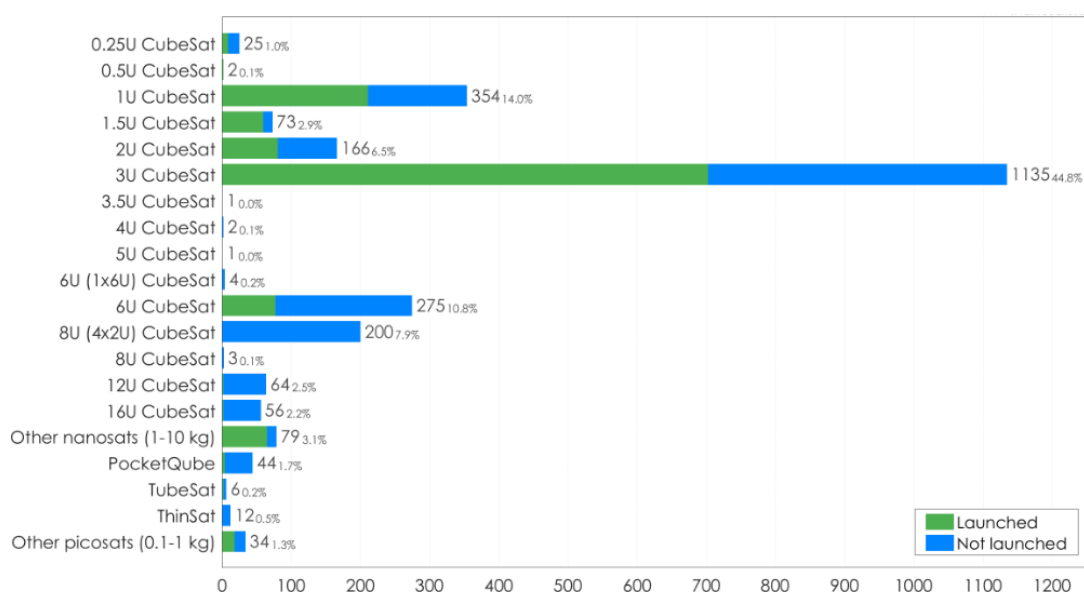


Figura 1.4 - Quantidade de *CubeSats* lançados ou projetados de cada configuração [7].

É facilmente observável que a configuração mais utilizada é a 3U, seguindo-se da 1U e 6U. Nos últimos anos, a configuração 6U tem ganho maior protagonismo, um exemplo disto foi o seu uso na primeira missão interplanetária de um *CubeSat*, a *Mars Cube One (MarCO)*, lançada a 5 de maio de 2018. É esperada uma taxa de crescimento de 56,5% na utilização desta configuração até 2022 [11].

Um dos grandes desafios ao qual *CubeSats* estão diretamente relacionados é o desenvolvimento dos sistemas propulsivos miniaturizados. Na Figura 1.2 é possível verificar que o número de *CubeSats* existente comparativamente ao número dos *CubeSats* com sistemas propulsivos é muito superior. Isto está relacionado com os *CubeSats* serem principalmente utilizados em *Low*

Eart Orbits, LEO, e ao acréscimo que um sistema propulsivo acrescenta ao projeto de um *CubeSat*. Cada vez mais as missões das quais os *CubeSats* fazem parte têm objetivos mais ambiciosos. Devido à já grande exploração das LEO, estas missões tendem no sentido da exploração interplanetária. Estes tipos de missões implicam percorrer grandes distâncias e obriga ao desenvolvimento de sistemas propulsivos que possibilitem que as mesmas sejam realizadas num espaço temporal o mais curto possível. Este ponto tem sido um enorme desafio para a comunidade científica e muitos sistemas propulsivos têm sido desenvolvidos no sentido de se possibilitar o estudo de alvos cada vez mais longínquos. Atualmente existem várias tecnologias propulsivas disponíveis para *CubeSats*, desde as tecnologias que utilizam propulsão química às que utilizam propulsão elétrica. Alguns destes sistemas são adaptações dos sistemas propulsivos já existentes para satélites de grandes dimensões e apesar de já existirem há algum tempo para esses satélites a miniaturização dos mesmos não é uma tarefa tão simples como aparenta.

Na Tabela 1.2 é apresentada uma comparação entre alguns dos principais sistemas propulsivos disponíveis para *CubeSats*. Estes sistemas podem ser agrupados em 3 grandes tipos: sistemas químicos, sistemas sem propelente e sistemas elétricos. Os sistemas que não utilizam propelente são, destes 3 tipos, o mais recente. Entre os sistemas propulsivos químicos e elétricos existem inúmeras diferenças. Os sistemas químicos são sistemas com níveis de tração elevados e que conseguem alcançar grandes velocidades. Apesar destas características, estes sistemas são altamente ineficientes, como é possível observar através do impulso específico. O impulso específico é uma medida utilizada sobre o quão eficientemente um propelente é utilizado, sendo calculado através da relação entre a tração produzida e o consumo de combustível [12]:

$$I_{sp} = \frac{T}{\dot{m}_p \cdot g} \quad (1.1)$$

Contrariamente, os sistemas propulsivos elétricos são um tipo de sistemas propulsivos que primam pela eficiência relativamente aos níveis de tração. Estes sistemas têm altas eficiências e baixos níveis de tração. Deste modo, o propósito destes é funcionar durante largos períodos de tempo de forma a atingir grandes velocidades. A eficiência de um sistema propulsivo está diretamente ligada ao tempo de funcionamento do mesmo e por esse motivo tal como os sistemas propulsivos elétricos funcionam por largos períodos de tempo. Os sistemas químicos apenas conseguem ter propelente para funcionar por períodos de tempo menores. A tração gerada nos sistemas propulsivos elétricos é na ordem dos micro e mili Newton, mas os seus impulsos específicos podem chegar aos 30.000 s, como por exemplo no caso do motor VASIMR. A força propulsiva gerada por um sistema propulsivo é quantificada através da seguinte equação [13]:

$$F = \dot{m}v_e + A_e p_e \quad (1.2)$$

Onde:

$$v_e = g_0 I_{sp} \quad (1.3)$$

E \dot{m} é o caudal mássico que é ejetado pelo sistema propulsivo, A_e é a área de saída do bocal e p_e é a pressão do escoamento que sai do sistema propulsivo no plano de saída do mesmo. Outra equação importante associada aos sistemas propulsivos é a da eficiência:

$$\eta \approx \frac{\frac{1}{2} \dot{m} v_e}{P} \quad (1.4)$$

Dada pela razão entre a fração de energia que é transformada em energia cinética na saída do motor sobre o total da energia fornecida.

A quarta coluna da Tabela 1.2 refere-se ao nível de maturação das tecnologias de propulsão. O TRL ou *Technology Readiness Level* [14] é um método de estimar o nível de maturação de uma tecnologia, que foi inicialmente desenvolvido pela NASA e utilizado como escala padrão para todos os sistemas espaciais. Esta escala divide-se em 9 níveis sendo o nono o mais alto e consequentemente indica que a tecnologia está muito desenvolvida. Os sistemas propulsivos elétricos para *CubeSats* mais avançados encontram-se no nível de maturação 7, ou seja, são protótipos que foram demonstrados a nível operacional, mas que ainda não são sistemas completos e qualificados. Qualquer pequena mudança no sistema propulsivo como por exemplo o propelente utilizado faz descer o TRL de um sistema. Nos casos na coluna 4 onde são apresentados 2 nomes com TRLs diferentes, são referentes a sistemas com propelentes diferentes. Posteriormente à Tabela 1.2 serão descritos todos os sistemas propulsivos nela indicados, e também alguns não indicados.

Tabela 1.2 - Características dos sistemas propulsivos para CubeSats [15][16][17]

Tipo de sistema propulsivo	Produtos	Tração	Impulso Específico (s)	Estado de TRL
Químicos	Hidrazina	0,5 - 30,7 N	200 - 235	9
	Gás Frio	10 mN - 10 N	65 - 70	Butano 9
	Propulsão Alternativa (Verde)	0,1 - 27 N	220 - 250	HAN 6, AND 9
	Motores com Combustível sólido	0,3 - 258 N	187 - 300	CAPS-3 8, MAP 9
Sem Propelente	Velas Solares	0,25 - 0,6 mN	N/A	6 (85m ²), 7 (35m ²)
Elétricos	Resistojet	10 mN - 0,45 N	48 - 150	Micro Resistojet 5, Resistojet Propulsion System 9
	Variable Specific Impulse Magnetoplasma Rocket, VASIMR	N/A	3.000 - 30.000	4<
	Pulsed Plasma Thruster, PPT	1 - 1.300 µN	500 - 3.000	Teflon 7, Titânio 7
	Propulsor Electropray	10 - 120 µN	500 - 5.000	7
	Propulsor de efeito de Hall	10 - 50 mN	1.000 - 2.000	Xénon 7, Iodo 3
	Propulsor Iônico	1 - 10 mN	1.000 - 3.500	Xénon 7, Iodo 4

1.2 Sistemas Propulsivos Químicos

1.2.1 Sistemas propulsivos que utilizam hidrazina como propelente

O N_2H_4 ou hidrazina é uma substância que tem sido amplamente utilizada como propelente em sistemas propulsivos químicos. A grande utilização destes sistemas faz com que estes se encontrem muito desenvolvidos, com TRL 9, e que existam vários sistemas diferentes com este propelente. Neste tipo de sistema propulsivo a hidrazina reage com um oxidante, normalmente O_2 , criando assim tração. É frequentemente utilizado um catalisador, irídio, para ajudar à reação [18]. Estes tipos de sistemas propulsivos são considerados boas opções relativamente à relação entre massa e volume necessários para realizar operações com veículos de pequenas dimensões.

A nível do desenvolvimento feito pelas empresas da área a *Airbus Defence and Space* desenvolveu um propulsor de hidrazina classe 1-N (as classes estão relacionadas com a tração debitada, sendo a 1-N correspondente a 1 Newton). A *Aerojet Rocketdyne* optou pela adaptação de projetos existentes para veículos espaciais de grandes dimensões para os de pequenas dimensões, como o propulsor MR-103 usado na *New Horizons* para aplicação de controle de atitude (Stratton 2004). Outros propulsores da *Aerojet Rocketdyne* potencialmente aplicáveis a naves espaciais pequenas incluem MR-111 e o MR-106. O *CubeSat High-Impulse Adaptable*

Modular Propulsion System (CHAMPS) está a utilizar os trabalhos realizados anteriormente para a miniaturização de sistemas movidos a hidrazina para desenvolver sistemas propulsivos monopropelente para *CubeSats* [15].

Estes motores satisfazem uma grande gama de manobras desde manutenção e transferência de órbita a controlo de momento. Existem várias configurações [19] sendo que o MPS-20 foi escolhido e financiado pela NASA para ser submetido a testes mais intensivos. Este sistema encontra-se em fase final de testes, encontrando-se por isso ainda em TRL 5.

1.2.2 Propulsores Alternativos (verdes)

Os propelentes alternativos ou também chamados "propelentes verdes", são propelentes que têm uma toxicidade reduzida. A expressão "propulsores verdes" têm sido geralmente utilizados para descrever propelentes que reduzem os perigos associados ao trabalho com substâncias que, para fins de desempenho, devem reagir o mais energeticamente possível. Estes perigos estão presentes ao longo do ciclo de vida das várias substâncias, desde a fabricação, manuseio, transporte e armazenamento, até a queima efetiva em sistemas propulsivos. Baseado na definição da Agência Espacial Europeia (ESA) [20], um "propelente verde" é aquele que tem o potencial de ter um impacto adverso reduzido, seja para o meio ambiente ou para pessoas com quem possa entrar em contato, sem descuidar os especificações necessários para atender aos requisitos da missão. O termo *reduced hazard propellant* (RHP) também pode ser utilizado para caracterizar estes sistemas propulsivos.

Comparativamente a outros, estes propelentes têm custos de operação inferiores, pois são necessárias menos precauções e cuidados especiais, e têm maior flexibilidade de operação, a possibilidade de ser transportados por via aérea e as atividades paralelas que implica são de menor complexidade como por exemplo o facto destes propelentes serem menos propícios a se decomporem exotermicamente, faz com que necessitem de menos restrições na sua conservação a nível da temperatura. Outra vantagem já observada na Tabela 1.2 é o impulso específico ligeiramente superior que os propelentes alternativos têm em relação à hidrazina. Apesar destas características, a taxa de introdução destes em sistemas tem sido relativamente lenta, em grande parte devido aos níveis de TRL e ao conservadorismo existente na indústria de propulsão espacial.

A maioria dos sistemas propulsivos alternativos está ainda em desenvolvimento, sendo que a sua utilização ainda apresenta alguns desafios técnicos como as limitações na escolha de materiais devido às altas temperaturas atingidas na combustão e a necessidade de aumentar o consumo de energia. Os principais propelentes em desenvolvimento utilizam como base do propelente *Ammonium DiNitramide (ADN)-based LMP-103S* ou a *Hydroxyl Ammonium Nitrate (HAN)-based monopropellant*, no entanto também há casos com AF-M215E e AF-M315E [15].

Na Tabela 1.3 são apresentados os principais sistemas a serem desenvolvidos, a empresa que os está a desenvolver e algumas características dos mesmos.

Tabela 1.3 - Sistemas propulsivo com propelentes alternativos, produtores e características [15]

Produtos	Base do Propelente	Produtor	Tração (N)	Impulso Específico (s)	Nível de TRL
GR-1	HAN	<i>Aerojet Rocketdyne</i>	0,26 - 1,42	231	6
GR-22	HAN	<i>Aerojet Rocketdyne</i>	5,7 - 26,9	248	5
N HPGP	AND	<i>Brandford Engineering</i>	0,25 - 100	204 - 235	9
HYDROS-C	Other	<i>Tethers Unlimited, Inc.</i>	1,2	310	6
AMAC	Other	<i>Busek</i>	0,425	225	5
MiPS	AND	<i>VACCO</i>	0,4	250	6
BGT-X5	HAN	<i>Busek</i>	0,5	220	5
EPSS C1K	AND	<i>NanoAvionics</i>	0,3	252	7
Green Hybrid	Other	<i>Utah State</i>	8	215	6

1.2.3 Sistemas a Gás Frio

Os sistemas de propulsão a gás frio são, a par com os sistemas que utilizam hidrazina, uma das tecnologias mais desenvolvidas para veículos espaciais de menores dimensões. Por este motivo já existem sistemas propulsivos deste tipo otimizados para uma ampla gama de órbitas terrestres e missões interplanetárias. Este sistema propulsivo provou ser o mais adequado e bem-sucedido modo de propulsão espacial de baixo impulso para manobras LEO, devido à sua baixa complexidade e emissão térmica além de seu baixo custo e consumo de energia [21]. O impulso é produzido pela expulsão de um propelente, inerte e não tóxico, que pode ser armazenado na forma de gás a alta pressão ou líquido saturado. A sua principal utilização é o controlo de atitude do satélite. O tanque de propelente armazena o combustível necessário para que o controlo de atitude do satélite seja efetuado durante a sua operação em órbita, fornecendo uma quantidade suficiente de força para fornecer estabilização no movimento de passo, guinada e rotação do satélite.

Recentemente, novos projetos melhoraram a capacidade desses sistemas para nano-satélites. Na Tabela 1.4 é possível observar os principais sistemas de propulsão a gás frio e quente, desenvolvidos e a serem desenvolvidos, a empresa que os está a desenvolver e algumas características dos mesmos. Sistemas de gás quente têm sido usados em várias missões para pressurização e usam o mesmo princípio básico, produzindo um desempenho de impulso mais específico do que o gás frio [15].

Tabela 1.4 - Sistemas propulsivos de gás frio, produtores e características [15]

Produtos	Produtor	Tração	Impulso Específico (s)	Propelente	Nível de TRL
Micro Thruster	<i>Marotta</i>	0,05 - 2,36 N	65	Azoto	9
Butane Propulsion System	<i>SSTL</i>	0,5 N	80	Butano	9
Nanoprop 3U	<i>GomSpace/NanoSpace</i>	0,01 - 1 mN	60 - 100	Butano	9
Nanoprop 6U	<i>GomSpace/NanoSpace</i>	4 - 40 mN	60 - 100	Butano	9
MiPS Cold Gas	<i>VACCO</i>	53 mN	23	Butano	9
MarCO MiPS	<i>VACCO</i>	10 mN	40	R236FA	9
POPSAT-HIP1	<i>Micro Space</i>	0,083 - 1,1 mN	32 - 43	Árgon	8
CNAPS	<i>UTIAS/SFL</i>	12,5 - 40 mN	40	hexafluoreto de enxofre	9
CPOD	<i>VACCO</i>	25 mN	40	R134A/R236FA	6

1.2.4 Sistemas propulsivos com combustíveis sólidos

Os sistemas propulsivos que utilizam como propelente combustíveis sólidos são normalmente usados para manobras impulsivas (manobras que através de breves disparos dos motores a bordo alteram a magnitude e a direção do vetor da velocidade instantaneamente), como a inserção em órbita ou a rápida saída de órbita. Os princípios utilizados para foguetões movidos com combustíveis líquidos são os mesmos para os foguetes de combustível sólido. O desenvolvimento destes sistemas propulsivos baseou-se nas vantagens que um combustível sólido tem em relação a um líquido. Os combustíveis sólidos são mais densos e não são voláteis. Estes podem ser armazenados por períodos indefinidos num estado de prontidão instantânea para a sua utilização. Os sistemas propulsivos de combustíveis sólidos podem variar em tamanho desde alguns quilos a muitas toneladas, sendo este último caso obviamente não aplicável a um *CubeSat*.

Com este tipo de propelente, os veículos espaciais atingem impulsos específicos baixos a moderados e altos valores de tração. Existem alguns sistemas de propelente sólido eletricamente controlados que operam na faixa dos mN. Eles são reinicializáveis, têm capacidade de alterar a direção dos veículos onde se encontram e são adequados para pequenas aplicações espaciais. Na Tabela 1.5 é possível observar os principais sistemas de propulsão com propelente sólido, desenvolvidos e a serem desenvolvidos, a empresa que os está a desenvolver e algumas características dos mesmos.

Tabela 1.5 - Sistemas Propulsivos com Combustíveis Sólidos, Produtores e Características [15]

Produto	Produtor	Massa Total (Kg)	Tração Média (N)	Impulso Específico (s)	Nível de TRL
ISP 30 sec motor	<i>Industrial Solid Propulsion</i>	0,95	37	187	6
STAR 4G	<i>Northrop Grumman Innovation Systems</i>	1,5	258	277	6
CAPS-3	<i>DSSP</i>	2,330	0,3	<300	8
MAP	<i>PacSci EMC</i>	Customizado	Indisponível	210	9

1.3 Sistemas Propulsivos sem Propelente

Uma das maiores limitações à vida de um satélite no espaço é a quantidade de propelente que pode transportar. Como possível resolução deste problema surgiram os sistemas propulsivos sem propelente. Estes sistemas, tal como o nome indica, não utilizam um propelente para gerar tração, sendo assim sistemas de menor complexidade que reduzem as limitações de massa. Estes sistemas podem alcançar altas velocidades que potencialmente poderiam levar um objeto em viagens interplanetárias.

As velas solares são o método mais popular de tipo de propulsão. Estas aproveitam a pressão da radiação solar refletindo os fótons através de vela feita de um material altamente refletivo [22]. Diversas missões já foram conduzidas para demonstrar essa tecnologia para grandes veículos, como por exemplo o japonês *IKAROS* [23], lançado em 2010. Em relação a pequenas naves espaciais, a NASA tem vindo a realizar pesquisas extensivas que resultaram no lançamento em 2010 da *NanoSail-D2* [24], uma missão de demonstração de tecnologia. A vela tinha uma superfície de implantação de 10 m², era feita de um material altamente refletivo chamado CP-1 e pesava 4,2 kg.



Figura 1.5 - Velas solares [25].

1.4 Sistemas Propulsivos Elétricos

Nos últimos anos, a propulsão elétrica tem-se tornado a escolha para o sistema propulsivo de inúmeros satélites. O sinal mais notável desta tendência é o constante crescimento do número de satélites de telecomunicação comerciais, utilizados para defesa e missões espaciais que incluem estes sistemas a bordo. Esta crescente demanda por sistemas de propulsão elétrica fomenta o desenvolvimento de novos sistemas e componentes para os mesmos. Em paralelo, estes sistemas têm sido desenvolvidos e estudadas diversas outras aplicações, como por exemplo missões de redirecionamento de asteroides.

Embora o conceito de propulsão elétrica tenha sido documentado desde o início do século 19, a fase de pesquisa e desenvolvimento foi adiada até os anos 50 e 60. Esta distância temporal entre a primeira vez que foi documentado e a altura em que se começou a trabalhar mais seriamente neste tipo de sistemas deveu-se principalmente ao facto de em 1900 as tecnologias existentes não irem de encontro ao que este tipo de sistemas exigia. Os anos passados serviram para a maturação dos sistemas a utilizar, nomeadamente tecnologias de fornecimento de energia no espaço [26]. A partir dos anos 50 e 60 foram desenvolvidos vários modelos de propulsores utilizando a eletrotérmica, a eletrostática e o eletromagnetismo para mecanismos de aceleração, onde as diferenças mais significativas entre os vários modelos derivam do método de ionização dos átomos nos propulsores. Os quatro principais sistemas propulsivos desenvolvidos foram os propulsores iónicos, os PPT, os propulsores de efeito de Hall e os resistojets. Os EUA e a URSS eram os principais desenvolvedores destas tecnologias, essencialmente através das universidades, agências espaciais e a nível militar.

As primeiras missões onde estes sistemas propulsivos estiveram presentes foram missões de demonstração de tecnologia. Em 1962 foi lançado o primeiro sistema propulsivo elétrico e o primeiro lançamento com sucesso ocorreu em 1964 na missão SERT-1. O sistema propulsivo elétrico presente nesta missão era constituído por motores iónicos que utilizavam mercúrio como propelente. Ambos estes lançamentos foram da autoria dos EUA, sendo que o objetivo de ambos era executar um voo suborbital. Ainda no ano de 1964 foi executada a missão Zond-2, da autoria da URSS, que colocou numa LEO um satélite com um sistema propulsivo elétrico para controlo de atitude. O tipo de sistema propulsivo utilizado foi um PPT que utilizava teflon como propelente. A primeira missão realizada onde se utilizou um resistojet como sistema propulsivo foi a GGSE-2, em 1965, da autoria dos EUA, e o primeiro propulsor de efeito de Hall foi utilizado na missão Meteor 1-10, em 1972, da autoria da URSS [27]. Algumas das principais missões envolvendo sistemas de propulsão elétrica bem como algumas características dos sistemas propulsivos utilizados são apresentadas no Anexo D.

Nas três décadas seguintes, o interesse por estes sistemas propulsivos aumentou consideravelmente e estas tecnologias foram sujeitas a diversos testes. Apesar de terem cumprido todos com sucesso, as empresas relacionadas com a produção e utilização dos sistemas propulsivos elétricos ainda tinham pouca experiência na utilização deste quando comparados com os sistemas propulsivos químicos. A maioria delas eram empresas já relacionadas com a propulsão espacial na forma de propulsão química. Isto juntamente com a

complexidade dos sistemas elétricos e a tração muito baixa que estes produziam no início da sua utilização, mantiveram esta tecnologia num nível de utilização muito inferior ao dos propulsores químicos. Apesar deste conservadorismo da indústria aeroespacial nos anos 90 foram introduzidos dois dos sistemas propulsivos elétricos mais populares: o SPT-100 (1994) [28] e o *Xenon Ion Propulsion System* (XIPS) (1997) [29].

Em 1980, na missão Intelsat-V, foi lançado e operado com sucesso o primeiro satélite de comunicações com um sistema propulsivo elétrico, um resistojet, em GEO. Esta missão marcou o ponto de viragem da utilização destes sistemas para satélites de comunicação em GEO, pois foi a partir daqui que os motores elétricos começaram a ser vistos como alternativas fiáveis aos propulsores químicos com bipropelente.

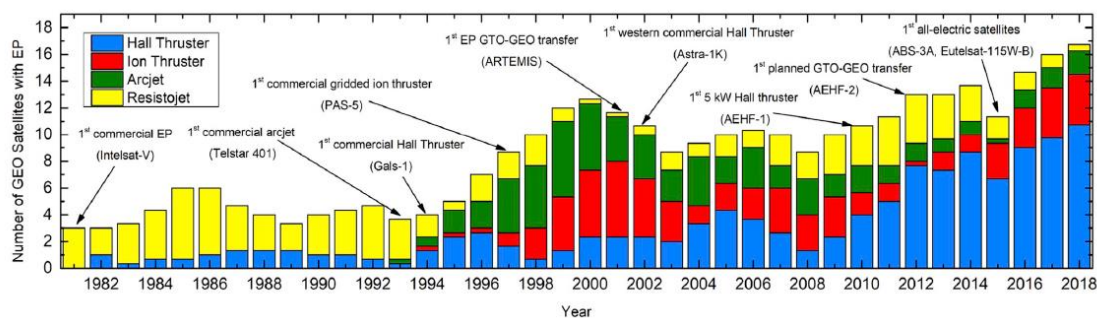


Figura 1.6 - Número de satélites com um sistema propulsivo principal elétrico lançado entre os anos de 1981 e 2018, divididos pelas 4 tipos principais de sistemas propulsivos elétricos [27].

Na Figura 1.6 pode ser observada a baixa utilização de sistemas propulsivos elétricos em satélites em GEO. A primeira década do novo milénio trouxe fortes evidências das vantagens dos motores elétricos em muitas aplicações. Os benefícios de um impulso específico mais alto superavam os constrangimentos do baixo valor de tração fornecida. Um importante acontecimento para este sucesso particular deveu-se a uma série de satélites de comunicação lançados pela Boeing que utilizavam sistemas XIPS. Este sucesso reforçou a capacidade da utilização de propulsão elétrica para GEO. Antes de 1980 apenas eram utilizados resistojets para satélites que orbitavam em GEO, mas a partir do final da década de 90 os arcjets e os propulsores iónicos passaram a ser os tipos mais utilizados. A partir de 2008, os propulsores de efeito de Hall ganharam expressão neste sector e hoje em dia são o tipo de propulsor mais utilizado para orbitas GEO.

Duas missões particularmente importantes para que a propulsão elétrica demonstrasse as suas capacidades para ser utilizada em transferências para GEO, foram a missão Artemis em 2001 e a AEHF-1 em 2010. Em ambas as missões ocorreram falhas no funcionamento do sistema de propulsivo químico, o que poderia significar uma perda total de missão, mas devido ambos os satélites possuírem um subsistema de propulsão elétrica foi possível efetuar as transferências de GTO para GEO. Na missão Artemis foram utilizados propulsores iónicos e na AEHF-1 propulsores de efeito de Hall. As percentagens da utilização de satélites com sistemas propulsivos elétricos relativamente aos existentes em GEO é apresentada na Figura 1.7.

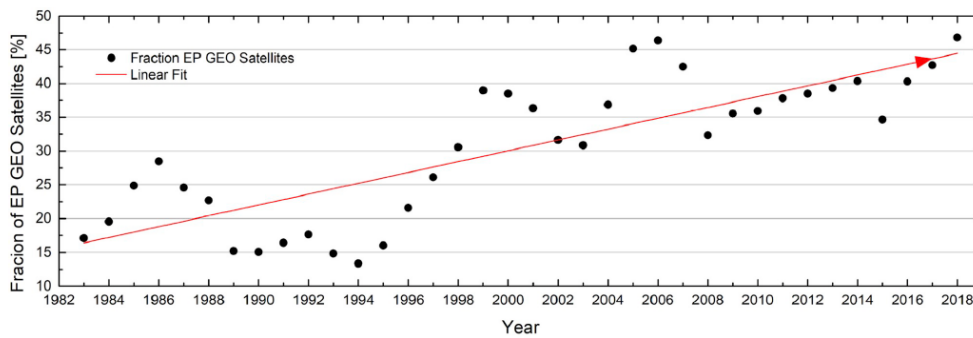


Figura 1.7 - Percentagem de satélites com sistemas propulsivos elétricos em GEO relativamente aos existentes nestas órbitas [27].

Outro fator que levou a propulsão elétrica a ganhar ímpeto, está relacionado com o surgimento e grande utilização de *CubeSats*. O baixo investimento necessário ao desenvolvimento destes satélites permite que seja efetuado um número muito superior em testes, que não seria possível efetuar caso fossem testados em satélites de grandes dimensões. Este baixo investimento também implica uma maior abertura a testar estas tecnologias pois os possíveis ganhos com as novas tecnologias podem mais facilmente compensar relativamente ao investimento feito. Hoje em dia as principais aplicações da propulsão elétrica são:

- Manutenção de órbita;
- Controlo de atitude;
- Transferência de órbitas;
- Missões no espaço profundo.

Este último tópico das principais utilizações dos sistemas propulsivos elétricos é o mais recente dos apresentados. A primeira missão no espaço profundo onde foram utilizados sistemas propulsivos químicos foi em 1998, a missão *Deep Space 1* [30]. Os propulsores iónicos têm sido o tipo de sistema propulsivo elétrico mais utilizado neste tipo de missões. Isto acontece devido a este tipo de sistema ter um alto impulso específico, o maior entre os sistemas propulsivos elétricos suficientemente desenvolvidos para integrar este tipo de missões.

Até à data foram realizadas apenas 6 missões para o “*deep space*”, no entanto o interesse na utilização deste tipo de propulsão tem aumentado e a proximidade entre as missões mais recentes tem aumentado. A missão mais recente é a missão *BepiColombo* que tem como destino mercúrio e utiliza propulsores iónicos. Todas as missões já realizadas para o “*deep space*” com sistemas propulsivos elétricos são apresentadas no Anexo E.

Existem algumas missões para o “*deep space*” já programadas que preveem a utilização de sistemas propulsivos elétricos como é o caso da missão *DESTIN+* ou a *Psyche*.

Como já foi referido, inicialmente existem 4 tipos de propulsão elétrica. Atualmente existe uma gama maior para os sistemas propulsivos elétricos dividindo-se tal como foi apresentado na Figura 1.8.

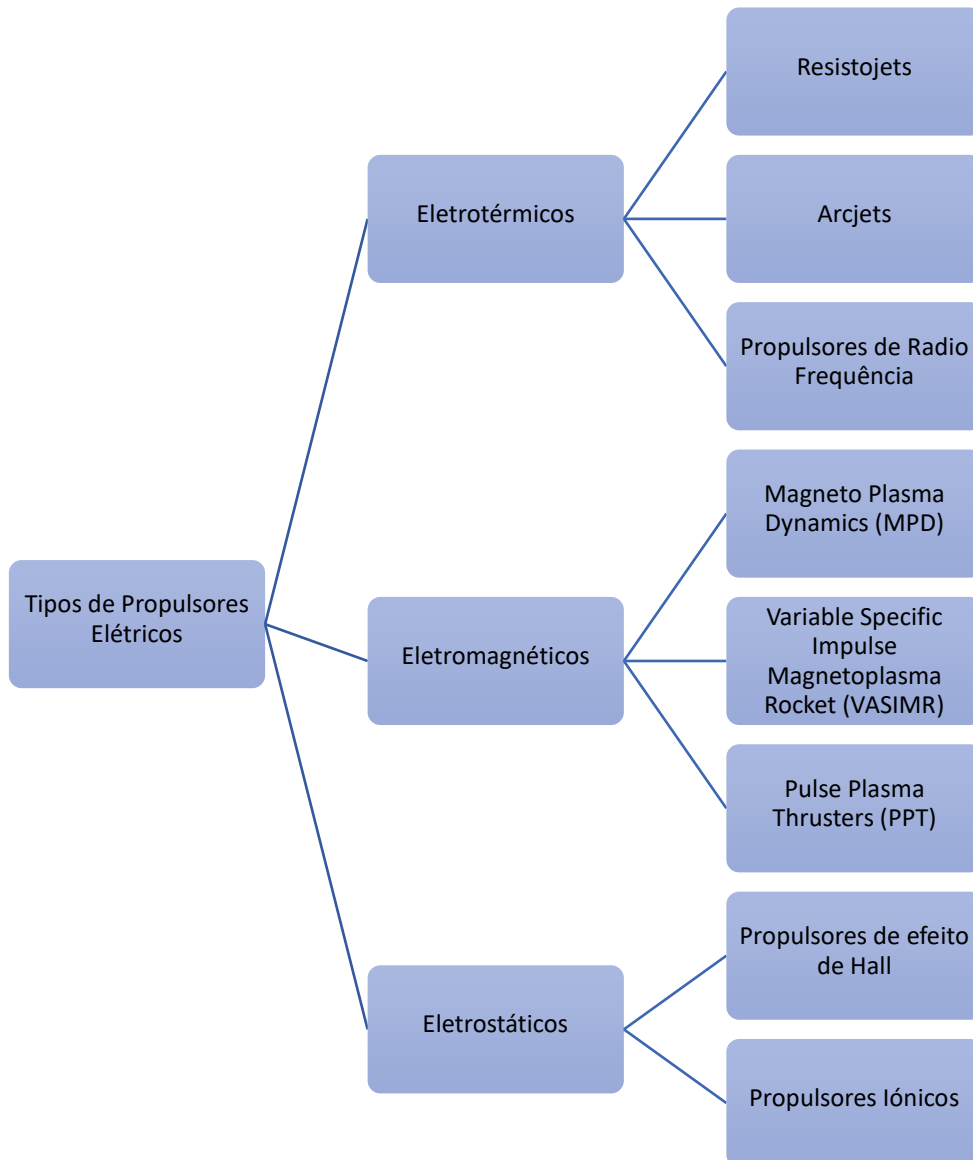


Figura 1.8 - Esquema sobre os tipos de propulsores elétricos.

1.4.1 Propulsores Eletrotérmicos

Um propulsor eletrotérmico usa energia elétrica para aquecer um gás, fazendo com que ele se expanda através de um bocal e gere tração. Os dois principais sistemas desta categoria de propulsores elétricos são os propulsores resistojet e arcjet.

1.4.3.1 Resistojets

Os resistojets (ver Figura 1.9) são a forma mais simples de propulsão elétrica. O aquecimento é produzido pelo envio de eletricidade através de uma resistência, ou seja, consiste num fio que vai ser aquecido com a passagem de eletricidade fazendo com que o gás com o qual está em contacto expanda e saia do propulsor. O filamento não pode ser arrefecido e, portanto, o

gás não estará uma temperatura acima da temperatura de serviço do material constituinte do fio. Assim é fixada a taxa de escoamento para a entrada de energia.

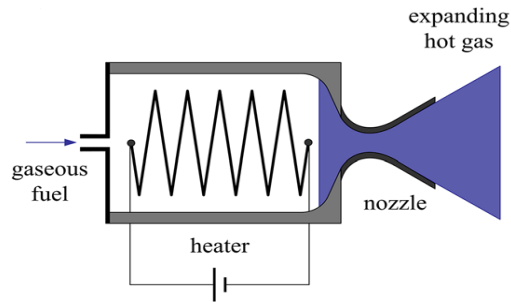


Figura 1.9- Esquema do Sistema Resistojet [17].

Na Tabela 1.6 são apresentados vários propulsores resistojet, os seus produtores e algumas características dos mesmos.

Tabela 1.6 - Sistemas propulsivos resistojet, produtores e características [15]

Produto	Produtor	Tração	Potencia (W)	Impulso Específico (s)	Nível de TRL
Micro Resistojet	<i>Busek</i>	10 mN	15	150	5
CHIPS	<i>CU Aerospace and VACCO</i>	30 mN	30	82	5
PUC	<i>CU Aerospace and VACCO</i>	0.45N	15	70	6
Resistojet Propulsion System	<i>SSTL</i>	100 mN	30 - 50	48 - 99	9

1.4.3.2 Arcjets

Nos sistemas propulsivos arcjets (ver Figura 1.10) o gás propelente é aquecido passando-se um arco elétrico através do fluxo de gás. O limite de temperatura pode ser muito mais alto do que nos resistojets, uma vez que as temperaturas mais altas não estão em contato com as paredes do propulsor. O grande problema destes motores são as partículas de gás que atingem a superfície do cátodo a altas velocidades, causando a vaporização do material. Isso limita a vida do cátodo e coloca um limite na corrente que pode ser passada pelo arco.

Os motores arcjet têm valores de impulsos específicos desde 350 a 1.500 s e valores de tração que podem variar entre os 50 mN e os 500N [31]. Estes valores de impulsos específicos são superiores aos atingidos pelos resistojets devendo-se isto às temperaturas atingidas serem mais altas.

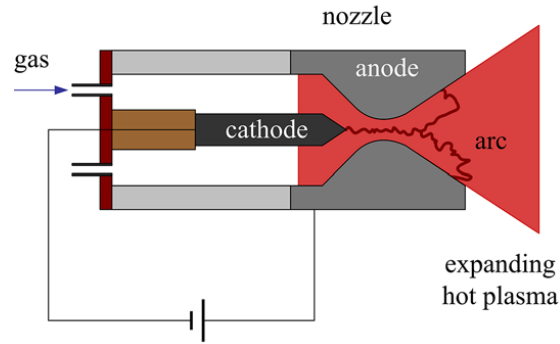


Figura 1.10 - Esquema de um sistema propulsivo arcjet [17].

1.4.3.3 Propulsores Radio Frequência (RF)

Um sistema propulsivo RF (ver Figura 1.11) possui um revestimento de cerâmico, que é envolto numa antena de radiofrequência com uma bobine. A antena está localizada no centro de um campo magnético gerado por um íman permanente. Dentro do revestimento, o propelente é ionizado e o plasma subsequente é aquecido por campos magnéticos oscilantes induzidos. Os elétrons são acelerados e resultam níveis de energia muito altos. Este fluxo produz um desequilíbrio de carga no sistema.

seguidamente, os íões são expelidos para fora do propulsor devido ao desequilíbrio momentâneo de cargas, e assim produzem tração.

Existem várias vantagens em relação a estes sistemas. O tamanho e a densidade de potência nos componentes eletrônicos permitem que a *power processing unit* (PPU) pesar menos de 500 g em aplicações de *Cubesats* em LEO. Outra vantagem é este sistema propulsivo não utilizar eletrodo, alargando assim a gama de propelentes possíveis de ser utilizados.

O sistema de propulsivo RF corresponde a um motor de classe de 400 W e é operado numa faixa de potência de 342-480 W, atingindo 4,3-9 mN em impulsos específicos de 1463-918 s. Atualmente, o TRL deste propulsor é 5.

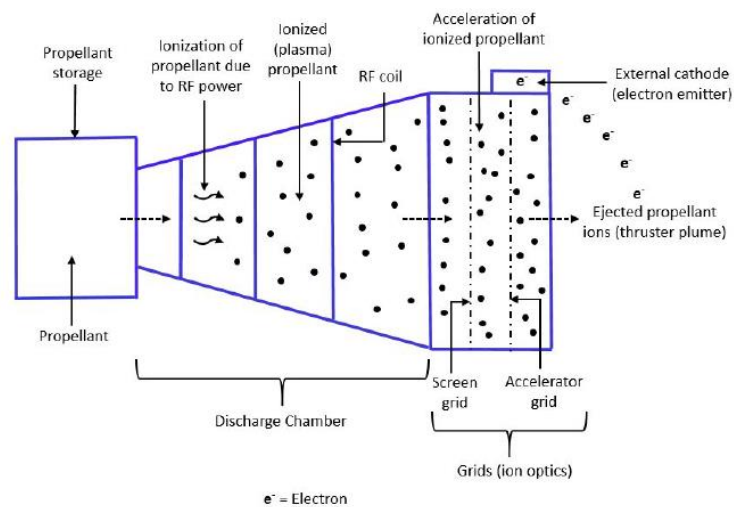


Figura 1.11 - Esquema de um sistema propulsivo RF [32]

1.4.2 Propulsores Eletromagnéticos

Num propulsor eletromagnético a tração é gerada através de relações ente uma corrente elétrica e campos magnéticos. Estes sistemas podem produzir velocidades de escape consideravelmente maiores do que as dos dispositivos eletrotérmicos, e trações muito maiores que as dos propulsores eletrostáticos, sendo por isso inevitavelmente mais complexos e analiticamente menos tratáveis do que qualquer um dos outros tipos de propulsão elétrica. Existem 3 principais tipos de propulsores eletromagnéticos: os propulsores *Magneto Plasma Dynamics* (MPD), os propulsores *Variable Specific Impulse Magnetoplasma Rocket* (VASIMR) e os propulsores *Pulse Plasma Thrusters* (PPT).

1.4.3.1 Propulsores MPD

Um propulsor MPD (Figura 1.12) é constituído por dois elétrodos de metal: um cátodo central em forma de haste e um ânodo cilíndrico que circunda o cátodo. Um arco elétrico de alta corrente é criado entre o ânodo e o cátodo. Os propulsores MPD têm a capacidade de fornecer impulsos específicos desde 1.500 a 8.000s com eficiências superiores a 40%. Esta eficiência é tipicamente alcançada apenas com altos níveis de potência (acima de 100 kW). Existem duas variações deste tipo de propulsores: os propulsores de campo aplicado e os de campo próprio. Os propulsores de campo aplicado possuem anéis magnéticos à volta da câmara de combustão para produzir o campo magnético enquanto que os propulsores de campo próprio têm um cátodo no meio da câmara de descarga. O primeiro tipo mencionado é considerado como uma opção de propulsão de alta potência. Quando o propulsor é operado abaixo de 200 kW, o campo magnético autoinduzido torna-se apenas suficiente para fornecer a força desejada, e campos externos são frequentemente adicionados para melhorar o desempenho nesse intervalo.

Nestes motores quando o cátodo aquece, emite eletrões, que colidem e ionizam um gás propulsor para criar plasma. Um campo magnético é criado pela corrente elétrica que é fornecida ao cátodo. Este campo magnético autoinduzido interage com a corrente elétrica que flui do ânodo para o cátodo através do plasma, para produzir uma força eletromagnética que expulsa o plasma para fora do motor, criando tração. A explicação anterior refere-se ao funcionamento de um motor de campo próprio, sendo que as diferenças para os motores de campo aplicado residem no facto de neste se usar uma bobina magnética externa também para fornecer campos magnéticos adicionais de modo a ajudar a estabilizar e acelerar a descarga de plasma.

Podem ser utilizados diferentes propelentes como o xénon, o néon, o árgon, o hidrogênio, a hidrazina e o lítio, tendo o lítio geralmente melhor desempenho.

Atualmente esta tecnologia ainda se encontra em desenvolvimento sendo que todos os projetos até à data possuem um TRL de 4 ou inferior.

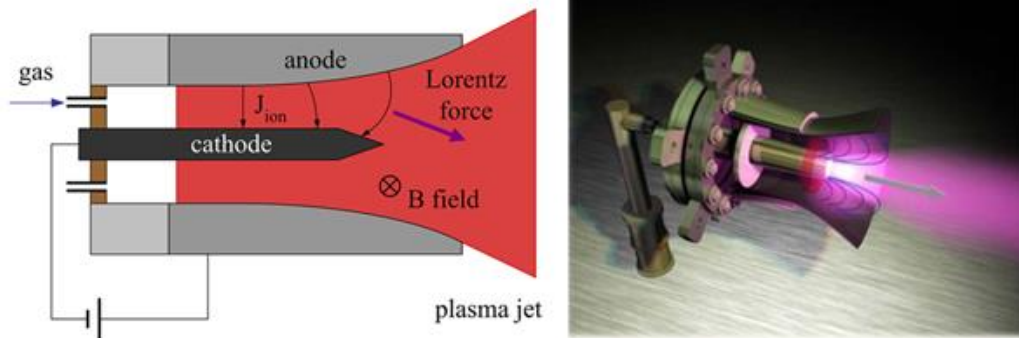


Figura 1.12 - Esquema de um sistemas propulsivo MPD [33].

1.4.3.2 Propulsores VASIMR

Variable Specific Impulse Magnetoplasma Rocket, VASIMR, (Figura 1.13) ou em português propulsor de impulso específico variável é um propulsor elétrico onde um gás é injetado num tubo rodeado por um íman e dois acopladores de ondas de rádio (RF). Numa primeira fase encontra-se o primeiro acoplador, onde o principal objetivo é converter gás em plasma, ionizando-o através de ondas rádio. É conhecida como a seção *Helicon*, pois o seu acoplador é moldado de forma a poder ionizar o propelente através de *helical waves*. Após a seção *Helicon*, o gás é agora plasma "frio", embora sua temperatura seja maior que a superfície do Sol (5.800 K). Os eletrões e iões recém-formados carregam uma carga e são contidos por um campo magnético que protege o núcleo do foguete do plasma. O segundo acoplador é chamado de seção *Ion Cyclotron Heating* (ICH). As ondas do ICH pressionam os iões à medida que estes orbitam em torno das linhas de campo magnético, resultando num movimento acelerado a temperaturas mais altas. O movimento térmico dos iões em torno das linhas do campo magnético é maioritariamente perpendicular à direção de deslocamento do veículo espacial que o utiliza. Estes sistemas propulsivos utilizam um bocal magnético para converter o movimento orbital dos iões num momento linear útil, resultando em velocidades iónicas na ordem de 180.000 km/h. O impulso específico deste tipo de motor varia entre 3.000 e 30.000s [16].

Estes motores têm a capacidade de variar a quantidade de tração gerada, permitindo aumentar ou diminuir a sua aceleração. Podem também ter um modo de "*afterburner*" que sacrifica a eficiência na utilização do propelente para obter velocidade adicional. Os principais combustíveis considerados para um motor VASIMR são hidrogénio, hélio e deutério.

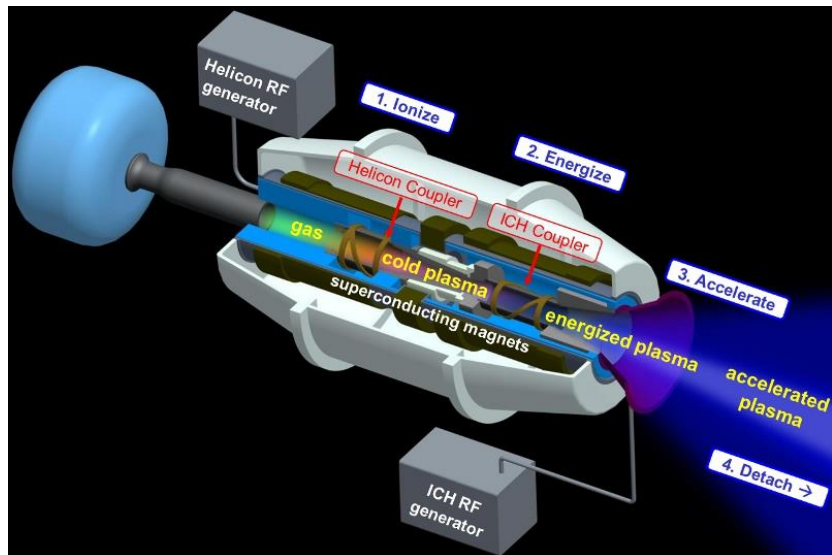


Figura 1.13 - Esquema da configuração do sistema propulsivo VASIMR [34].

A energia que estes sistemas propulsivos necessitam para operar tem sido o principal desafio aos cientistas que desenvolvem esta tecnologia. Um motor de alta potência requer muita eletricidade e as quantidades necessárias podem nem sempre ser possíveis de obter no espaço. As duas principais hipóteses para o fornecimento de energia a este motor são a energia solar e a energia nuclear. A energia solar pode ser utilizada eficientemente e é uma fonte inesgotável de energia, mas traz a limitação de não ser viável para missões no espaço profundo. A energia nuclear é considerada a hipótese mais promissora, pois esta tem uma grande quantidade de energia por unidade de massa. O problema com a utilização da energia nuclear, para além das tecnologias existentes, prende-se com o facto de limitar a presença humana num veículo espacial, devido à exposição à radiação.

Embora os propulsores VASIMR ainda estejam a anos de uso no espaço, os testes realizados na Terra têm sido promissores. Esta tecnologia encontra-se atualmente em TRL 4, estando a ser realizados os testes para passar a TRL 5, que é o TRL anterior ao teste em missões espaciais.

1.4.3.3 Pulsed Plasma Thrusters

Os PPT (Figura 1.14) são propulsores elétricos de baixa potência e grande impulso específico. Nestes motores a tração é produzida pela ablação e ionização de uma barra de combustível (material sólido de onde vão ser retirados os iões). Através duma descarga de alta tensão entre dois eléctrodos é produzido um arco eléctrico que remove os iões da barra de combustível. Os iões libertados são então acelerados entre dois eléctrodos com cargas opostas, e através de campo magnético criados pelos mesmos são expelidas. A barra de combustível é tipicamente empurrada para a frente por uma mola à medida que vai sendo consumida. Um material muito utilizado é o teflon.

Estes sistemas são adequados para controle de atitude e aplicações de pequenas correções, já que o pulso de disparo da descarga pode ser ajustado, pequenos bits de impulso permitem alta precisão.

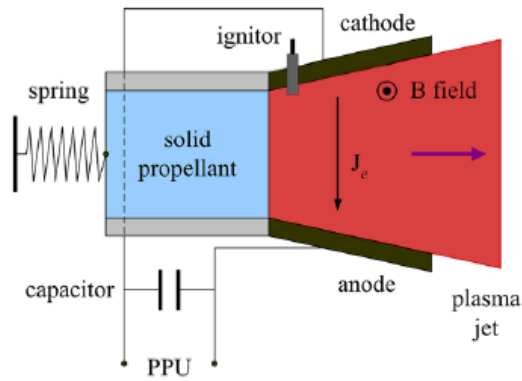


Figura 1.14 - Esquema do sistema propulsivo PPT [17].

Vários materiais foram testados como possíveis propelentes em PPT, no entanto o Teflon ou PTFE é o mais utilizado na indústria. Na Tabela 1.7 são apresentados vários PPT's, os seus produtores e algumas características dos mesmos.

Tabela 1.7 - Sistemas propulsivos PPT, produtores e algumas características [15]

Produto	Produtor	Tração	Potência (W)	Impulso Específico (s)	Propelente	Nível de TRL
PPTCUP	Mars Space and Clyde Space	40 μN	2	655	PTFE	6
NanoSat PPT	Mars Space and Clyde Space	90 μN	5	640	PTFE	5
μ -CAT	GWU and USNA	1 - 50 μN	2 - 14	2500 - 3000	Titânio	7
BmP-220	Busek	20 μN -s Impulse bit	1,5	536	PTFE	5
MPACS	Busek	80 μN -s Impulse bit	10	827	PTFE	7
Metal Plasma Thrusters	Applied Sciences Corp.	15 $\mu\text{N}/\text{W}$	100	826 - 2400	Qualquer metal sólido	5

1.4.3 Propulsores Electroestáticos

A propulsão electroestática baseia-se na produção de tração através da expulsão de iões por processos electroestáticos. Esta contorna algumas dificuldades associadas à propulsão eletrotérmica, tais como as limitações na velocidade de escape atingível e os tempos de vida associados ao aquecimento. Isto é possível por na propulsão electroestática o propelente ser acelerado diretamente por uma força externa ao corpo. Existem dois tipos principais de propulsores que fazem parte desta categoria, os propulsores de efeito de Hall e os propulsores iónicos.

1.4.3.1 Propulsores de Efeito de Hall

Num propulsor de efeito de Hall (Figura 1.15 e 1.16) os elétrons são gerados por um cátodo em forma de tubo oco na extremidade a jusante do propulsor. O ânodo é carregado com um alto potencial pela fonte de alimentação do propulsor. Os elétrons são então atraídos para as paredes do ânodo e aceleram em direção a montante. À medida que os elétrons se movem em direção ao ânodo, encontram um campo magnético produzido por eletroímãs. Esse campo magnético de alta intensidade faz com que os elétrons formem um anel circulante na extremidade a jusante do canal do propulsor. O nome deste propulsor provem desse fluxo de elétrons, chamado corrente de Hall. Alguns destes elétrons circulantes no ânodo colidem com os átomos propulsores, criando iões. Quando os iões são gerados, eles estão sobre o campo elétrico produzido entre o ânodo e o anel de elétrons e aceleram para fora do propulsor, criando um feixe de iões. O impulso é gerado a partir da força que os iões transmitem à nuvem de elétrons. Essa força é transferida para o campo magnético, que, por sua vez, é transmitido para o circuito magnético do propulsor. Os elétrons são altamente móveis e atraídos pelos iões no feixe, fazendo com que uma quantidade igual de elétrons e iões saia do propulsor ao mesmo tempo. Isso permite que o propulsor permaneça eletricamente neutro.

Existem 2 tipos mais comuns destes propulsores, o *Stationary Plasma Thrusters* (SPTs) e os *Anode Layer Thrusters* (ALTs). Existem duas diferenças principais entre estes dois tipos de propulsores de efeito de Hall. A primeira é que a região de aceleração do SPT está dentro do próprio propulsor, enquanto no caso do ALT está na frente do propulsor, e a segunda é que a parede do canal no SPT é revestida com um isolante (um material cerâmico) enquanto a parede do canal do ALT é metálica.

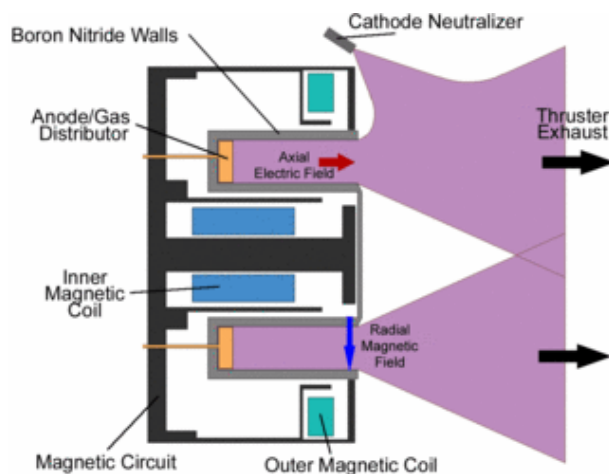


Figura 1.15 - Esquema de um propulsor SPT [35].

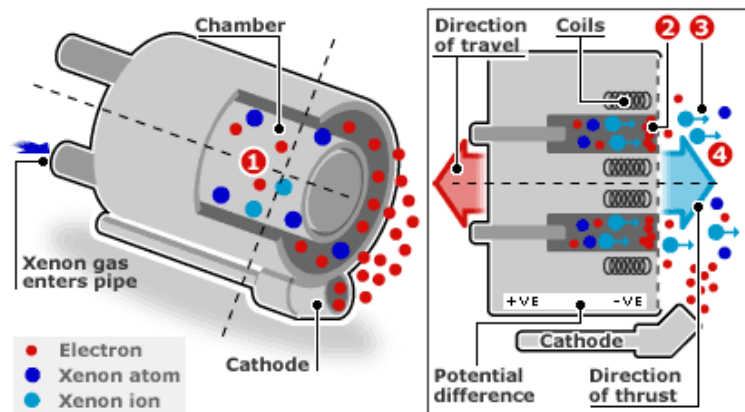


Figura 1.16 - Movimento das partículas dentro de um propulsor de efeito de Hall [35].

Os propelentes normalmente utilizados nestes sistemas propulsivos são o xénon, o iodo e o cripton. Os propulsores de efeito de Hall são das tecnologias mais antigas a nível de propulsão elétrica, sendo por isso é uma tecnologia com alguma maturidade. Ainda assim continuam a existir algumas dificuldades a nível da sua miniaturização e consumo de energia quando comparado com outras tecnologias de propulsão elétrica. Na Tabela 1.8 são apresentados vários propulsores de efeito de Hall, os seus produtores e algumas características dos mesmos.

Tabela 1.8 - Sistemas propulsivos de efeito de Hall, produtores e algumas características [15]

Produto	Produtores	Tração (mN)	Potência (W)	Impulso Específico (s)	Nível de TRL
BHT-200	<i>Busek</i>	13	200	1.390	Xénon 8, Iodo 6
HT100	<i>SITAEL</i>	5 - 15	175	<1.350	6
CHT	<i>UTIAS SFT</i>	6,2	200	1.139	6

1.4.3.2 Motores Iônicos

Os propulsores iônicos (Figura 1.17) são o tipo de sistema de propulsão elétrica mais desenvolvido. Robert Hutchings Goddard apresentou em 1917 o primeiro acelerador de iões eletrostático documentado do mundo destinado à propulsão [36], embora somente em 1959 o primeiro propulsor de iões tenha sido construído nas instalações da NASA Glenn Research Center, por Harold R. Kaufman [37]. Desde então, os principais conceitos do sistema têm evoluído através de refinamentos progressivos dos projetos.

Existem inúmeras configurações propostas ao longo da história, sendo que as diferenças mais significativas entre os vários modelos derivam do método de ionização dos átomos do propelente. Somente os propulsores iônicos que utilizam o bombardeio de eletrões, a ionização através de ondas rádio e a ressonância do ciclotrão de eletrões (Electron Cyclotron Resonance, EER) [38], ainda estão em uso. Recentemente surgiram dois novos tipos de propulsão iónica, a Propulsão Eletrostática de Emissão de Campo (*Field Emission Electrostatic Propulsion*, FEPE) e a Fonte de Iões Líquidos Iónica (*Ionic Liquid Ion Source*, ILIS) [39]. A principal diferença entre um ou outro método de ionização reside na potência necessária para operar o dispositivo.

A presente dissertação tem como objetivo o design de um propulsor iónico que produz iões através do bombardeamento de eletrões. Os elementos essenciais destes propulsores são a

câmara de descarga cilíndrica, o cátodo oco, um sistema de ímanes e um sistema de grelhas. Este sistema de grelhas é uma característica dos propulsores iônicos pois é aqui que será criado o fenômeno eletrostático que produzirá tração. A operação destes propulsores pode ser dividida em três tarefas básicas essenciais. Primeiramente, os dispositivos devem ser capazes de libertar elétrons, em segundo lugar, devem ser capazes de acelerar os íons e, por último, o feixe de íons acelerados deve ser neutralizado.

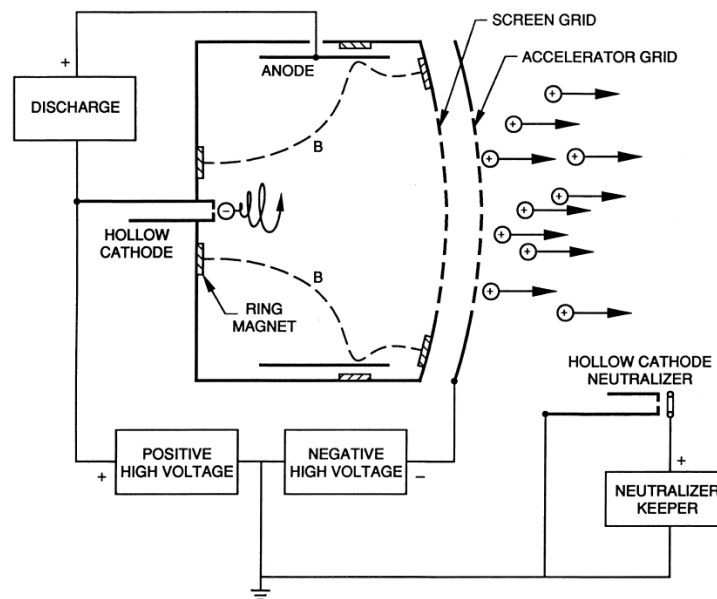


Figura 1.17 - Esquema de um propulsor iônico [40].

Na Figura 1.17 é apresentado um esquema sobre o funcionamento de um motor iônico. A fonte de elétrons neste dispositivo é o cátodo oco, ou como na Figura 1.17 *hollow cathode*. É aqui que um tubo oco existente vai ser aquecido até à sua temperatura de operação de forma a libertar elétrons. O campo magnético existente na câmara de descarga é criado por um conjunto de ímanes dispostos de uma maneira específica. O objetivo destes é estabelecer um campo magnético que otimize o processo da ionização dos átomos do propelente. O campo magnético existente num propulsor iônico também ajuda a estabilizar a descarga de íons. Os íons são extraídos pelo motor e acelerados a jusante através do sistema de grelhas, que é configurado de forma a que se atinja a velocidade de saída desejada, velocidade que tem impacto mínimo no feixe de íons. Este sistema de grelhas é um conjunto de grelhas com aberturas múltiplas, que também pode ser chamado de ótica iônica. Este conjunto de grelhas serve três propósitos principais: extrair íons da câmara de descarga, acelerar íons de forma a gerar tração e impedir o retorno dos elétrons do neutralizador. O neutralizador é montado externamente e o seu objetivo é produzir elétrons para neutralizar o feixe de íons que sai do propulsor. A ótica iônica é caracterizada por uma série de parâmetros geométricos e parâmetros elétricos: diâmetro externo da grelha, diâmetro ativo da grelha, espessura das diferentes grelhas, relação entre os diâmetros das grelhas, espaçamento entre as grelhas e o

potencial de cada grelha. Um exemplo de uma ótica iónica com 3 grelhas é apresentado na Figura 1.18. São realçadas algumas das características acima mencionadas.

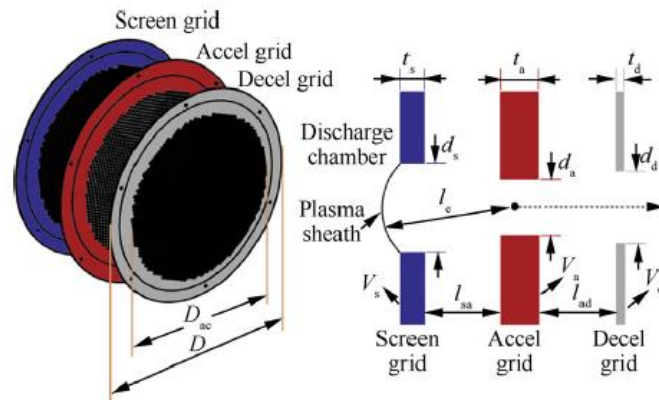


Figura 1.18 - Ótica iónica de um sistema com 3 grelhas [41].

Os primeiros motores iónicos utilizavam mercúrio como propelente, mas sua toxicidade tendia a contaminar a espaçonave. Atualmente o principal propelente utilizado é o xénon, pois este tem um alto número atómico e uma energia de ionização relativamente baixa. Também podem ser utilizados céσιο, mercúrio, árgon e crípton, entre outros. Um outro fator em que as características do o xénon também são interessantes é no facto de ser um gás inerte e, portanto, provocar baixa erosão, prolongando a vida útil do motor. Estas características destes propelentes serão analisadas posteriormente no capítulo 4.

Como os motores iónicos foram dos primeiros sistemas propulsivos eléctricos a surgir, já existe um grande número de satélites lançados com este tipo de sistema propulsivo.

Na Tabela 1.9 são apresentados vários propulsores iónicos, os seus produtores e algumas características dos mesmos.

Tabela 1.9 - Sistemas propulsivos iónicos, produtores e algumas características [15]

Produto	Produtor	Tração	Potência (W)	Impulso Específico (s)	Propelente	Nível de TRL
BIT-3	<i>Busek</i>	1,4 mN	60	3.500	Iodo	5
1-COUPS	<i>Universidade de Tóquio</i>	0.3 mN	N/A	1.000	Xénon	7
RIT- μ X	<i>Airbus</i>	50 - 500 μ N	50	300 - 3.000	Xénon	5
IFM Nano Thruster	<i>Enpulsion</i>	10 μ N - 0,4 mN	40	2.000 - 6.000	Índio	7

Capítulo 2

Configuração do Motor

Como foi explicado no capítulo anterior, os motores iônicos são, a nível de motores elétricos para satélites, dos mais estudados. Apesar disso, o acesso do público em geral a possíveis configurações já existentes e modelos detalhados é difícil, devido a serem considerados propriedade intelectual dos autores que os criam. Em 2005, foi desenvolvido um projeto que visava miniaturizar os designs de motores iônicos até aí existentes. Este propulsor foi denominado *Miniature Xenon Ion Thruster* (MiXI) e autor deste trabalho foi Richard Wirz [42]. A nível de dimensões este motor tinha 3 cm de diâmetro na câmara de descarga, produzia uma tração de 1 mN com um impulso específico de 3.000 s. A partir de 2010, a *California Polytechnic University (Call Poly)* começou a desenvolver esta configuração, realizando estudos sobre as várias áreas destes propulsores, de forma a otimizá-las. Desde então já trabalham inúmeras pessoas neste projeto. O primeiro foi Coleman Younger que desenhou e validou um modelo térmico [43], seguindo-se David Knapp que construiu uma réplica do MiXI para fins académicos na Call Poly, o MiXI-CP-V2 [44] (Figura 2.1). Em 2013, Hann Mao estudou, na UCLA (University of California em Los Angeles), o comportamento das descargas fundamentais do plasma em miniaturas de propulsores iônicos e os efeitos do decréscimo do volume na estrutura do plasma [45]. As últimas pessoas que até à data apresentaram trabalhos relativos a este projeto foram Samuel Parker e Maxwell Bondar. Parker realizou um estudo sobre a influência que as elevadas temperaturas tinham em diversas partes deste propulsor e formas de mitigar essa carga térmica [46], e Bondar realizou um estudo analítico com o objetivo de otimizar a configuração existente do MiXI [47]. Este projeto do MiXI tem tido a colaboração do *Jet Propulsion Laboratory*, gerido pela NASA. O design realizado na presente dissertação visou aproveitar todo este trabalho prévio realizado por estas instituições, que são duas das mais conceituada na área da propulsão elétrica. O design criado para a presente dissertação foi então baseado na configuração do MiXI existente no trabalho de Bondar.

Como referido, a configuração do MiXI tem um diâmetro de 3 cm, mas para a presente dissertação o objetivo definido inicialmente era o design de um propulsor iônico com uma câmara de descarga com um diâmetro de 10 cm. Assim sendo, foi necessária a realização de um sobredimensionamento em relação ao MiXI. Previamente à escolha foi realizada uma revisão bibliográfica do estado da arte relativamente a possíveis designs existentes com o intuito de escolher como base o melhor possível [48], [49], [50], [51]. Isto possibilitou uma avaliação crítica relativamente ao design sobredimensionado e implicou alterações ao mesmo. Foram aplicadas alterações ao ânodo, à peça de suporte dos ímanes e adicionada uma peça chamada tubo interior. Todas as alterações feitas ao design do MiXI são justificadas durante a presente dissertação.

Todas as imagens apresentadas neste capítulo foram obtidas através do programa CATIA [52], e para fins de compra das peças foi considerada uma incerteza de 0,2 mm relativamente às dimensões neste capítulo apresentadas.

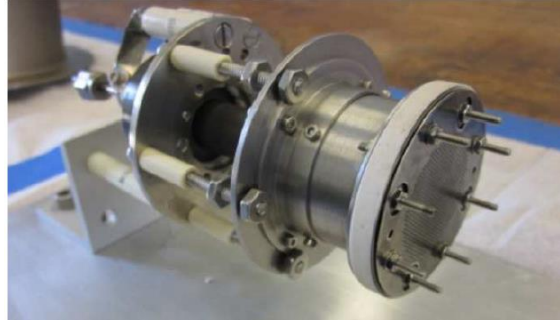


Figura 2.1 - MiXI totalmente montado por David Knapp [47].

2.1 Cátodo

Cátodo foi o nome dado ao conjunto de peças que constituem a parte, deste motor, a partir da qual é realizada a emissão de eletrões para a câmara de descarga. Uma parte das peças integrantes deste conjunto tem funções estruturais, outra parte tem funções de isolamento e as restantes estão encarregues da produção dos eletrões. A principal peça responsável pela produção de eletrões é chamada de emissor de eletrões e o material do qual é feita é extremamente relevante para a composição das outras peças. Isto acontece porque este material está diretamente ligado à temperatura à qual vai ser necessário aquecer o cátodo. A produção de eletrões é o processo essencial existente no cátodo e esta é feita através de um processo térmico, ou seja, através do fornecimento de temperatura. A fonte de calor, peça responsável pelo aquecimento do cátodo, vai ser enrolada em redor da linha de propelente, peça que contém no seu interior o emissor de eletrões. Esta configuração pode ser observada na Figura 2.2. Como esta peça vai emitir eletrões devido a um processo térmico, pode também ser chamada de emissor termiónico. A variação de temperaturas onde normalmente as fontes de calor operam, tendo em conta os materiais mais utilizados para a constituição do emissor de eletrões, varia entre os 1.300 e os 2.600°C.

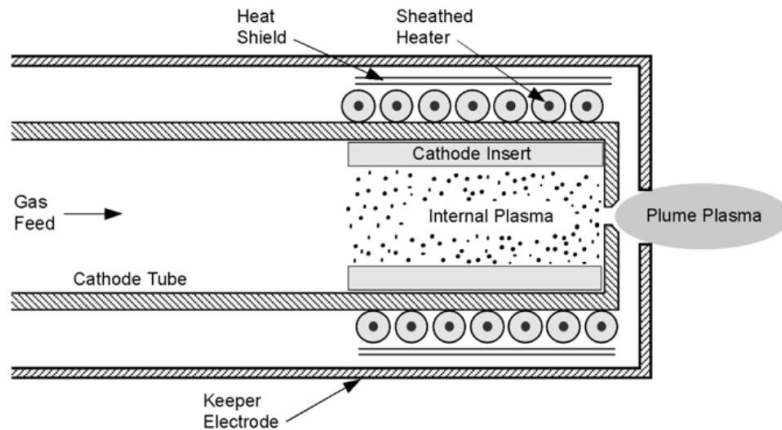


Figura 2.2 - Esquema da configuração da zona do cátodo onde se encontra a peça emissora de eletrões, [12].

Na física existem 5 estados fundamentais da matéria: sólido, líquido, gasoso, plasma e o condensado de Bose-Einstein. Num motor iónico, a compreensão do que é o plasma é essencial para entender o seu funcionamento. O plasma é o estado da matéria no qual um gás se transforma quando sofre uma ionização (ver Anexo F), sendo que esta pode ocorrer de duas formas: ou através de uma grande diferença de tensão entre dois pontos ou quando é sujeito a altas temperaturas. O plasma é um conjunto de espécies carregadas positivamente, os iões, de espécies carregadas negativamente, os eletrões, e de espécies neutras. A principal característica deste é que quando observado a uma escala macroscópica é eletricamente neutro, mas quando observado mais proximamente isto já não é necessariamente verdade. Deste modo o plasma é considerado por definição “quase-neutro” ou “*quasineutral*”, ou seja, a densidade de cargas positivas é aproximadamente a mesma que a de cargas negativas num grande volume, numa escala pequena pode existir uma discrepância entre elas.

O comportamento do plasma é semelhante ao de um gás. Ambos podem ser descritos usando os mesmos princípios hidrodinâmicos, a diferença é que quando se está a analisar o comportamento do plasma é necessário ter em consideração que este reage a campos elétricos e campos magnéticos. Quando o plasma está sobre a ação de um campo elétrico ou magnético é considerado que este está a sofrer uma perturbação. Existem 2 aspetos importantes inerentes a esta interação do plasma com as perturbações: o comprimento de Debye e a frequência do plasma. Numa situação onde estamos perante uma perturbação, como exemplificado na Figura 2.3, existirão 2 zonas distintas, a zona “quase-neutra” e a zona não neutra (entre as setas).

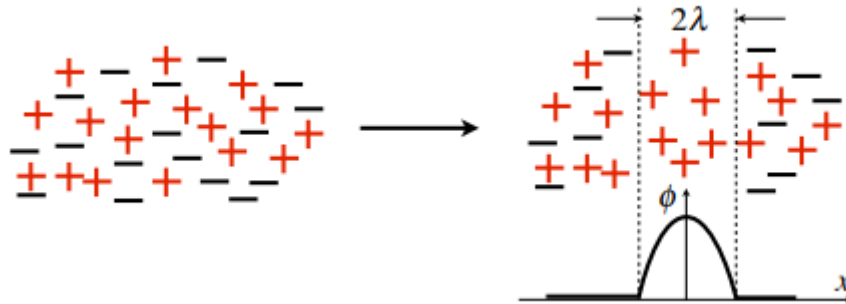


Figura 2.3 - Esquema da reação do plasma a uma perturbação [53].

O comprimento de Debye dá uma estimativa do tamanho das zonas não neutras e também é importante na reação do plasma ao contacto com materiais. Quando um material com carga entra em contacto com o plasma, rapidamente fica coberto por uma barreira, a camada de Debye, que anula a carga do material. A velocidade a que este fenómeno acontece está relacionada com o outro aspeto importante nas perturbações do plasma, a frequência do plasma. Esta frequência é a taxa a que os eletrões oscilam do seu ponto de equilíbrio num ambiente onde os iões estão praticamente imóveis [53]. Desta forma a frequência do plasma é muito importante na propagação de ondas eletromagnéticas: ondas com frequências menores que o plasma não se irão propagar pois os seus campos colidirão na camada que o plasma formará sem conseguir ultrapassá-la enquanto que as ondas de alta frequência irão propagar-se, pois o plasma não terá capacidade para reagir aos campos variantes.

Após um melhor entendimento do que é o plasma e como funciona, é possível analisar a forma como os eletrões são emitidos de outra maneira, bem como as diferentes zonas de plasma no cátodo. Com o aquecimento, na zona no interior do emissor, é estabelecida uma descarga de plasma. Os eletrões emitidos pelo emissor são acelerados pela barreira existente no cátodo, formada entre as superfícies e o plasma. O plasma recebe uma corrente de eletrões fornecida pela barreira, sendo que a máxima corrente de eletrões que o plasma consegue é determinada pelas limitações espaciais do orifício da peça onde o emissor está inserido ou por características do emissor a nível de função de trabalho e temperatura. As espécies positivas existentes no plasma que atravessam a barreira existente entre o cátodo e o plasma avançam em direção à superfície do cátodo, neutralizando a carga espacial dos eletrões e aumentando a densidade de corrente de eletrões extraída. Os eletrões extraídos são acelerados pela barreira transferindo rapidamente energia através de colisões com o plasma no emissor. Os eletrões que fazem parte da secção com maior velocidade da distribuição maxweliana no plasma, têm energia suficiente para ionizar uma parte do propelente injetado para o propulsor sendo esta apenas uma pequena fração da quantidade de propelente injetada. Os eletrões do plasma na parte jusante da linha de propelente do cátodo passam pelo orifício chegando à câmara de descarga.

A nível da estrutura do cátodo podemos considerar a existência de 3 zonas distintas no que diz respeito ao plasma: uma zona de grande densidade de plasma no espaço existente no interior da posição do emissor de eletrões, uma zona de alta densidade de corrente no orifício da linha de propelente e uma pluma de plasma difuso na saída do cátodo (Figura 2.4).

A nível da estrutura temos 3 funções principais. Primeiramente, a descarga de propelente existente no interior da zona de alta densidade. As densidades do plasma e das áreas neutras são mais elevadas do que em qualquer outro local do propulsor, e a temperatura dos eletrões é correspondentemente a mais baixa. São estas as condições que criam um baixo potencial do plasma no cátodo, reduzindo a energia dos iões existentes nessa zona que chegam à superfície do emissor. Estes dois aspetos, o baixo potencial do plasma na zona do emissor e as altas taxas neutras de dispersão, diminuem a energia dos iões que bombardeiam a superfície do emissor, o que essencialmente elimina a pulverização catódica de iões na superfície e aumenta bastante o tempo de vida do cátodo. Em segundo lugar, a alta densidade de plasma elimina as cargas espaciais existentes na superfície do cátodo de forma a poder limitar a densidade de corrente de eletrões. Por último, a estrutura utilizada deve permitir um bom isolamento do emissor de modo a que seja reduzida a radiação necessária para aquecer o cátodo. Assim, a energia necessária para aquecer o emissor diminuirá, minorando assim significativamente as perdas de descarga do gerador de plasma.

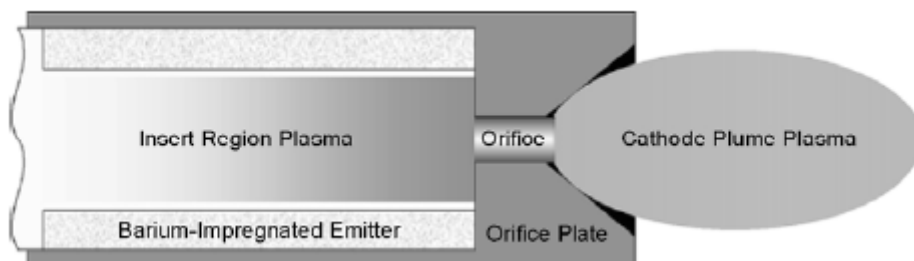


Figura 2.4 - Diferentes regiões do plasma no cátodo [12].

Existem configurações e categorias diferentes a nível de cátodos. Quanto às categorias existem por exemplo, cátodos para altas correntes [54] e cátodos para baixas correntes [55], e ainda cátodos com aquecimento [56] ou cátodos sem aquecimento [57]. O cátodo presente neste motor será de baixa corrente com aquecimento. Estas escolhas devem-se à simplicidade da configuração dos cátodos com aquecimento pois os cátodos sem aquecimento são uma ideia relativamente recente encontrando-se ainda em desenvolvimento, enquanto que os cátodos com aquecimento são configurações mais estudadas e com mais informação disponível. Em relação às configurações com altas tensões, os custos associados a uma configuração de baixa corrente são menores e como tal fica facilitado todo o processo de construção e testes.

Relativamente ao orifício de saída da linha de propelente os cátodos estão divididos em 3 categorias, apresentadas na Figura 2.5.

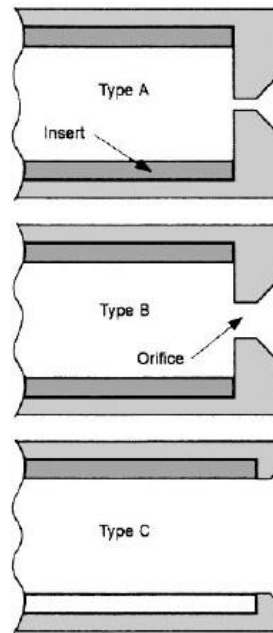


Figura 2.5 - Esquema dos 3 tipos de orifícios da linha de propelente [12].

O tipo A (primeiro exemplo) é caracterizado por um orifício pequeno com uma relação comprimento-diâmetro grande. Este tipo de cátodo é normalmente utilizado para motores a operar em baixas correntes e como tal é a utilizada para o motor deste trabalho. O tipo B (segundo exemplo) tem um orifício mais largo em relação ao primeiro e é tipicamente utilizado para motores com cátodos sem aquecedor e o terceiro e último tipo não possui orifício e é típico em motores com alta corrente.

Podem ainda existir diferentes configurações a nível da utilização ou não de uma proteção ao emissor (*sleeve*) [56] ou de como fixar o emissor na posição correta. As peças adicionadas em relação às configurações no qual o design foi baseado são essencialmente na forma de manter o emissor de eletrões na posição pretendida. Após análise de inúmeros documentos referentes as possíveis configurações, foi escolhido tentar juntar o design existente na referência [56] e as configurações do MiXI. Numa primeira aproximação foi pensado utilizar uma mola entre o tubo interior e o emissor (ver Figura 2.6).

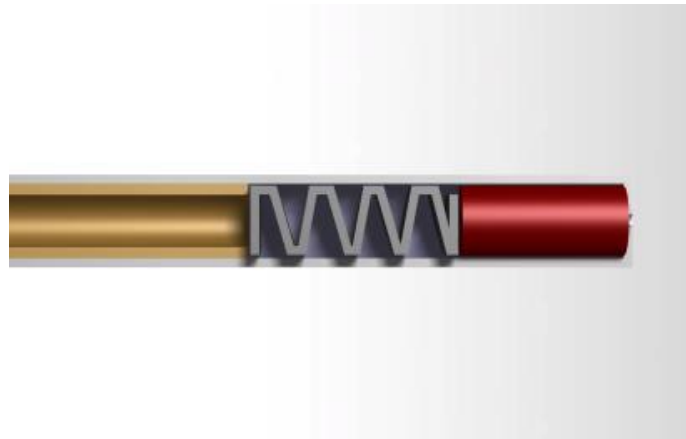


Figura 2.6 - Esquema da configuração do cátodo com uma mola.

Após consulta com fabricantes na área das molas de carbono foi indicado que, para os tamanhos necessários para a mola em questão, a deflexão teria de ser tão baixa para evitar o stress da mola, que a torna inutilizável estas dimensões. No entanto, isto não é um problema no design efetuado pois, a existir deflexão esta seria igual à deformação do tubo interior e emissor com as temperaturas, pois os materiais de que são constituídas estas peças têm um pequeno coeficiente de expansão térmico, como poderá ser observado no capítulo 3. O outro problema associado seria a sua fabricação pois seria um processo complicado e infelizmente não foi possível encontrar uma empresa que se disponibilizasse a produzi-la.

Posto isto, a opção foi retirar a mola do design e a fixar o emissor com o tubo interior (ver Figura 2.7). Entre o emissor e o tubo interior existe uma folga de 1 milímetro que se anula devido à expansão do emissor quando aquecido à temperatura de funcionamento.



Figura 2.7 - Esquema do cátodo sem mola.

A Figura 2.8 mostra primeiro a montagem do cátodo desenhado para esta dissertação, numa vista exterior e uma vista de um corte realizado a meio da peça, e seguidamente são apresentadas todas as peças e as suas dimensões após o sobredimensionamento efetuado.

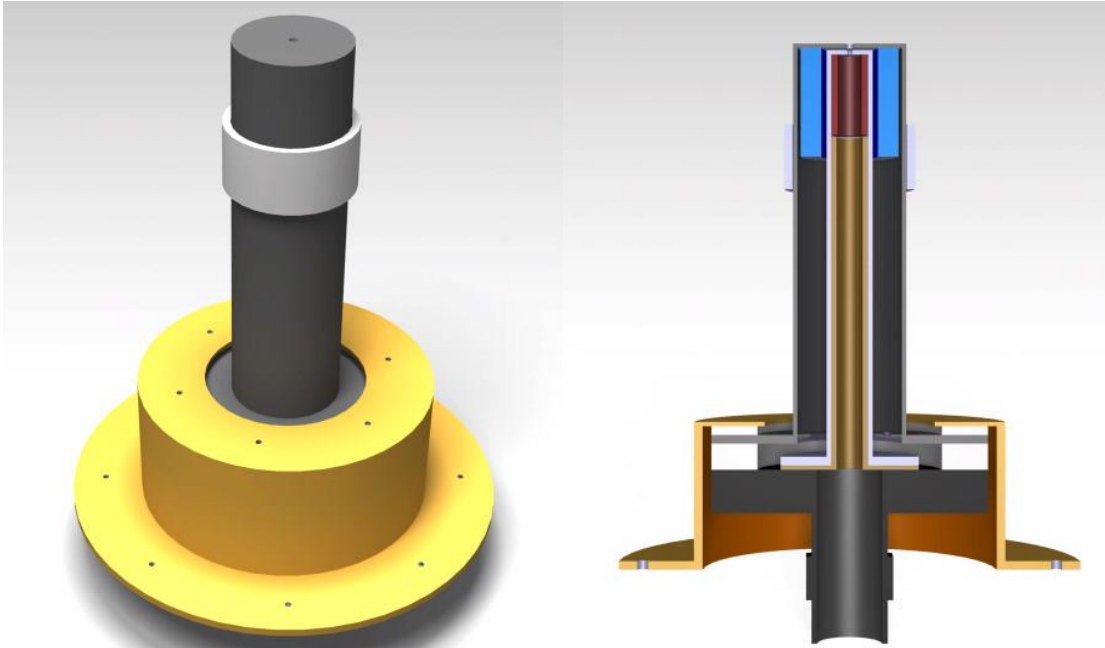


Figura 2.8 - Vista exterior e interior do cátodo desenhado.

2.1.1 Emissor de Eletrões

O emissor de eletrões (Figura 2.9) é a peça fundamental do cátodo. Esta peça é a que vai libertar os eletrões que depois entraram na câmara de descarga. Este emissor é um tubo oco de hexaboreto de lantânio, LaB_6 .

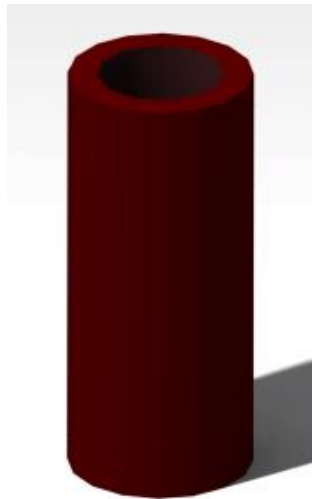


Figura 2.9 - Desenho CATIA do emissor de eletrões.

As dimensões da peça são apresentadas na Tabela 2.1.

Tabela 2.1 - Dimensões do emissor de eletrões

Emissor	Diâmetro interno (mm)	10
	Diâmetro externo (mm)	16
	Comprimento (mm)	38

2.1.2 Linha de Propelente

A linha de propelente (Figura 2.10) é uma peça que pode ser dividida em 3 partes, a base, o tubo e a face superior. Esta peça é feita de grafite pirolítica. É no interior desta peça onde se encontrará o emissor de elétrons e em seu redor será colocado a fonte de calor.

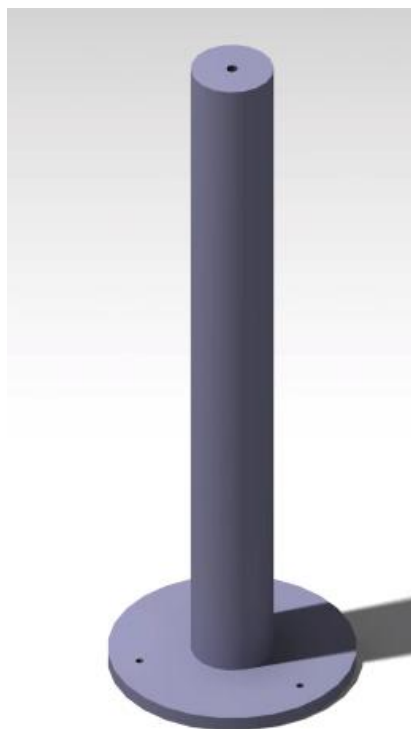


Figura 2.10 - Desenho CATIA da linha de propelente.

As dimensões da peça são apresentadas na Tabela 2.2.

Tabela 2.2 - Dimensões da Linha de propelente

Base	Diâmetro interno (mm)	17
	Diâmetro externo (mm)	63,5
	Espessura (mm)	4
Tubo	Diâmetro interno (mm)	17
	Diâmetro externo (mm)	21,2
	Comprimento (mm)	185
Face superior (parte baixo)	Diâmetro interno (mm)	2
	Espessura (mm)	1
Face superior (parte cima)	Diâmetro interno (mm)	3
	Espessura (mm)	1
Furos	Tipo	Simplex
	Quantidade	3
	Diâmetro (mm)	2
	Descrição	Condizentes com o Anexo G e o da face superior com o Anexo AA

2.1.3 Tubo Interior

O tubo interior (Figura 2.11) é uma peça que pode ser dividida em 2 partes: a base e o tubo. Esta peça é feita de grafite pirolítica. O seu objetivo é manter o emissor de elétrons no local correto, e por isso esta peça encontrar-se-á dentro da linha de propelente.

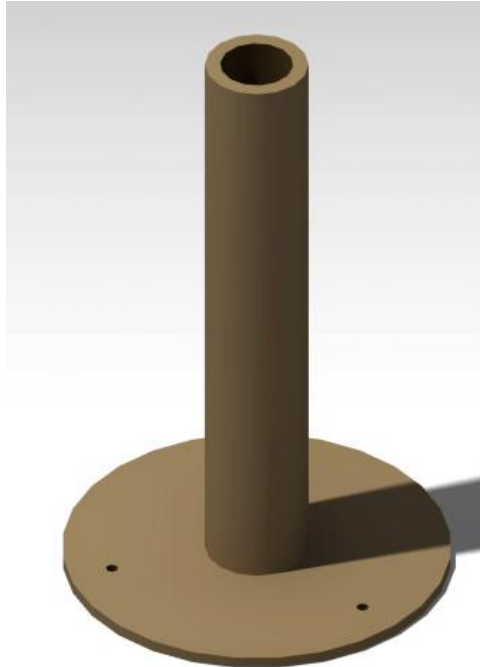


Figura 2.11 - Desenho CATIA do tubo Interior.

As dimensões da peça são apresentadas na Tabela 2.3.

Tabela 2.3 - Dimensões do tubo interior

Base	Diâmetro interno (mm)	14
	Diâmetro externo (mm)	63,5
	Espessura (mm)	2
Tubo	Diâmetro interno (mm)	14
	Diâmetro externo (mm)	16
	Comprimento (mm)	151
Furos da Base	Tipo	Simplex
	Quantidade	3
	Diâmetro (mm)	2
	Descrição	Condizentes com o Anexo G

2.1.4 Fonte de Calor

A fonte de calor é uma peça que também é fundamental no cátodo. O seu objetivo é fornecer calor para aquecer o emissor, de modo a que este último emita elétrons. O material utilizado foi um fio de tântalo com 2 mm de espessura. Este encontra-se enrolado à linha de propelente na sua extremidade.

2.1.5 Escudo Térmico

O escudo térmico (Figura 2.12) é uma peça de grande importância para o bom funcionamento do motor. A fonte de calor vai atingir temperaturas muito elevadas e estas temperaturas podem prejudicar os ímanes, bem como os materiais que se encontram circundantes e desse modo é importante que se contenha o mais possível o calor libertado pela fonte de calor para fora da linha de propelente. O escudo térmico vai isolar a região que será aquecida. Esta peça é feita de um compósito Carbono-Carbono.

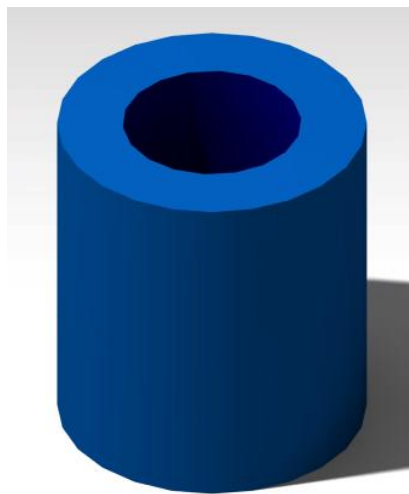


Figura 2.12 - Desenho CATIA do escudo térmico.

As dimensões da peça são apresentadas na Tabela 2.4.

Tabela 2.4 - Dimensões do escudo térmico

Escudo térmico	Diâmetro interno (mm)	26
	Diâmetro externo (mm)	45
	Comprimento (mm)	50

2.1.6 Isolador do Propelente

O isolador de propelente (Figura 2.13) é uma peça cerâmica, cujo objetivo é isolar a base do cátodo da proteção exterior. Esta peça é feita de MACOR.

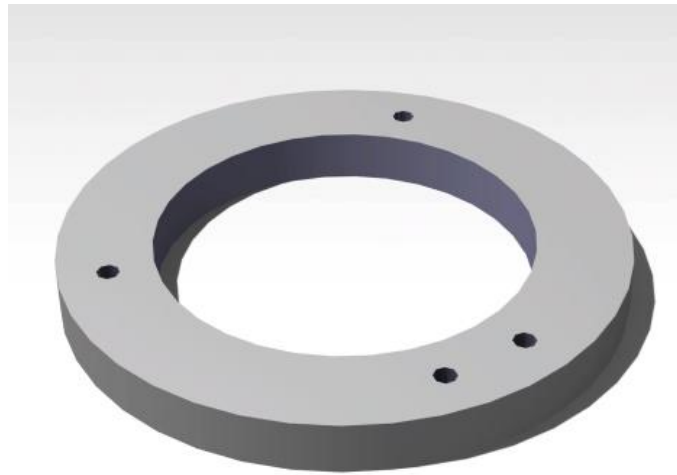


Figura 2.13 - Desenho CATIA do isolador do propelente.

As dimensões da peça são apresentadas na Tabela 2.5.

Tabela 2.5 - Dimensões do isolador do propelente

Isolador	Diâmetro interno (mm)	84,7
	Diâmetro externo (mm)	127
	Espessura (mm)	12
Furos	Tipo	Simplex
	Quantidade	4
	Diâmetro (mm)	4
	Descrição	Condizentes com o Anexo H

2.1.7 Proteção Exterior

A proteção exterior (Figura 2.14) é uma peça que pode ser dividida em 3 partes, a base, o tubo e a face superior. Esta peça é feita de grafite pirolítica. Esta peça é carregada eletricamente de forma evitar que o plasma e os elétrons de voltarem para o tubo de propelente.

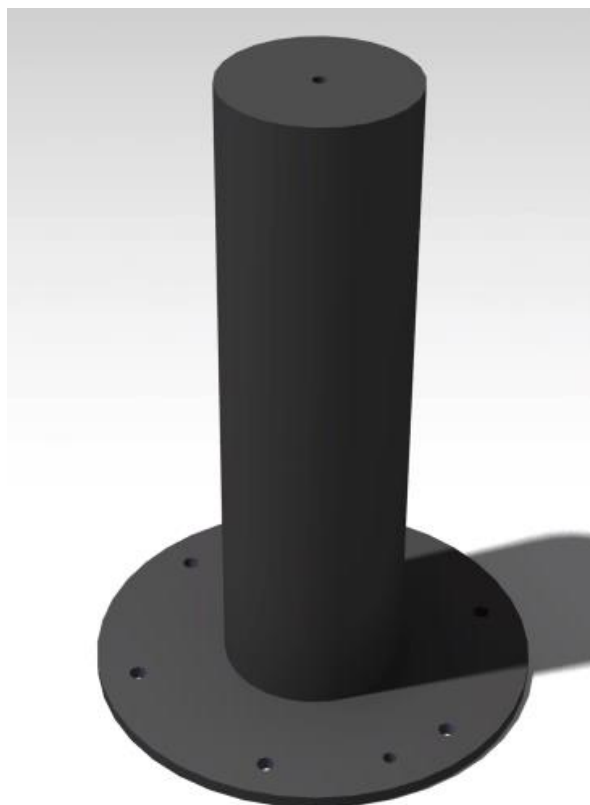


Figura 2.14 - Desenho CATIA da proteção exterior.

As dimensões da peça são apresentadas na Tabela 2.6.

Tabela 2.6 - Dimensões da proteção exterior

Base	Diâmetro interno (mm)	48,3	
	Diâmetro externo (mm)	127	
	Espessura (mm)	4	
Tudo da proteção exterior	Diâmetro interno (mm)	48,3	
	Diâmetro externo (mm)	52	
	Comprimento (mm)	178	
Face superior	Diâmetro interno (mm)	4	
	Espessura (mm)	2	
Furos da Base	Tipo	Simplex	Roscado
	Quantidade	6	1
	Diâmetro (mm)	4	3
	Descrição	Condizentes com o Anexo I	

2.1.8 Anel de Proteção dos Ímanes

O anel de proteção dos ímanes (Figura 2.15) é uma peça cerâmica que se encontra na extremidade da proteção exterior. O seu objetivo é reduzir o fluxo térmico que passa do cátodo para os ímanes. Esta peça é feita de MACOR.

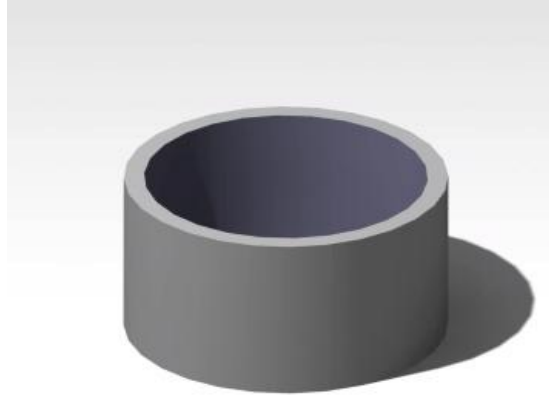


Figura 2.15 - Desenho CATIA do anel de proteção dos ímanes.

As dimensões da peça são apresentadas na Tabela 2.7.

Tabela 2.7 - Dimensões do anel de proteção dos ímanes

Anel de proteção dos ímanes	Diâmetro interno (mm)	52,5
	Diâmetro externo (mm)	60
	Comprimento (mm)	30

2.1.9 Isolador da Proteção Exterior

O isolador da proteção exterior (Figura 2.16) é uma peça cerâmica, cujo objetivo é isolar o chassis do cátodo. Esta peça é feita de MACOR.

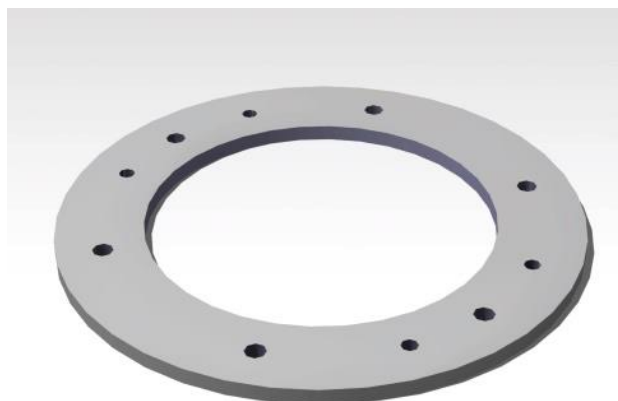


Figura 2.16 - Desenho CATIA do isolador da proteção exterior.

As dimensões da peça são apresentadas na Tabela 2.8.

Tabela 2.8 - Dimensões do isolador da proteção exterior

Isolador de proteção exterior	Diâmetro interno (mm)	84,7
	Diâmetro externo (mm)	127
	Espessura (mm)	4
Furos	Tipo	Simples
	Quantidade	8
	Diâmetro (mm)	4
	Descrição	Condizentes com a Anexo J

2.1.10 Chassis

O chassis (Figura 2.17) é uma peça que pode ser dividida em 3 partes, a base, a parte intermédia e a parte superior. Esta peça é feita de aço inoxidável 304. O objetivo desta peça é facilitar a junção das peças do cátodo com as da câmara de descarga.

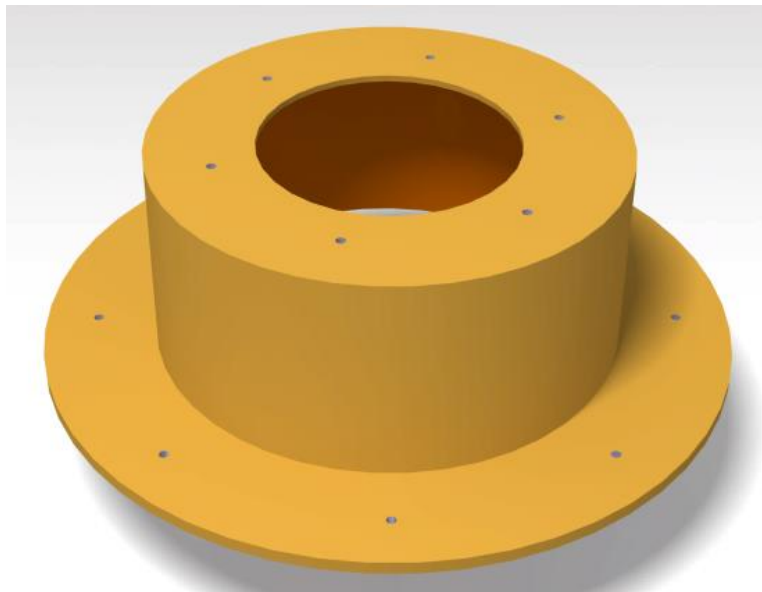


Figura 2.17 - Desenho CATIA do chassis.

As dimensões da peça são apresentadas na Tabela 2.9.

Tabela 2.9 - Dimensões do chassis

Base	Diâmetro interno (mm)	135
	Diâmetro externo (mm)	212
	Espessura (mm)	4
Furos da Base	Tipo	Roscado
	Quantidade	8
	Diâmetro (mm)	5
	Descrição	Condizentes com a Anexo K
Parte Intermédia	Diâmetro interno (mm)	135
	Diâmetro externo (mm)	143
	Altura (mm)	62
Face Superior	Diâmetro interno (mm)	78
	Espessura (mm)	3
Furos da Face Superiores	Tipo	Roscado
	Quantidade	6
	Diâmetro (mm)	4
	Descrição	Condizentes com a Anexo L

2.1.11 Base do Cátodo

A peça que servirá de base para montagem de todas as outras peças do Cátodo é, como o próprio nome indica, a base do cátodo (Figura 2.18). Esta peça é feita de aço inoxidável 304. É nesta peça que o tubo do propelente vai ser colocado, bem como o aparafusamento de todas as outras peças presentes no cátodo. Esta zona será a secção superior do tubo, e não é possível observar isto na imagem acima devido às limitações da versão disponibilizada para estudantes do programa CATIA.

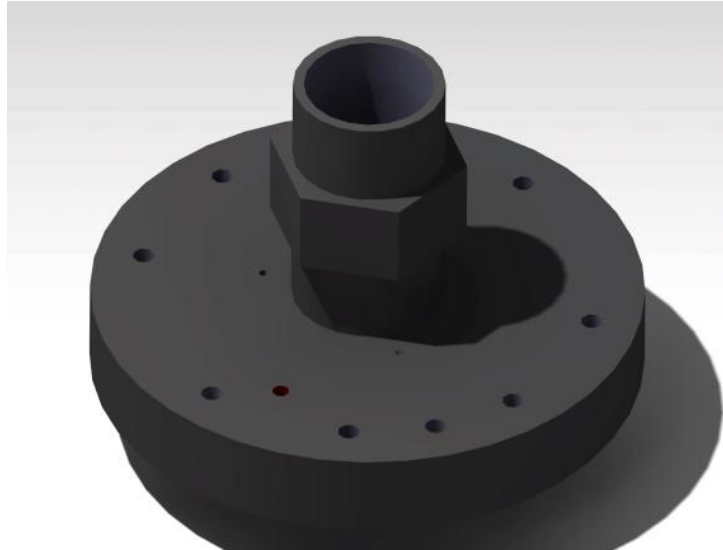


Figura 2.18 - Desenho CATIA da base do cátodo.

As dimensões da peça são apresentadas na Tabela 2.10.

Tabela 2.10 - Dimensões da base do cátodo

Base	Diâmetro interno (mm)	14			
	Diâmetro externo (mm)	127			
	Espessura (mm)	10			
Furos da Base	Tipo	Roscado	Simples	Roscado	Simples
	Quantidade	3	10	1	1
	Diâmetro (mm)	2	5	4	
	Descrição	Condizentes com a Anexo H	Condizentes com a Anexo M	Condizentes com a Anexo N	
Tubo	Diâmetro interno (mm)	14			
	Diâmetro externo (mm)	17			

2.1.12 Isolador para Parafusos

Os Isoladores de parafusos (Figura 2.19) são peças cerâmicas, cujo objetivo é isolar a base dos parafusos. Esta peça é feita de MACOR.

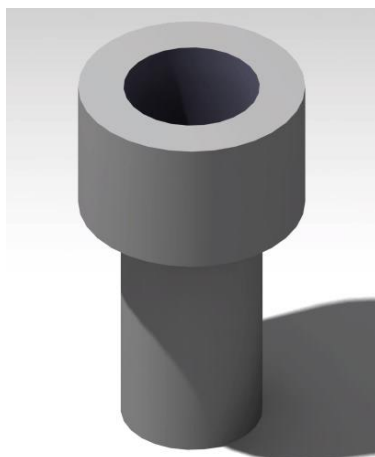


Figura 2.19 - Desenho CATIA do isolador de parafusos.

As dimensões da peça são apresentadas na Tabela 2.11.

Tabela 2.11 - Dimensões do isolador de parafusos

Base	Diâmetro interno (mm)	4
	Diâmetro externo (mm)	5
	Comprimento (mm)	9
Parte Superior	Diâmetro interno (mm)	4,5
	Diâmetro externo (mm)	8
	Comprimento (mm)	5
Quantidade		5

A Figura 2.20 é a vista explodida do cátodo. Não são apresentados os isoladores de parafusos.

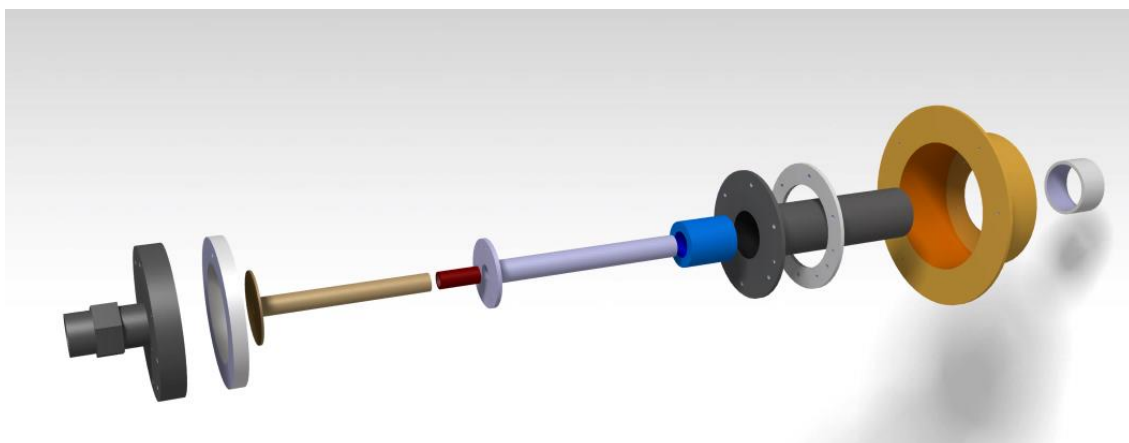


Figura 2.20 - Vista explodida do cátodo.

2.2 Câmara de Descarga

A câmara de descarga é a zona do motor onde se processa a ionização, criando os iões que posteriormente permitiram ao propulsor ter tração. Deste modo é necessário que se perceba o comportamento de gases ionizados, porque este determinará o comportamento geral do plasma.

Com o início do processo de emissão de eletrões, eletrões e iões presentes na câmara de descarga vão começar a atingir as paredes da mesma. No interior da câmara de descarga os

elétrões são muito mais móveis do que os iões, pois têm uma maior energia térmica por terem menos massa e estarem a temperaturas superiores. Assim sendo, os elétrões têm um fluxo muito superior aos iões e colidem mais vezes com as paredes da câmara. Isto faz com que se percam muito mais rapidamente para as paredes que os iões, que no início deste processo ainda se encontram ao mesmo potencial do plasma. Com o passar do tempo, este maior fluxo de elétrões a colidir com as paredes implica que estas fiquem com um potencial negativo em relação ao plasma. Esta diferença de potencial faz com que os iões direcionados para a parede caiam nela, zona onde os elétrões são refletidos. A repulsão de elétrões resulta na formação de uma camada com cargas positivas, que se encontra entre o plasma neutro e as paredes da câmara. É então necessária uma queda do potencial de equilíbrio para igualar as perdas de iões e elétrões. Para atingir o ponto de equilíbrio os iões têm de entrar na barreira com uma velocidade específica e por isso têm de ser acelerados por um campo elétrico. Isto é alcançado através de uma pequena diferença de potencial existente na zona pré barreira.

A Figura 2.21 é uma representação deste processo numa escala aproximada. Esta representação é referente a um motor que já esteja em funcionamento. Como indicado a zona pré-barreira é uma zona “quase-neutra” pois o número de elétrões é aproximadamente igual ao número de iões e a zona da barreira é uma zona não neutra. A extensão da zona não neutra é dada pelo comprimento de Debye. Na zona da Figura 2.21 onde é apresentado o gráfico referente à variação do número de elétrões e iões (linha vermelha e castanha) é demonstrado as diferenças no número destes à medida que se aproximam da parede da câmara de descarga.

Este fenómeno não tem um impacto direto no design da câmara de descarga, mas a sua compreensão é crucial para se entenda o que acontece no interior da câmara de descarga. A nível do dimensionamento desta parte do motor manteve-se o mesmo raciocínio utilizado no cátodo. Ainda assim, foi necessário ter outro facto em consideração. Através do trabalho de Wirz [42], sabe-se que a relação entre o diâmetro útil das grelhas e o diâmetro interno da câmara de descarga ideal é de 1:1. Deste modo, as peças constituintes da câmara foram desenhadas seguindo esta condição.

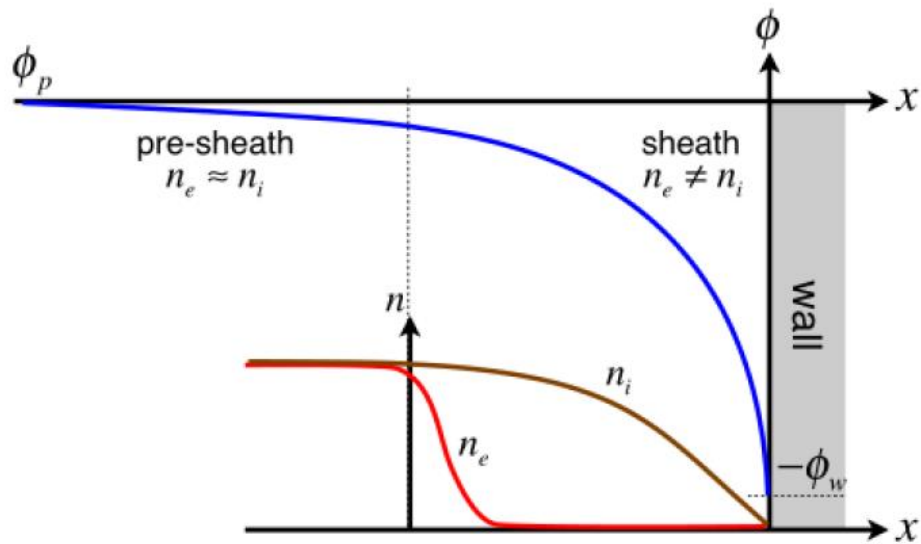


Figura 2.21 - Distribuição do plasma e do potencial nas proximidades da parede do ânodo [58].

Na Figura 2.22 é possível observar a câmara de descarga desenhada para este motor, e na Figura 2.23 a vista caso fosse efetuado um corte a meio da mesma.

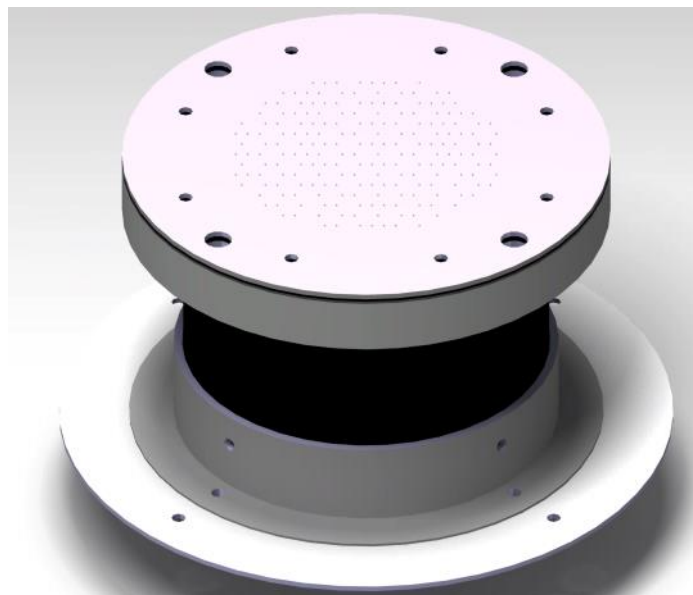


Figura 2.22 - Vista exterior da câmara de descarga desenhada.

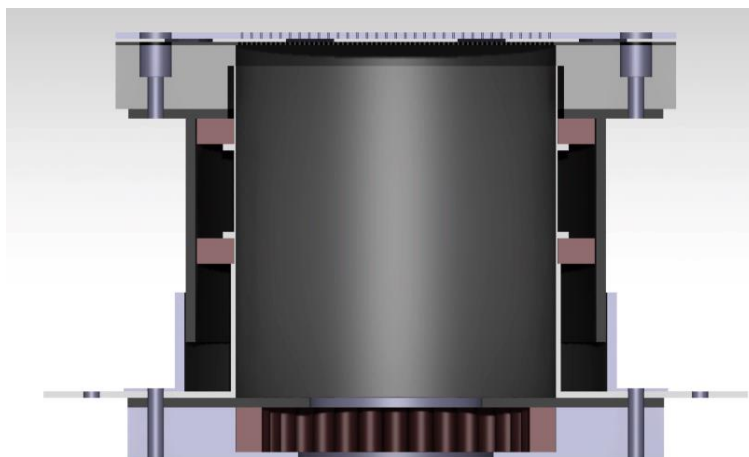


Figura 2.23 - Vista caso fosse efetuado um corte a meio da câmara de descarga.

2.2.1 Base dos Ímanes

A base dos ímanes (Figura 2.24) é uma peça circular que possui um corte central. Esta peça é feita de ferro puro. O objetivo desta peça é ser a base onde será colocada uma linha de ímanes.

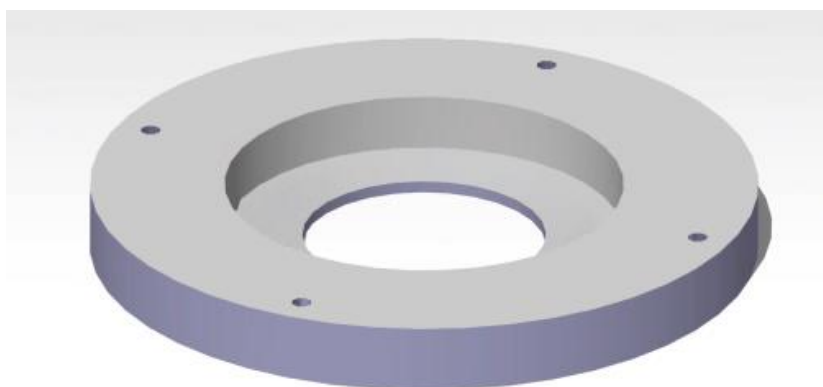


Figura 2.24 - Desenho CATIA da base dos ímanes.

As dimensões da peça são apresentadas na Tabela 2.12.

Tabela 2.12 - Dimensões da base dos ímanes

Base	Diâmetro interno (mm)	61
	Diâmetro externo (mm)	167,5
	Espessura (mm)	17
Furos	Tipo	Simplex
	Quantidade	4
	Diâmetro (mm)	5
	Descrição	Condizentes com o Anexo O
Corte	Diâmetro externo (mm)	100
	Profundidade (mm)	14

2.2.2 Escudo dos Ímanes

O escudo dos ímanes (Figura 2.25) é uma peça circular com um furo central. Esta peça é feita de aço inoxidável 304. O objetivo desta peça é servir de proteção dos ímanes em relação aos eletrões existentes na câmara de descarga.

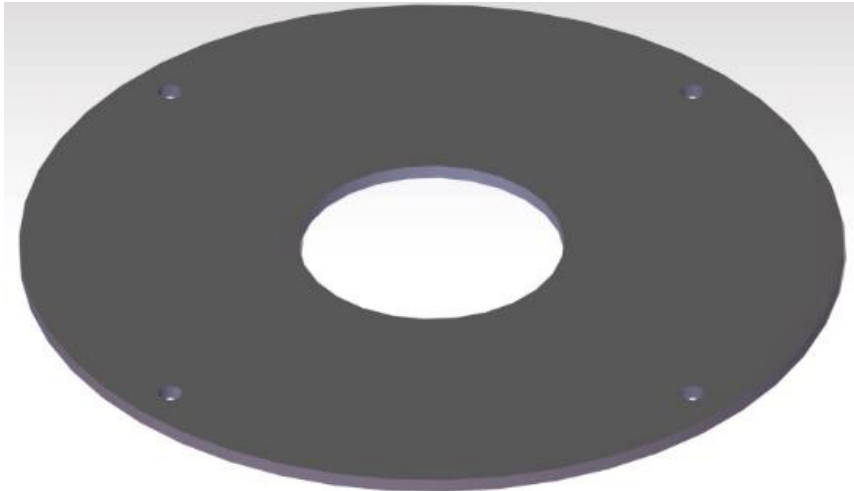


Figura 2.25 - Desenho CATIA do escudo dos ímanes.

As dimensões da peça são apresentadas na Tabela 2.13.

Tabela 2.13 - Dimensões do escudo dos ímanes

Escudo dos ímanes	Diâmetro interno (mm)	54
	Diâmetro externo (mm)	167,5
	Espessura (mm)	3
Furos	Tipo	Simplex
	Quantidade	4
	Diâmetro (mm)	5
	Descrição	Condizentes com o Anexo O

2.2.3 Ânodo

O ânodo (Figura 2.26) é a peça central da câmara de descarga. O interior desta peça serão as paredes da câmara de descarga, e todos os processos de ionização e geração de plasma serão realizados no seu interior. Esta peça é feita de aço inoxidável 304. Esta peça também fornece suporte para a colocação dos anéis de ímanes superiores.

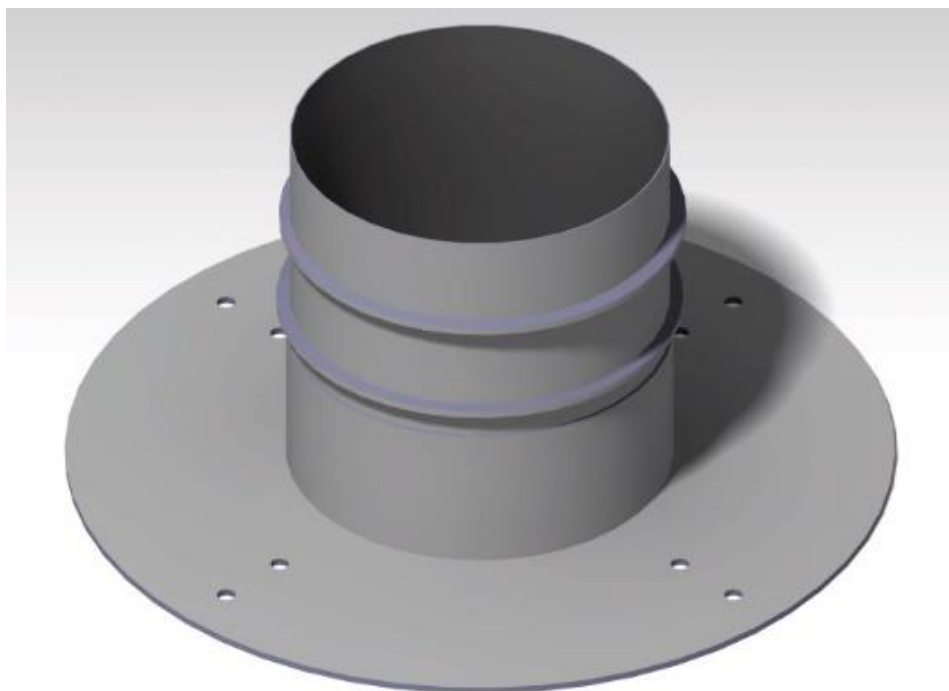


Figura 2.26 - Desenho CATIA do ânodo.

As dimensões da peça são apresentadas na Tabela 2.14.

Tabela 2.14 - Dimensões do ânodo

Base	Diâmetro interno (mm)	100	
	Diâmetro externo (mm)	220	
	Espessura (mm)	2	
Furos da Base	Tipo	Simplex	Simplex
	Quantidade	4	4
	Diâmetro (mm)	5	5
	Descrição	Condizentes com o Anexo P	
Parte intermedia	Diâmetro interno (mm)	100	
	Diâmetro externo (mm)	103	
	Comprimento (mm)	40	
Parte superior	Diâmetro interno (mm)	100	
	Diâmetro externo (mm)	101	
	Comprimento (mm)	62	
Anéis intermédios	Diâmetro interno (mm)	101	
	Diâmetro externo (mm)	108	
	Espessura (mm)	2	
	Descrição	Condizentes com os Anexos Q, R e S	

2.2.4 Suporte dos Ímanes

O suporte dos ímanes (Figura 2.27) é uma peça que pode ser dividida em 2 partes, um anel superior e uma base. Esta peça é feita de ferro puro. Esta peça vai ter influência no campo

magnético do motor, encontrando-se a descrição mais pormenorizada sobre este tópico no capítulo seguinte.



Figura 2.27 - Desenho CATIA do suporte dos ímanes.

As dimensões da peça são apresentadas na Tabela 2.15.

Tabela 2.15 - Dimensões do suporte dos ímanes

Base	Diâmetro interno (mm)	125,2
	Diâmetro externo (mm)	131,2
	Altura(mm)	70
Furos da Base	Tipo	Roscados
	Quantidade	4
	Diâmetro (mm)	3
	Descrição	Condizentes com o Anexo T
Face superior	Diâmetro interno (mm)	102,5
	Diâmetro externo (mm)	170
	Espessura (mm)	3
Furos da Face Superior	Tipo	Simplex
	Quantidade	4
	Diâmetro (mm)	5
	Descrição	Condizentes com o Anexo O

2.2.5 Fixador do Ânodo

O fixador do ânodo (Figura 2.28) é uma peça com uma função estrutural. Esta peça é feita de aço inoxidável 304. O objetivo da mesma é prender o ânodo à base dos ímanes e o suporte dos ímanes ao ânodo.

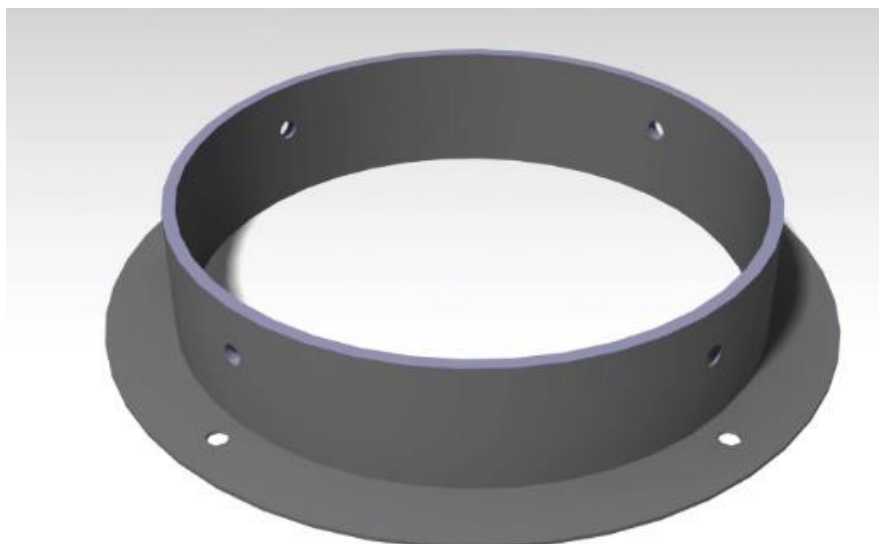


Figura 2.28 - Desenho CATIA do fixador do ânodo.

As dimensões da peça são apresentadas na Tabela 2.16.

Tabela 2.16 - Dimensões do fixador do ânodo

Base	Diâmetro interno (mm)	132
	Diâmetro externo (mm)	170
	Espessura (mm)	1
Furos da Base	Tipo	Simplex
	Quantidade	4
	Diâmetro (mm)	5
	Descrição	Condizentes com o Anexo O
Parte superior	Diâmetro interno (mm)	132
	Diâmetro externo (mm)	138
	Altura (mm)	30
Furos da Parte Superior	Tipo	Roscados
	Quantidade	4
	Diâmetro (mm)	3
	Descrição	Condizentes com o Anexo U

2.2.6 Isolador das Grelhas

O isolador das grelhas (Figura 2.29) é a peça que servirá de base para a montagem das grelhas de aceleração e de tela. Além disto fornece um isolamento elétrico às grelhas. Esta peça é feita de MACOR.

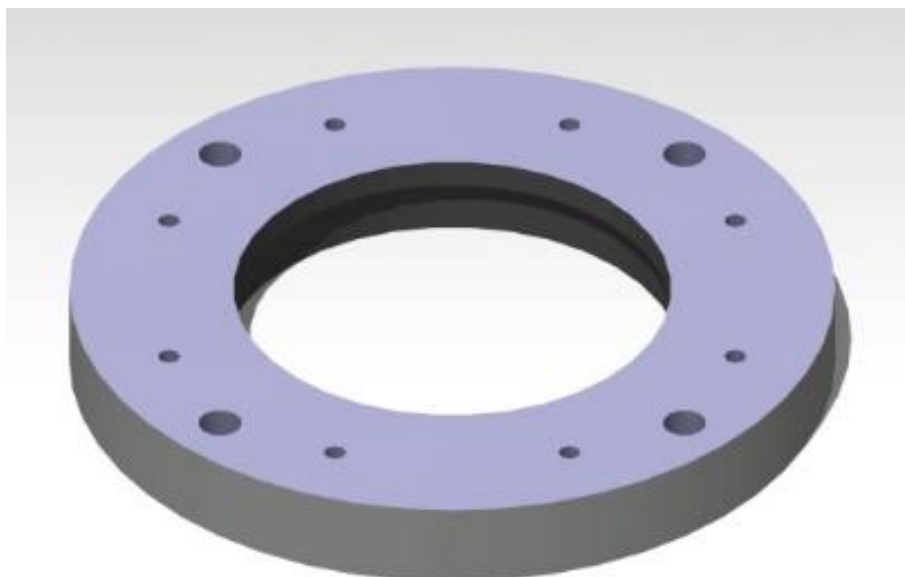


Figura 2.29 - Desenho CATIA do isolador das grelhas.

As dimensões da peça são apresentadas na Tabela 2.17.

Tabela 2.17 - Dimensões do isolador das grelhas

Base	Diâmetro interno (mm)	100	
	Diâmetro externo (mm)	175	
	Altura (mm)	20	
Corte Interior	Diâmetro (mm)	105	
	Profundidade (mm)	13,5	
Furos	Tipo	Simplex	Simplex
	Quantidade	4	8
	Diâmetro menor (mm)	5	5
	Diâmetro maior (mm)	10	10
	Descrição	O posicionamento condizente com o Anexo V e o tipo de furos com o Anexo W	O posicionamento condizente com o Anexo V e o tipo de furos com o Anexo X

2.3 Ótica Iónica

O terceiro e último conjunto de peças em que se pode dividir um motor iónico é chamado de ótica iónica. Deste conjunto de peças fazem parte as grelhas de aceleração e de tela e os separadores de grelhas. Estas grelhas são as responsáveis pela aceleração electrostática dos iões presentes na câmara de descarga.

A principal característica destas grelhas são os seus inúmeros orifícios, pois é através delas que os iões deixam o motor em direção ao espaço e assim produzem tração. Para que este processo ocorra de uma forma ótima é necessário ter em consideração diversos fatores. Para acelerar iões electrostaticamente é necessário criar uma diferença de potencial entre o plasma produzido dentro do motor e o existente na parte de fora do mesmo. Esta diferença de potencial é criada através da aplicação de diferentes tensões às grelhas. A simples aplicação de uma diferença de potencial não garante imediatamente que ocorra a emissão de iões. No caso de a diferença de potencial ser demasiado baixa em relação à temperatura dos eletrões é criada uma barreira, sendo a sua extensão dada pelo comprimento de Debye, que também é chamada de camada de Debye, não permitindo que os iões sejam emitidos. No caso de a diferença de potencial ser grande vai existir uma barreira chamada de barreira de Child-Langmuir. Portanto, para acelerar iões até altas energias, é necessário reduzir a dimensão da abertura na camada de plasma até à ordem da distância de Child-Langmuir. Assim é estabelecida uma barreira que acelera os iões com uma boa direccionalidade, ou seja, com a direção dos furos não atingindo a grelha, e reflete os eletrões do plasma.

O número de grelhas existentes num motor iónico pode variar. Numa primeira fase apenas era utilizado uma grelha. Esta ideia rapidamente entrou em desuso pois desta forma a grelha de aceleração, única utilizada, sofria um grande desgaste e ficava rapidamente inutilizável. Surgiram então as configurações com 2 e 3 grelhas. Na configuração com 3 grelhas é utilizada uma grelha de tela, uma grelha de aceleração e uma de desaceleração. Neste tipo de configurações, a grelha de desaceleração vai proteger a grelha de aceleração evitando que os eletrões produzidos pelo neutralizador reentrem na câmara de descarga. Este campo de desaceleração criada com esta grelha é estabelecido com uma diferença de potencial existente entre a grelha de aceleração. As diferenças de potenciais existentes podem ser observadas na Figura 2.30.

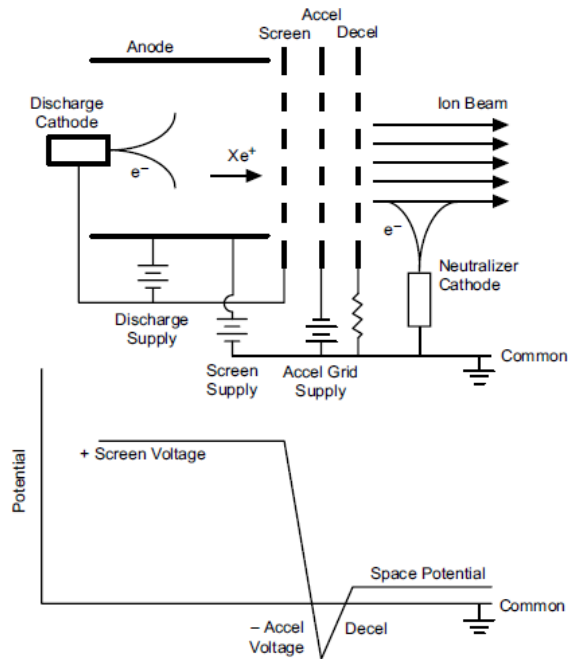


Figura 2.30 - Esquema elétrico de propulsor iônico com 3 grelhas [59].

Ainda que atualmente se esteja a estudar a utilização de configurações com 4 grelhas [60], a configuração mais utilizada é a com 2 grelhas: grelha de tela e de aceleração. Esta configuração é também a escolhida para ser utilizada neste motor. Foi considerada a utilização de 3 grelhas, mas devido ao propósito da construção deste motor e às condições a que vai ser sujeito foi decidido utilizar a configuração com 2 grelhas. A dificuldade adjacente ao alinhamento de 3 grelhas não justificam a redução na pulverização da grelha que esta configuração fornece. Na configuração com 2 grelhas, a grelha de tela é normalmente deixada a flutuar eletricamente ou então é polarizada até ao potencial do cátodo de forma a permitir o confinamento dos elétrons no plasma e que assim, os íões que o atingem, tenham uma energia relativamente baixa e causem uma pulverização catódica reduzida. As diferenças de potenciais existentes num motor com 2 grelhas podem ser observadas na Figura 2.31.

Um fator crucial destas grelhas são os seus orifícios. Um conceito muito importante é a chamada transparência das grelhas. A transparência de uma grelha é definida como a taxa a que o feixe de íões passa pela grelha em relação à corrente total que atinge a grelha. Um outro aspeto diretamente relacionado com isto é a área aberta de cada grelha, ou seja, a relação entre a área dos furos de uma grelha e a área onde estes furos podem estar. Por exemplo, num motor de 10 centímetros cada grelha vai ter diâmetro útil que será o interior de uma circunferência de 10 centímetros. Dentro desta circunferência vão se encontrar os vários furos e esta relação da área total que os inúmeros furos ocupam em relação à circunferência de 10 centímetros é a área aberta de uma grelha. A transparência da grelha de tela vai ter um impacto direto tração do motor por esta ser crucial para a extração correta dos íões da câmara de descarga. As grelhas devem minimizar a perda de átomos neutros da câmara de descarga para maximizar eficiência de utilização de massa de propelente. Ter uma alta transparência aos íões e baixa perda de átomos neutros leva a que os furos da grelha de tela sejam maiores do que os da grelha de

aceleração. Esta diferença de tamanhos leva a que sejam necessários ter cuidados adicionais neste ponto, pois a focalização dos feixes de íões é fundamental para que se reduza ao máximo perdas de tração. Os diâmetros dos furos da grelha de aceleração são minimizados de modo a reter o propelente não ionizado e os da grelha de tela são maximizados de forma a extrair o maior número de íões da câmara de descarga.

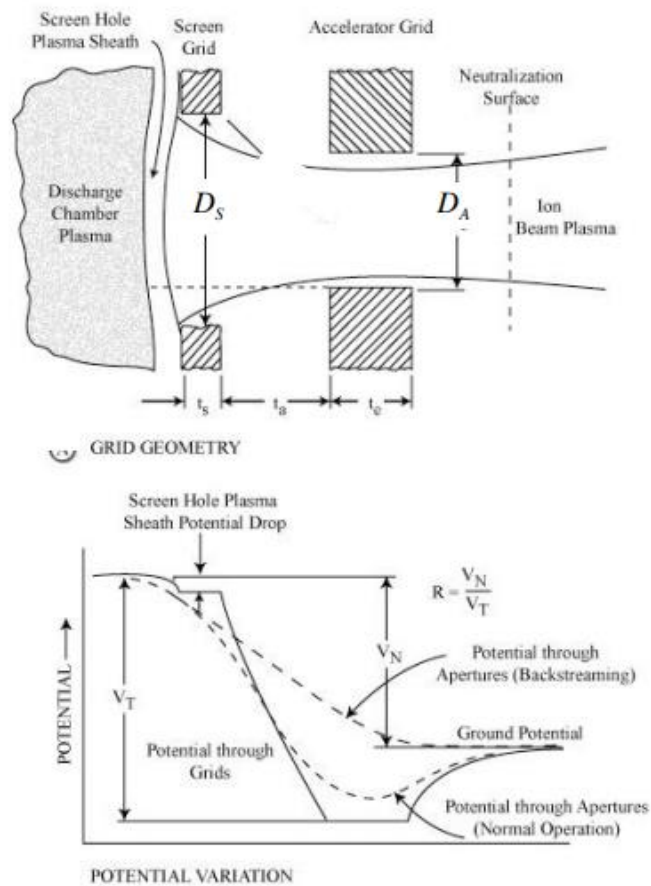


Figura 2.31- Esquema elétrico de uma ótica iônica com 2 grelhas [40].

Outros fatores importantes nestas grelhas são a espessura das mesmas e o espaço existente entre elas. Dos vários átomos de propelente que atingem as grelhas, nunca vão ser apenas átomos de propelente ionizados. Uma forma de se reduzir a perda de propelente para o espaço é diminuindo o espaço entre as grelhas de aceleração e de tela. No entanto se se diminuir demasiado a distância entre as grelhas está-se a aumentar a probabilidade do impacto de elétrons nas grelhas (Figura 2.32) o que causará um grande aumento na erosão da grelha e consequentemente uma grande diminuição no seu tempo de vida.

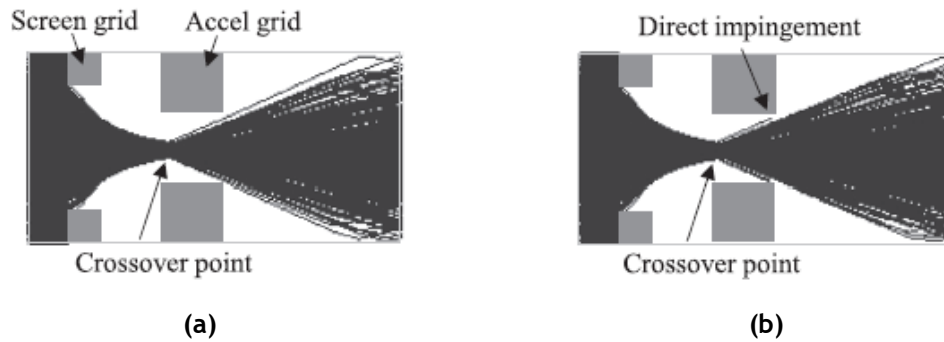


Figura 2.32 - Esquema de uma configuração da ótica iônica onde não existe impacto de iões na grelha de aceleração devido à distância entre as grelhas (a) e situação onde existe (b) [61].

Existem várias formas diferentes de se definir todos estes parâmetros referentes às grelhas existentes num motor iônico. As formas de se obter resultados mais otimizada é utilizando programa específicos para o estudo dos feixes de iões. Na presente dissertação não foi possível ter acesso a tais programas, e como tal foi necessário recorrer a outro método. A opção tomada segue a mesma linha de raciocínio utilizada em “Update on the XIPS© 8-cm Thruster Prototype” [62], ou seja, vai ser assumida a transparência da grelha, área aberta, distância entre grelhas e espessura das grelhas de um motor já existente. Como tal os valores foram baseados nos do MiXI existentes no trabalho de Bondar e estão expostos na Tabela 2.18. A diferença em relação ao número de furos está relacionada com a distância existente entre os centros dos furos. O valor utilizado não é indicado por Bondar e como tal foi necessário definir-se este valor. De forma a tentar-se que o número de furos fosse o mais semelhante possível utilizou-se uma distância de 3 mm entre o centro de cada furo. Tentou-se que esta distância fosse ainda mais pequena para se obter mais furos, mas devido a questões estruturais não foi possível. A distância existente entre os limites dos furos no caso da grelha de tela é de 0,5 mm e não foi possível reduzir ainda mais este valor.

Tabela 2.18 - Comparação dos parâmetros das grelhas existentes no MiXI e os das grelhas do motor desenhado [47]

Parâmetros	Grelhas do MiXI	Grelhas do motor desenhado
Espessura da grelha de tela (mm)	0,27	1
Espessura da grelha de aceleração (mm)	0,27	1
Distância entre o centro de cada circunferência (mm)	-	3
Número de Furos	892	829
Diâmetro dos furos na grelha de tela (mm)	0,75	2,5
Diâmetro dos furos na grelha de aceleração (mm)	0,19	0,65
Espaçamento entre as grelhas (mm)	0,33	1
Área aberta da grelha de tela (%)	55,75	51,8
Área aberta da grelha de aceleração (%)	3,58	3,50

2.3.1 Grelha de Tela

As dimensões da grelha de tela (Figura 2.33) são apresentadas na Tabela 2.19.

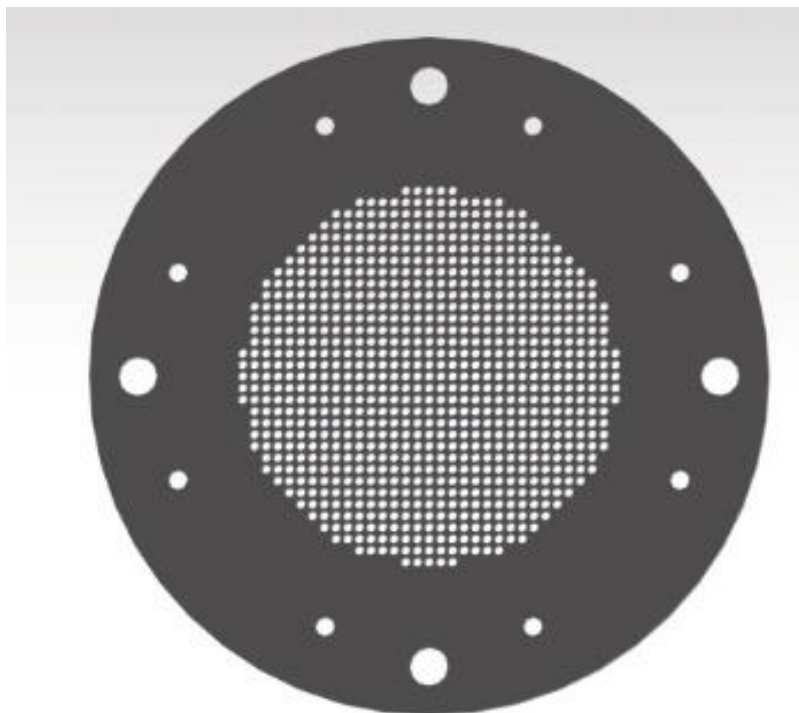


Figura 2.33 - Desenho CATIA da grelha de tela.

Tabela 2.19 - Dimensões da grelha de tela

Base	Diâmetro externo (mm)	175	
Furos centrais	Diâmetro (mm)	2,5	
	Número de furos	829	
	Distância entre centros (mm)	3	
	Descrição	Condizente com o Anexo Y	
Furos	Tipo	Simplex	Simplex
	Quantidade	4	8
	Diâmetro (mm)	10	5
	Descrição	Condizente com o Anexo V	

2.3.2 Grelha de Aceleração

As dimensões da grelha de aceleração (Figura 2.34) são apresentadas na Tabela 2.20.

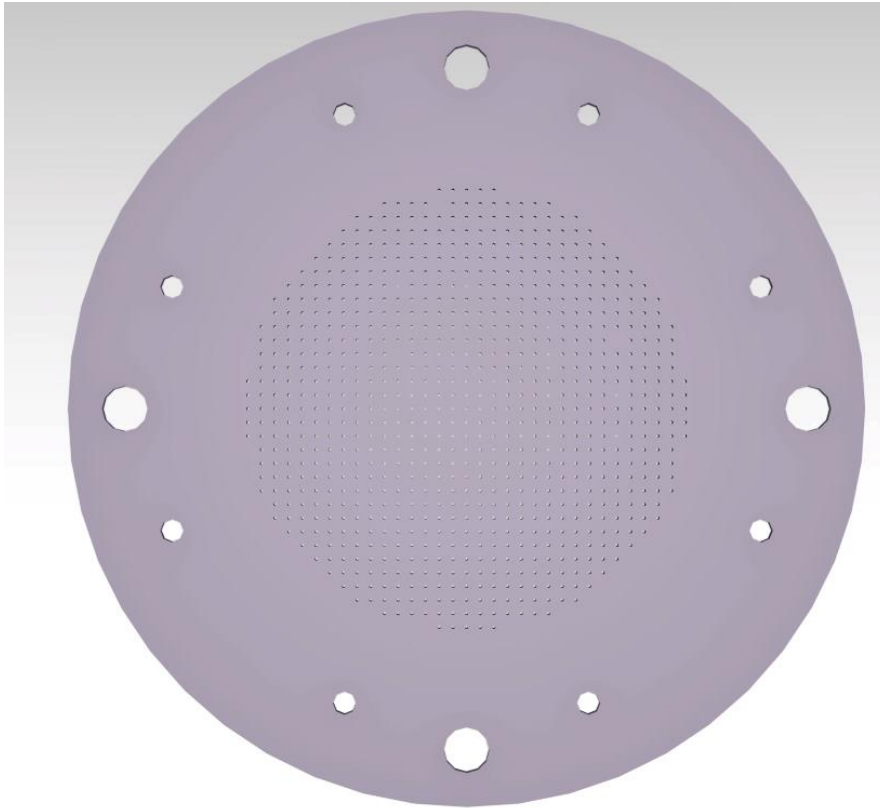


Figura 2.34 - Desenho CATIA da grelha de aceleração.

Tabela 2.20 - Dimensões da grelha de aceleração

Base	Diâmetro externo (mm)	175	
Furos centrais	Diâmetro (mm)	0,65	
	Número de furos	829	
	Distância entre centros (mm)	3	
	Descrição	Condizente com o Anexo Y	
Furos	Tipo	Simplex	Simplex
	Quantidade	4	8
	Diâmetro (mm)	10	5
	Descrição	Condizente com o Anexo V	

A Figura 2.35 é a vista explodida da câmara de descarga e das grelhas. Não são apresentados os ímanes.

No Anexo Z é apresentado o propulsor desenhado em vista a duas dimensões.

Capítulo 3

Configuração Magnética

Um motor iônico faz parte do grupo de motores que produzem tração através de processos electrostáticos. Neste tipo de motores, o magnetismo não é de carácter essencial para que o motor funcione, mas é importante para que este o faça de forma otimizada. A configuração magnética é então um fator muito importante para que se obtenham eficiências elevadas e consequentemente valores de tração mais elevados. As principais características diretamente relacionadas com o design e análise do campo magnético dum motor iônico são o fator de confinamento de eletrões e iões, área de perda de iões e a área híbrida de perda, sendo que a uniformização do plasma e a densidade do perfil do feixe de iões.

Com o aquecimento do emissor de eletrões, este vai começar a libertar eletrões, os quais são diretamente projetados para a câmara de descarga. A estes eletrões dá-se o nome de eletrões primários. Após saírem do cátodo, os eletrões primários andam à deriva no interior da câmara até que sofrem um de três fenómenos: podem ser perdidos de forma direta para a parede do ânodo ao encontrarem uma área de perda, podem realizar uma ionização ou uma colisão de excitação, ou podem atingir o equilíbrio por interações de coulomb com os eletrões do plasma. A probabilidade da ocorrência de uma colisão de um eletrão primário é exponencialmente inversamente proporcional à área de perda primária de eletrões, A_p , como pode ser visto na equação seguinte [47].

$$P = 1 - e^{\left(\frac{-n_0 \sigma_p V}{A_p}\right)} \quad (1.5)$$

Num motor iônico as áreas de perda primárias existentes estão diretamente relacionadas com a possibilidade de um eletrão primário colidir com um átomo de propelente previamente a se perder para uma destas áreas. Estas áreas de perda são chamadas de primárias devido a esta relação com os eletrões primários. Um motor iônico que possua pólos magnéticos com maior intensidade vai minimizar a área de perda primária. Ao minimizar esta área está-se a diminuir a probabilidade de um eletrão primário ser perdido diretamente para o ânodo e a aumentar a eficiência do motor. Isto acontece porque uma maior intensidade magnética nos pólos vai fazer com que um maior número de eletrões se mantenha a movimentar no interior da câmara de descarga não sendo assim rapidamente perdidos para o ânodo. É importante que isto aconteça, pois, sendo estes eletrões os que possuem maior energia, são os que mais facilmente vão “retirar” um eletrão aos átomos de propelente, ionizando-os.

Numa mesma configuração magnética, um motor com maior intensidade vai minimizar as áreas de perda primárias comparativamente a um com menor intensidade. Apesar disto, existem inúmeras configurações possíveis a nível do esboço magnético, variando essencialmente o número de pólos magnéticos e a sua posição. Uma configuração com menor número de pólos vai ter uma menor área de perda primária do ânodo, requerendo assim uma menor intensidade de campo magnético para alcançar os mesmos valores de perda primária de motores com mais pólos. O número de pólos magnéticos também afeta a eficiência do motor e um número

demasiado pequeno de pólos vai provocar uma perda de eficiência, pois um número demasiado reduzido de pólos magnéticos implica também que exista pouca rotação de eletrões na câmara de descarga. Isto implica que exista um equilíbrio entre estes 2 aspetos de forma a obter-se a melhor eficiência possível.

Outro aspeto diretamente relacionado com a probabilidade da ocorrência de uma colisão de um eletrão primário é a densidade de propelente com que se está a operar. Motores a operar com maiores densidades também vão diminuir a possibilidade de um eletrão primário se perder diretamente para as paredes da câmara, pois como existe um maior número de elementos na câmara de descarga a probabilidade de um destes eletrões encontrar uma molécula de propelente é maior, resultando assim em mais colisões. Ao diminuir a perdas destes eletrões está-se a minimizar a perda de energia e deste modo melhora-se a eficiência do propulsor. É necessário que exista um compromisso entre as variáveis acima referidas no design de um propulsor. Do equilíbrio que é necessário normalmente a parcela com ligeiramente mais de preponderância é a minimização da perda de eletrões diretamente para o ânodo. Ao se minimizar isto, a corrente de descarga, corrente que vem do cátodo para a câmara de descarga, é levada para o ânodo principalmente pelo plasma dos eletrões. O plasma de eletrões é quase exclusivamente perdido para os pólos magnéticos, mas a sua movimentação é afetada pela presença dos iões, os quais também penetram o pólo magnético. Esta área onde tanto iões como eletrões se perdem é chamada de área de perda híbrida.

O plasma dentro da câmara de descarga obedece à lei da conservação de partículas, de modo a que a soma da corrente injetada com a produzida na câmara seja igual à corrente que sai da mesma. A corrente injetada na câmara é a corrente de eletrões primários que vêm do cátodo, a corrente produzida são os pares de eletrões e iões resultantes de cada colisão de ionização, e a corrente perdida para o ânodo é a soma da perda primária direta, da perda do plasma de eletrões e da fração de iões perdida. Durante o funcionamento do motor o potencial do plasma vai se ajustando sozinho de tal forma que a corrente total de eletrões para o ânodo é igual à corrente total de iões que sai da câmara de descarga. A intensidade do campo magnético tem um impacto direto no potencial do plasma, alterações feitas à área do ânodo por variação da intensidade magnética ou do número de pólos vão alterar o potencial do plasma relativamente ao ânodo, o que afeta tanto a energia perdida para a barreira existente, como a estabilidade da descarga. Para um plasma desmagnetizado a corrente de iões que sai do plasma para qualquer direção é dada pela velocidade de Bohm. Esta corrente também descreve o fluxo de iões ao longo das linhas de campo. Como em relação ao volume da câmara de descarga o campo magnético é relativamente baixo, os iões são normalmente desmagnetizados. Tal como os iões, os eletrões podem ou não ser magnetizados no interior da câmara de descarga, mas independentemente disso são fortemente afetados pelos campos magnéticos existentes. Esta magnetização dos eletrões tem influência no movimento dos iões devido a efeitos eletrostáticos, fazendo com que a perda destes nos pólos se dê de duas maneiras: através da corrente de Bohm para as áreas de perda híbridas e através da redução da corrente de Bohm para a área da parede entre os pólos devido a potenciais ambipolares que são ali desenvolvidos.

Esta corrente de Bohm é a corrente de iões que sai do plasma em qualquer direção é dada pela velocidade de Bohm. Esta corrente também descreve o fluxo de iões ao longo das linhas de campo. A área do ânodo onde estão os pólos magnéticos é pequena comparativamente ao resto da área do ânodo que se encontra em contacto com o plasma, e por este, motivo a corrente de iões para as áreas híbridas é normalmente descartada. De qualquer forma, entre os pólos a área de perda já é significativa, e nestas zonas vai existir o transporte de iões e eletrões pelo campo magnético. Este processo dos iões e eletrões serem transportados ao longo do campo magnético vai causar uma perda de energia, diminuindo a velocidade com que viajam. É durante este processo que um eletrão primário deixa de o ser, devido à perda de energia. O potencial do plasma está relacionado com a área do ânodo. Se um aumenta o outro também o faz e vice-versa. Caso a área do ânodo seja muito pequena, o potencial do plasma vai ser tão baixo que será negativo em relação ao ânodo. Este fenómeno é chamado de camada do ânodo de aceleração de eletrões. Um exemplo deste fenómeno está representado na Figura 3.1.

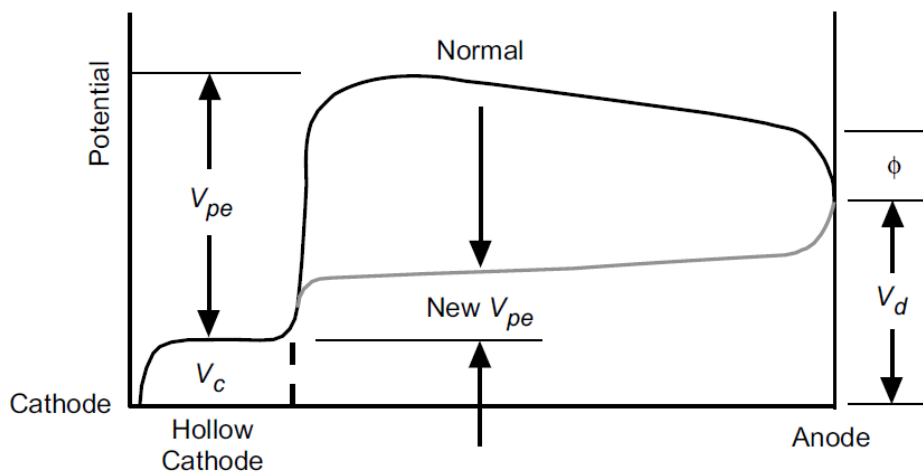


Figura 3.1 - Demonstração das diferenças de potencial, em casos onde se reduz demasiado a área das paredes do ânodo [12].

Ao analisar a figura observa-se que a distribuição do potencial do plasma transita de uma bainha normalmente direcionada negativamente para um potencial de plasma negativo (bainha positiva direcionada para o ânodo), que subtrai da energia primária dos eletrões a uma dada tensão. A taxa de ionização diminui com isto e a descarga fica destabilizada e será perdida. Por este motivo é sempre desejável manter o potencial do plasma positivo, de modo a manter uma energia primária dos eletrões mais elevada e o plasma estável.

Como foi acima referido, existem diferentes configurações magnéticas consoante o número de pólos e a sua posição. A liberdade existente à volta das possíveis considerações dá azo a que existam inúmeras diferentes implicando assim que tenham de ser estudadas de forma a perceber qual a mais apropriada para cada propulsor iónico. Visto que existem tantas variáveis associadas a estes estudos, os mesmos implicam um grande espaço temporal para que possam ser efetuados. Apesar de a realização de um estudo aprofundado sobre a melhor configuração para o motor desta dissertação não ser um dos objetivos principais, para que o motor funcione

corretamente é necessário que seja feito. Visto não ser possível dispensar o tempo necessário que a realização de um estudo a um nível aprofundado requer, devido à limitação temporal existente para a realização da presente dissertação, a opção tomada foi de efetuar estudos comparativos entre várias disposições magnéticas diferentes e a partir daí utilizar o que melhor se adapte. Na Figura 3.2 são apresentadas as principais configurações utilizadas em motores iônicos.

O principal estudo tido em consideração sobre configurações magnéticas foi realizado por Wirz em "*Discharge Plasma Process of Ring-Cusp Ion Thrusters*" [42] do qual este concluiu que o melhor esquema seria o "3-Ring-Cusp". Esta configuração apresentou melhores valores de eficiência propulsiva e de feixe total de elétrons quer a baixos quer a altos fluxo de propelente. Dentro desta configuração existem variações relativamente ao comprimento da câmara de descarga, L , e o diâmetro das grelhas, D , onde o teste realizado com $L/D=0.75$ exibiu menores valores de perda da descarga, ou seja, é necessário uma menor energia para produzir o mesmo feixe de iões, e o com $L/D=1$ obteve maiores valores de feixe de iões e conseqüentemente maior eficiência propulsiva. Após análise das conclusões de Wirz e consulta por email com Dan Goebel foi decidido utilizar um $L/D=1$.

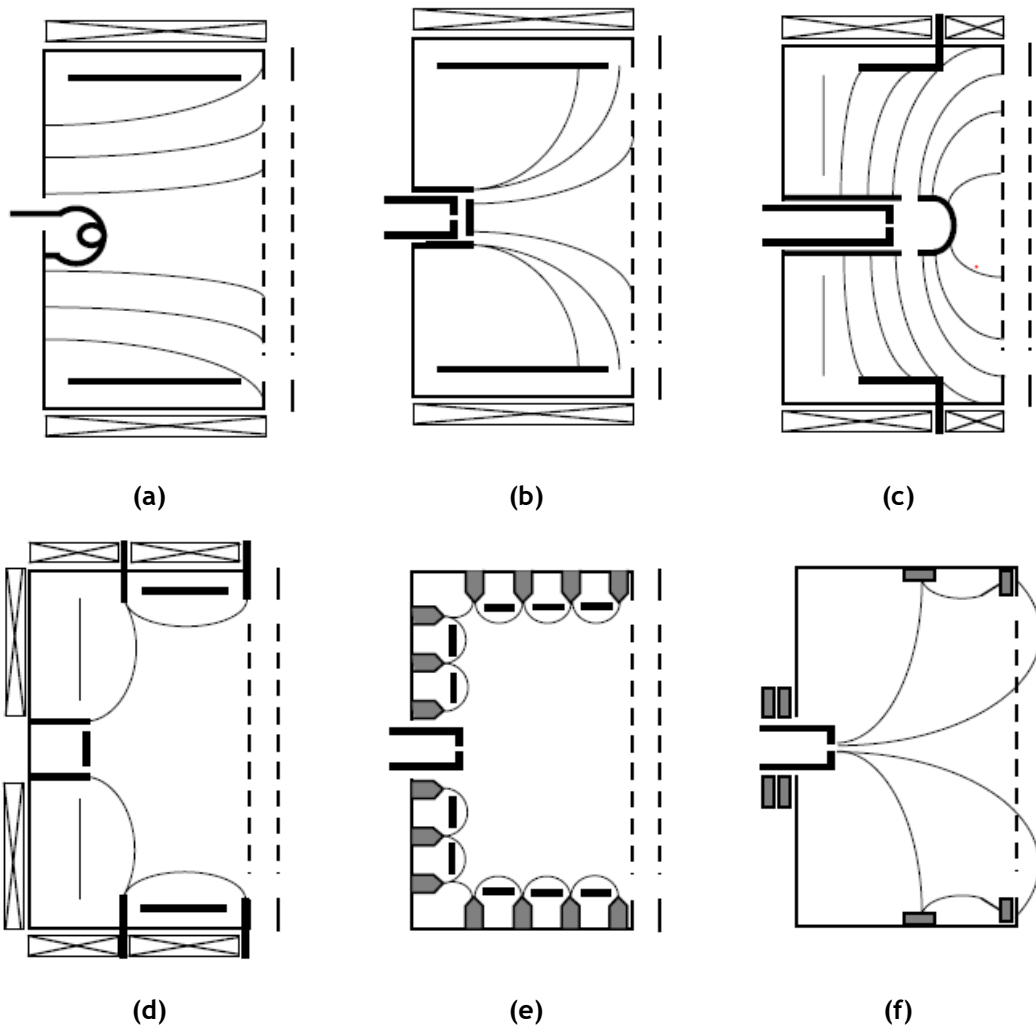


Figura 3.2 - Principais tipos de configuração magnética em propulsores iônicos: (a) mildly divergent B-field, (b) strongly divergent B-field, (c) radial field, (d) cusp field, (e) magnetic multipole field, e (f) ring-cusp fields [12].

Esta configuração “3-Ring-Cusp” utiliza anéis magnéticos fixos, com polaridade alternada entre si. Como o próprio nome indica esta configuração tem 3 anéis magnéticos (Figura 3.3), sendo que este tipo de configuração permite que o motor tenha um melhor confinamento magnético de elétrons com perda finita nos pólos magnéticos, bem como um melhor confinamento eletrostático dos iões da parede do ânodo.

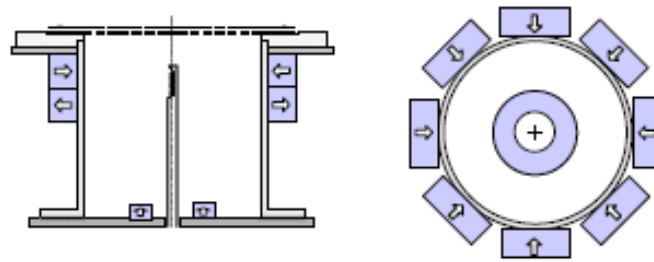


Figura 3.3 - Vista lateral e axial de uma configuração "3 Ring-Cusp" [42].

A Figura 3.4 (a) mostra-nos o comportamento das linhas de campo junto aos pólos magnéticos na câmara de descarga. Esta figura é referente a um motor com 6 anéis magnéticos, mas no presente motor o comportamento é o mesmo. Observa-se que no local onde se encontram os anéis as linhas de campo são perpendiculares à câmara de descarga. Os eletrões que incidem nesta área podem ser refletidos pelo campo magnético, electrostaticamente repelidos pelo potencial da camada do plasma, ou diretamente perdidos para o ânodo. Quando os eletrões incidem na área entre os ímanes encontram um campo magnético transversal e são refletidos.

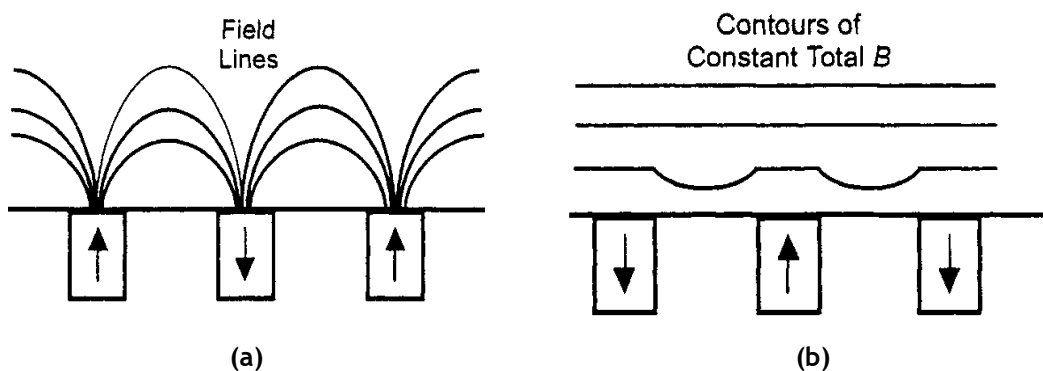


Figura 3.4 - (a) Comportamento das linhas de campo junto aos pólos magnéticos, e (b) comportamento da constante B nos pólos magnéticos [12].

Como os ímanes têm uma posição fixa, o campo magnético vai ter um comportamento periódico ao longo da superfície do ânodo. Este campo magnético decresce de forma exponencial à medida que se afasta da parede. Isto pode ser visto na Figura 3.4 (b). Este rápido decréscimo mostra que é muito importante que os anéis esteja o mais próximos possível da câmara de descarga quanto possível, ou seja, a espessura da parede do ânodo deve ser o mais pequena possível. É importante que o campo magnético seja forte dentro da câmara de descarga para que este tenha força suficiente para conseguir confinar os eletrões na parede do ânodo.

O campo magnético dentro de uma câmara de descarga com uma configuração "3-Ring-Cusp" pode ser visto na Figura 3.5. Através da mesma consegue-se observar a reduzida intensidade do campo magnético no centro da câmara de descarga. Isto ocorre de forma propositada por deste modo evitar-se um sobre confinamento do plasma bem como se manter uniforme a densidade do perfil do feixe de iões nessa zona.

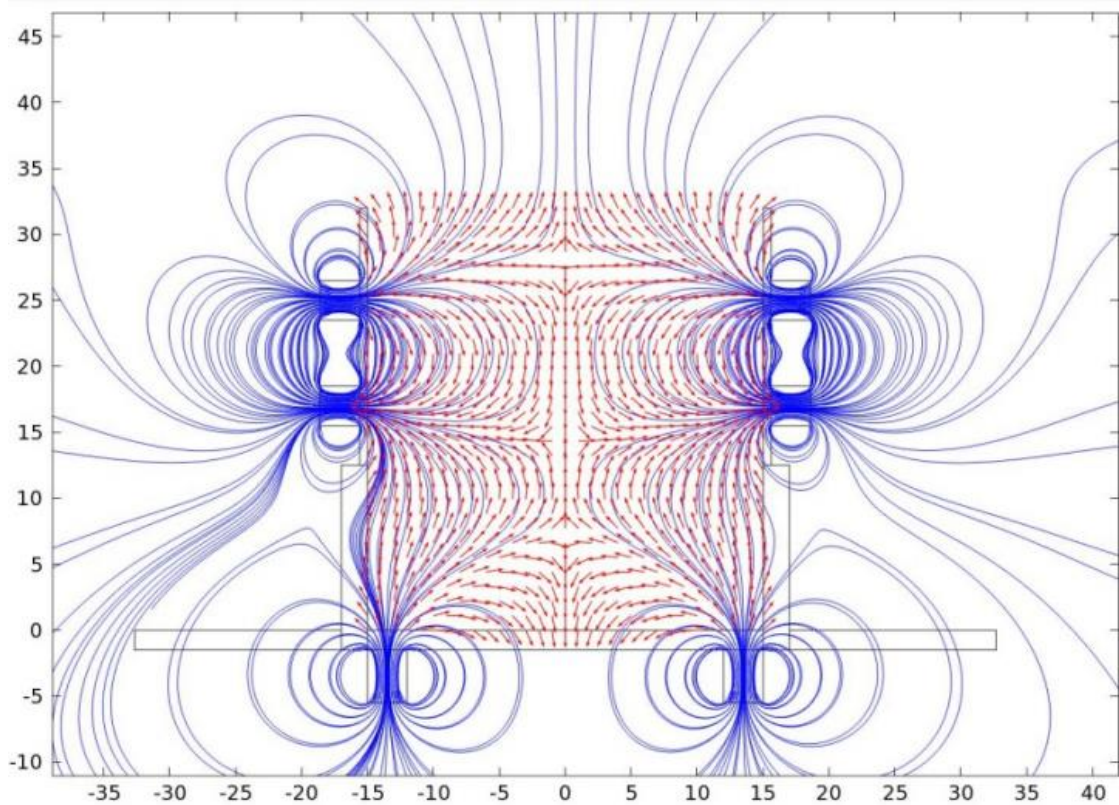


Figura 3.5 - Linhas de campo e a sua direção no interior da câmara de descarga [44].

As linhas azuis representam as linhas de campo magnético enquanto que as setas vermelhas representam a direção do campo magnético. Os pontos onde existe maior concentração de linhas são o local onde se encontram os ímanes e através das setas vermelhas é possível perceber a orientação dos mesmos. Isto também pode ser observado na Figura 3.6 onde já se pode ver a posição dos ímanes no motor mais claramente (as setas amarelas apontam para o pólo norte dos ímanes):

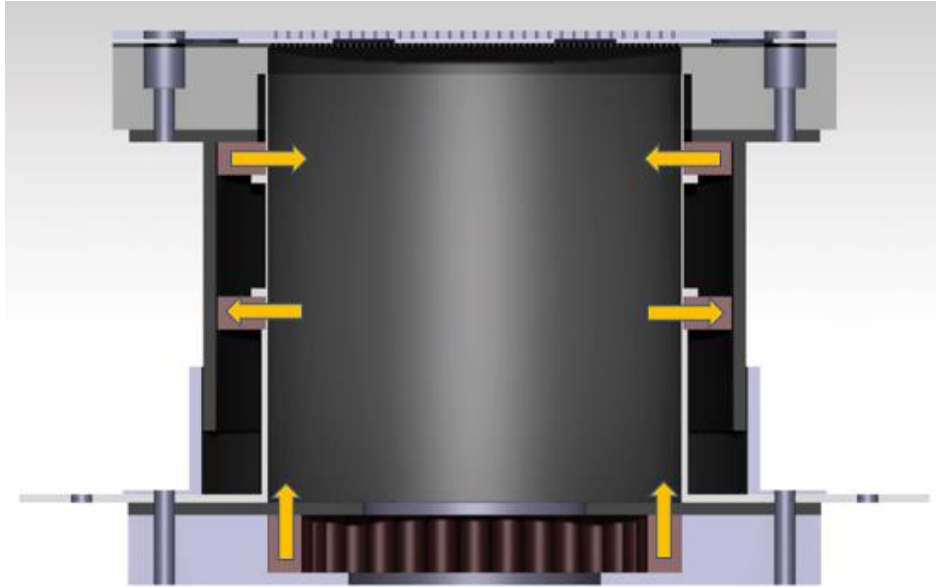


Figura 3.6 - Posição dos ímanes na câmara de descarga do propulsor desenhado.

3.1 Seleção dos Ímanes

Após a seleção da configuração magnética o passo fundamental seguinte é a escolha dos ímanes. Para escolha destes ímanes é importante ter em consideração as condições de operação do motor e a intensidade pretendida para que se possa escolher os ímanes mais indicados. No estudo realizado por Bondar a escolha foi baseada em estudos prévios tendo escolhido a utilização de ímanes feitos de Samário-Cobalto categoria 26. Para esta dissertação, o estudo feito relativamente a estes materiais também culminou na escolha de ímanes de Samário-Cobalto, mas da categoria para 30, devido às diferenças de tamanhos dos motores. O valor da categoria está associado à força dos ímanes [63]. Um estudo comparativo relativamente a estas duas categorias é apresentado no próximo capítulo.

Relativamente ao número de ímanes que serão necessários existem 2 hipóteses. No caso da dissertação de Bondar a opção foi de utilizar vários ímanes de pequenas dimensões juntos. Esta decisão prende-se com o facto de um dos objetivos da sua dissertação ser a variação do número de ímanes utilizados no motor. Como este não é um dos objetivos da presente dissertação optou-se por utilizar apenas ímanes de maiores dimensões a preencher o espaço pretendido. Outro fator que pesou nesta decisão foi a nível da produção dos mesmos. Caso se utilizasse ímanes com um diâmetro de 8mm e espessura de 1 mm estar-se-ia a falar de uma encomenda de cerca de 1.362 ímanes. Com a opção tomada apenas serão necessários 114 ímanes, o que a nível monetário vai ser acessível. Nos dois anéis superiores irão ser colocados 39 ímanes em cada um e no anel inferior serão colocados 36 ímanes.

3.2 Abordagens do Estudo Magnético

Existem inúmeras formas diferentes de se analisar um campo magnético. Nesta dissertação foi adotada uma análise na qual são considerados o uso de ímanes reais bem como a interação destes com os materiais que os rodeiam. A opção tomada veio a demonstrar ser acertada pois obrigou à alteração do design de algumas peças do motor, como irá ser demonstrado posteriormente neste capítulo.

Uma possível abordagem, se calhar a mais conservadora, seria calcular o potencial magnético, ϕ_m , através da derivação das equações de Maxwell e das equações de Laplace [47]:

$$\phi_m = \sum_{k=0}^{\infty} \frac{m_k}{r^{k+1}} P_k(\cos \theta) \quad (1.6)$$

A abordagem escolhida teve por base o software *Finite Element Method Magnetics* (FEMM). Este foi desenvolvido por David Meeker [64], e encontra-se disponível online para o público em geral. Este software como o próprio nome indica baseia-se no Método dos Elementos Finitos, MEF [65]. Este método é “um procedimento numérico para determinar soluções aproximadas de problemas de valores sobre o contorno de equações diferenciais. O MEF subdivide o domínio do problema em partes menores, denominados elementos finitos”. O software FEMM analisa os campos magnéticos ou electrostáticos em 2D oferecendo a opção de a geometria analisada ser plana ou axissimétrica. Este analisa a geometria definida através da criação de malhas compostas por elementos triangulares não estruturados dentro das fronteiras definidas para análise. Como este software tem em conta as interações do campo magnético em estudo com os materiais que o rodeiam, este disponibiliza uma biblioteca com inúmeros metais e diferentes tipos de ímanes, além disto é ainda possível a adição de materiais a essas bibliotecas. Visto que o FEMM se foca no estudo magnético e eletrostático, na adição de um material, é necessário que as características elétricas e magnéticas de cada material inserido sejam o mais precisas possíveis de modo a manter a análise o mais de acordo com a realidade possível. No estudo realizado foram adicionados à biblioteca existente MACOR, grafite pirolítica e compósito Carbono-Carbono.

No caso da análise de um propulsor iónico, a análise a ser realizada neste software vai ser a de um problema magnetostático. Isto acontece por neste sistema propulsivo não se darem fenómenos eletromagnéticos que criassem um campo magnético variável. Neste tipo de problemas a intensidade de campo, H , e a densidade do fluxo, B , obedecem às seguintes equações [66]:

$$\nabla \times H = J \quad (1.7)$$

$$\nabla \cdot B = 0 \quad (1.8)$$

Sujeitas à relação constitutiva entre B e H para cada material:

$$B = \mu H \quad (1.9)$$

O software FEMM procura encontrar um campo que satisfaça as equações (1.7) e (1.9) através da abordagem do potencial do vetor magnético. A densidade do fluxo é então escrita em termos do vetor potencial A :

$$B = \nabla \cdot A \quad (1.10)$$

Esta é a definição de B que vai sempre satisfazer (1.2). Assim, (1.1) pode ser escrita como:

$$\nabla \times \left(\frac{1}{\mu(B)} \nabla \times A \right) = J \quad (1.11)$$

A vantagem de utilizar a formulação do potencial do vetor é que deste modo todas as condições que têm de ser satisfeitas são reduzidas a uma única equação. Se se tem o valor de A , B e H podem ser encontrados através da diferenciação de A , ou seja, o software FEMM baseia-se na equação (1.11) para analisar os problemas magnetostáticos.

3.2.1 Procedimentos para criação de geometria do motor para análise no FEMM

1. Selecionar a opção “*New File*”;
2. Selecionar “*Magnetics Problem*” na janela que surge no ecrã após o passo 1;
3. Selecionar a opção “*Problem*” e preencher as definições do problema;
4. Com os comandos disponibilizados numa barra horizontal existente na parte superior do ecrã criar todas as geometrias existentes;
5. Adicionar os materiais em falta à biblioteca, e adicionar a cada geometria o material associado;
6. Definir as condições de fronteira;
7. Gerar a malha;
8. Utilizar a função “*Analyse*” para analisar o problema apresentado;
9. Ajustar a escala na análise de resultados para ser possível comparar os resultados existentes.

Na Figura 3.7 (a) pode ser observado o motor a ser desenhado no FEMM, ou seja, a imagem obtida após o passo número 6:

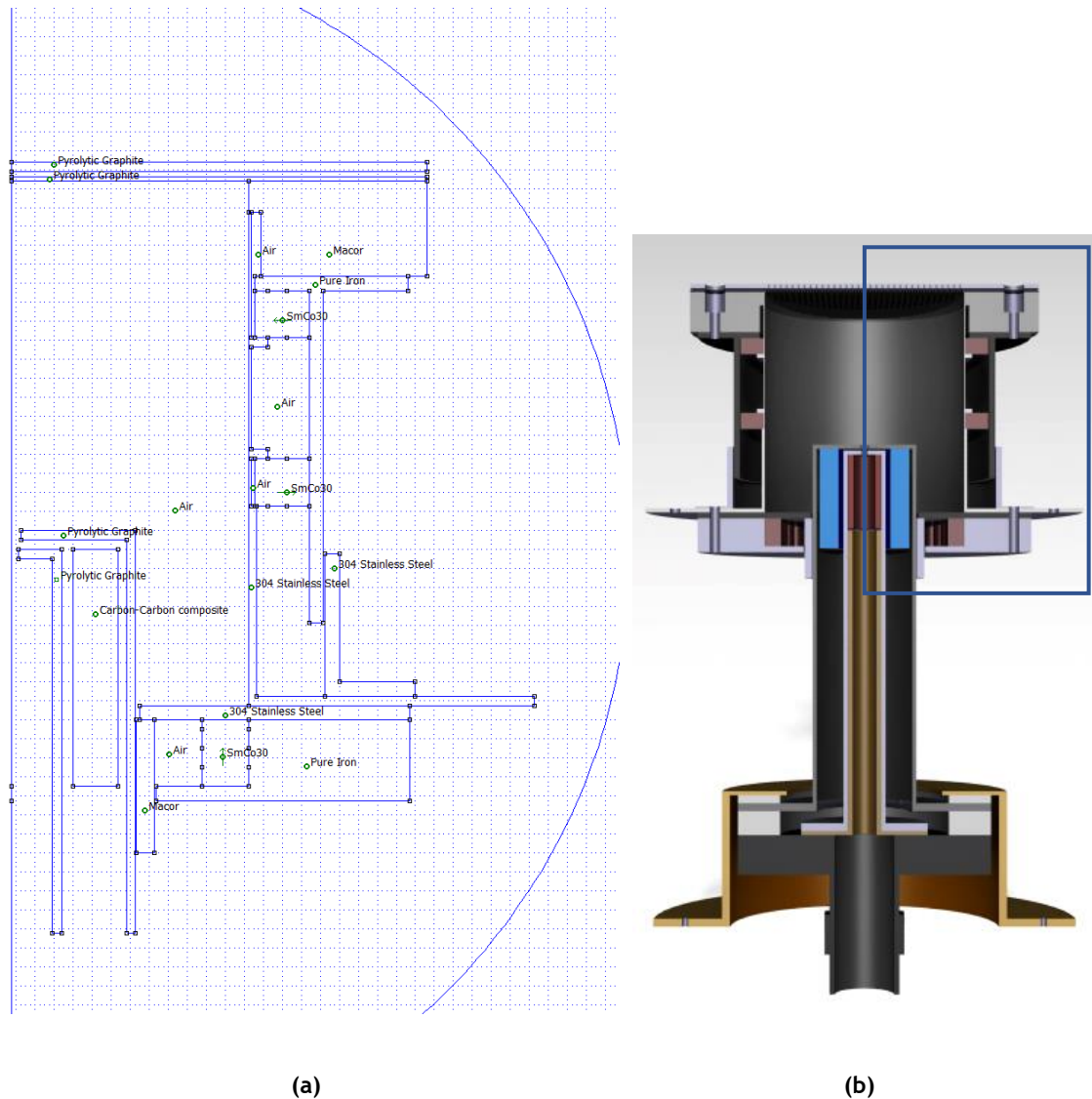


Figura 3.7- (a) Esquema obtido no FEMM antes da geração da malha e (b) secção do propulsor desenhado representada no FEMM.

Na Figura 3.7 (a) apenas está representado metade do motor uma vez que o FEMM tem a capacidade de analisar problemas axissimétricos. A área representada é assinalada na Figura 3.7 (b) pelo retângulo azul.

O FEMM possui uma ferramenta onde uma malha pode ser criada de forma automática para qualquer problema que se apresente. Esta malha tem diferentes tipos de tamanho, ou seja, vai ser uma malha mais pequena juntos dos locais onde existem pontos e mais espaçada nas áreas onde não existem pontos. Ainda assim é possível refinar a malha consoante a resolução que se considera necessária para cada problema. Para o motor a ser estudado a malha pré-definida pelo software criava 15.583 pontos e 30.779 elementos. Além da análise dos resultados obtidos com esta malha, testou-se malhas com outras resoluções, a nível de espaçamento da malha, de modo a poder comparar-se os resultados e perceber qual a resolução necessária para este estudo. A malha testada com o menor número de pontos, e conseqüentemente maior espaçamento, tinha 4.050 pontos e 7.811 elementos. As outras malhas estudadas tinham 11.090 pontos e 7.811 elementos, 40.286 pontos e 21.848 elementos e 157.499 pontos e 313.909

elementos. Ao preencher as definições do problema é possível selecionar o nível de precisão dos resultados, tendo sido alterada a precisão previamente definida de $1 * 10^{-8}$, para o valor mais elevado possível, $1 * 10^{-16}$. O teste com a malha com 157.499 pontos representa o maior número de pontos para o qual o FEMM conseguiu analisar o problema, apesar de conseguir criar malhas com maior número de pontos. A maior malha criada tinha 9.996.073 pontos e sempre que se tentava analisar o problema, não havia resposta pois o software bloqueava. É de notar que à medida que quando se altera o número de pontos constituintes da malha, esta passa a ter um espaçamento uniforme entre eles dentro de todo o espaço analisado.

Nas Figura 3.8 é possível observar o crescente adensamento de pontos, o que é um dos fatores a ter em consideração para a realização dos testes. A malha pré-definida, (a), possui um espaçamento muito maior do que a do caso com 157-499 pontos, (e), malha em que vão ser apresentados os resultados. Apesar de não ter sido possível analisar o problema com a malha com os cerca de 10 milhões de pontos, (f), os dados obtidos não ficam comprometidos devido à consistência demonstrada nos testes com malhas com um número inferior de pontos. Este teste foi apenas executado de forma a testar os limites do software FEMM.

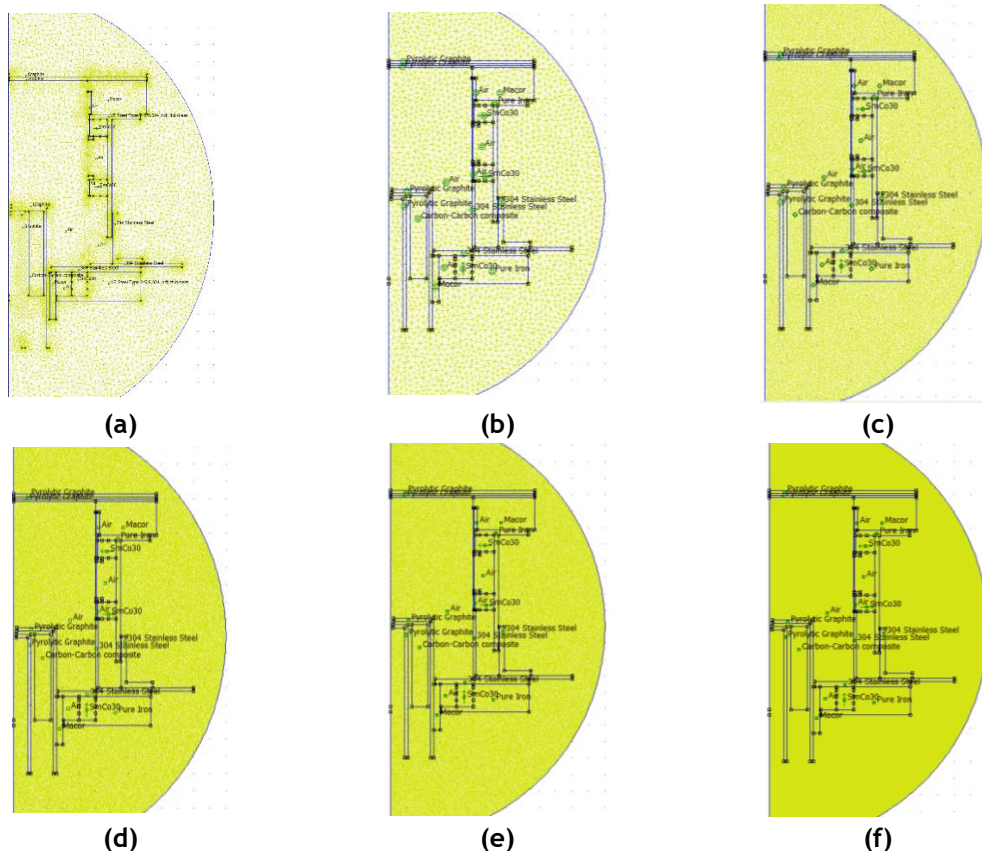


Figura 3.8 - (a) Malha pré-definida (15.583 pontos), (b) malha com 4.050 pontos, (c) malha com 11.090 pontos, (d) malha com 40.286 pontos, (e) malha com 157.499 pontos e (f) malha com 9.996.073 pontos.

3.3 Análise de Resultados

As configurações dos propulsores MiXI sofreram inúmeras alterações à medida que os diversos trabalhos sobre este foram sendo realizados. Dos trabalhos realizados, o de Bondar foi onde foi mais desenvolvida a configuração magnética. Este realizou um estudo sobre como otimizar a configuração magnética. No seu trabalho foram testadas 48 configurações diferentes. De entre estas 48 configurações, uma delas foi definida como a configuração base, por ser a configuração utilizada por Wirz no seu trabalho. Através de um software de otimização todas estas configurações foram testadas e comparadas. Relativamente à configuração base, apenas 5 das 48 testadas apresentaram melhores resultados a nível de eficiência total. A melhor configuração a *4i13s* foi a que apresentou uma maior eficiência total, com um valor de 69,3 %, 4,71% maior do que a configuração base. Para a presente dissertação não foi possível ter acesso ao software de otimização utilizado em [47]. Uma vez que a diferença entre as eficiências entre a configuração base e a *4i13s* é pequena, utilizado como forma de validação para o estudo do campo magnético existente no propulsor desenhado os resultados obtidos para a configuração base. Outro motivo que levou à não utilização da configuração *4i13s* para validação foi por não serem apresentados os resultados obtidos no software FEMM e desse modo existiriam inúmeras dificuldade para validar o estudo realizado.

Os resultados obtidos para a configuração base no software FEMM são apresentados na Figura 3.9.

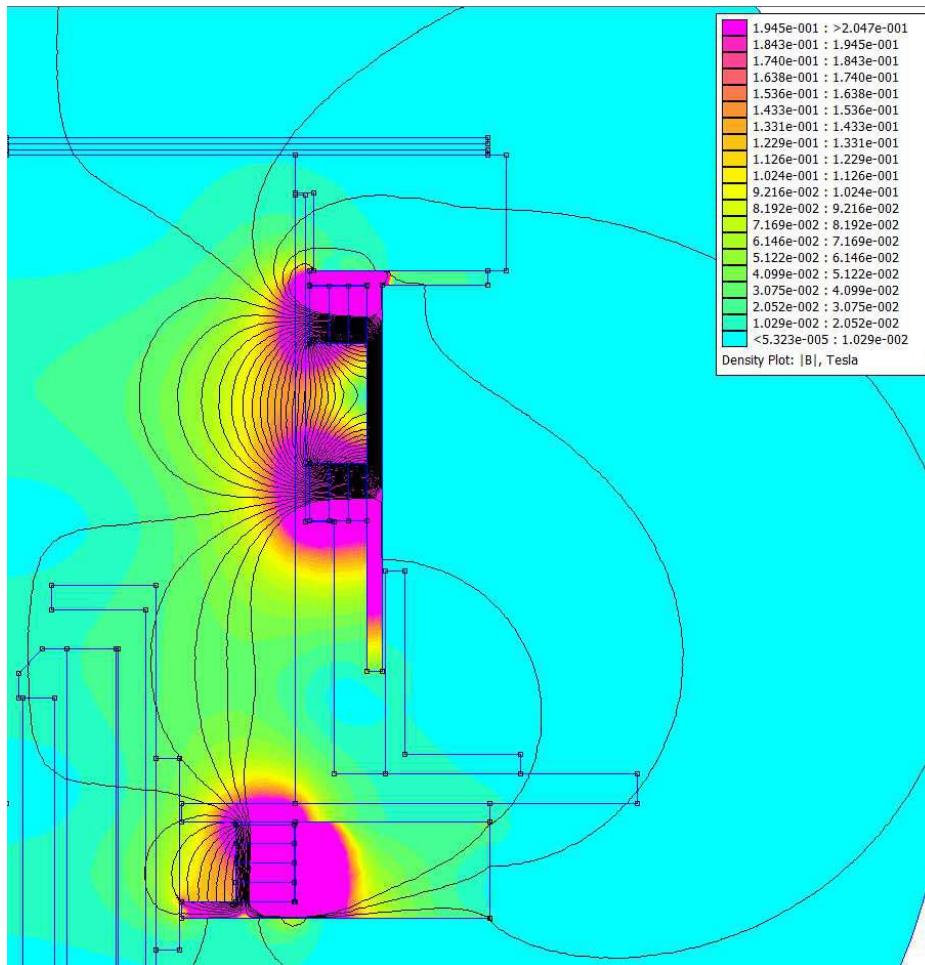


Figura 3.9 - Estudo realizado no software FEM para a configuração base. Figura retirada de [47].

Devido aos parâmetros referidos no início deste capítulo relativamente aos aspetos no qual a parte magnética é importante para a operação de um motor iónico, é de extrema relevância perceber qual a influência que o design de cada peça pode ter no campo magnético existente na câmara de descarga. Na realização de um sobredimensionamento existem diferentes opções para a realização do mesmo: pode ser um sobredimensionamento apenas a nível de diâmetro, apenas a nível de espessura, pode ser em todas as dimensões de uma peça, entre outras opções. Um dos pontos importantes na configuração magnética é que os pólos magnéticos estejam o mais próximo possível da câmara de descarga (Figura 3.4 (b)). A opção inicialmente tomada foi de realizar um sobredimensionamento a nível de diâmetro e comprimento, mantendo a espessura existente na configuração do MiXI.

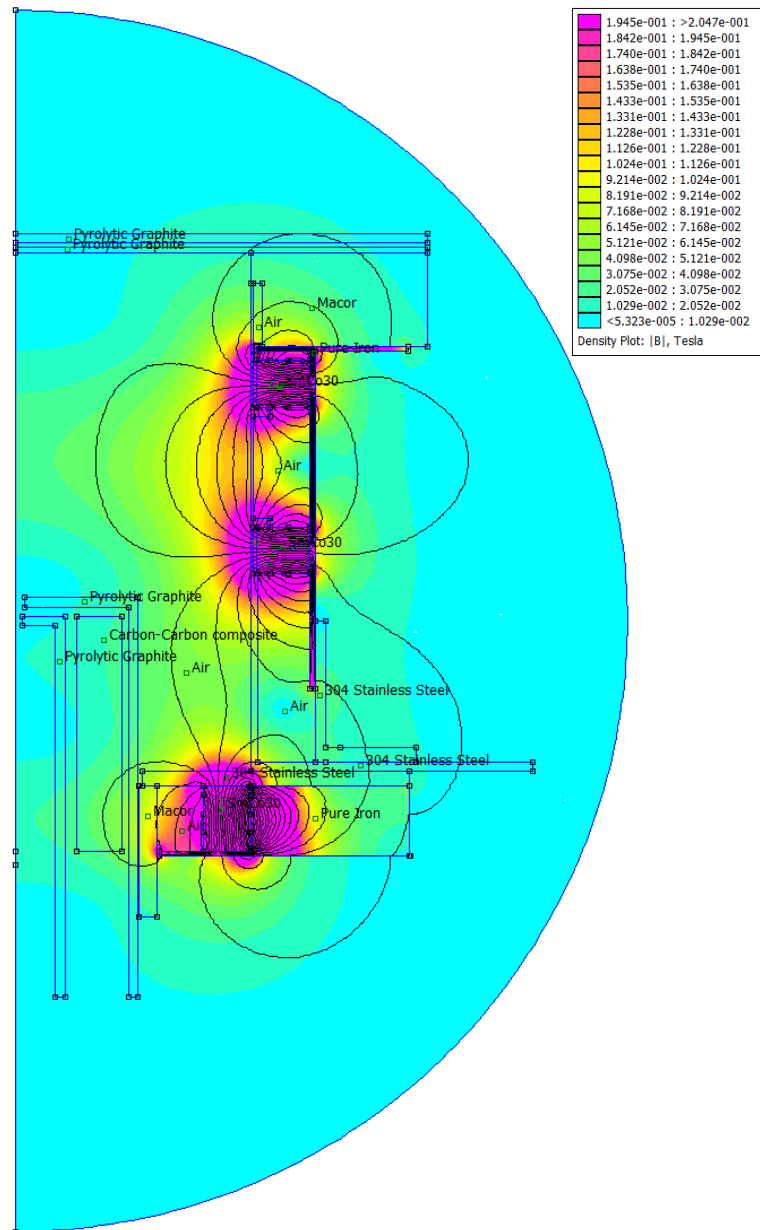


Figura 3.10 - Resultados obtidos para a configuração com as espessuras iguais às existentes no MiXI.

Através dos resultados apresentados na Figura 3.10 foi possível concluir que existiam discrepâncias relativamente à Figura 3.9. Devido à influência direta que o campo magnético existente num motor iónico tem na eficiência total do mesmo, foi necessário analisar estas diferenças e corrigi-las. As principais discrepâncias são apresentadas na Figura 3.11.

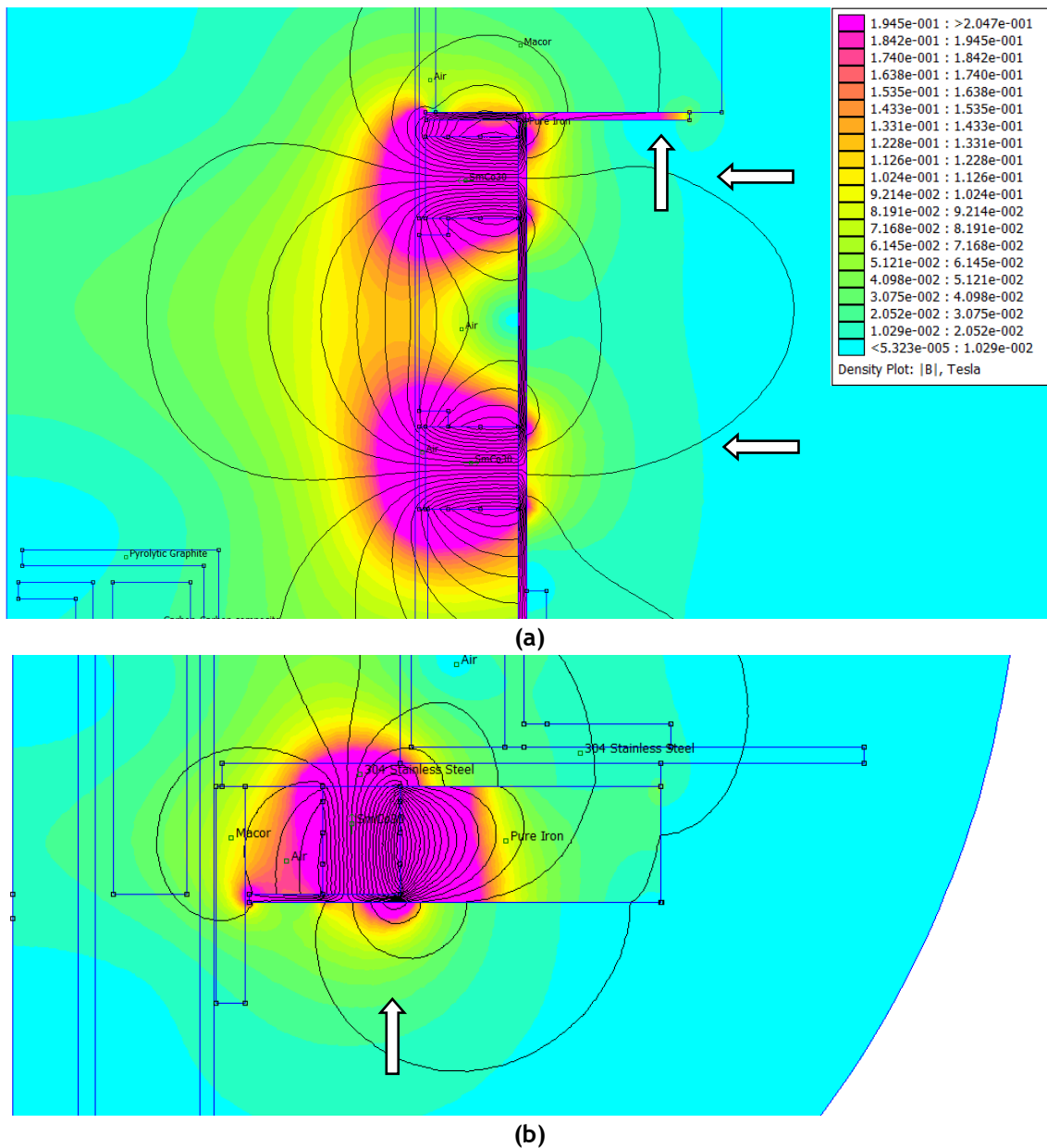


Figura 3.11 - Aproximação às zonas onde se encontram as discrepâncias entre as Figuras 3.9 e 3.10. (a) Zona próxima da peça suporte dos ímanes (b) zona próxima da peça base dos ímanes.

É facilmente identificável que estes resultados apresentam diferença relativamente ao caso de validação. As zonas apontadas pelas setas são as zonas onde estas diferenças se encontram. É possível observar que nestas zonas a intensidade magnética é maior do que a existentes nestas zonas na Figura 3.9. Como as principais discrepâncias entre os resultados obtidos e os pretendidos se localizavam principalmente nas zonas das peças feitas de ferro puro concluiu-se que possivelmente o problema existente estava relacionado com as mesmas. O sobredimensionamento realizado foi feito de modo a que as peças fossem cerca de 3,33 vezes maiores. Visto que as espessuras destas peças não tinham sido alteradas e as linhas de campo não estavam a ser totalmente contidas nas peças em questão como nos resultados pretendidos, sobredimensionou-se a espessura das mesmas de 1 mm para 3 mm. Os resultados obtidos com esta nova configuração podem ser vistos na Figura 3.12 e de forma mais aproximada na Figura 3.13 (a) e (b).

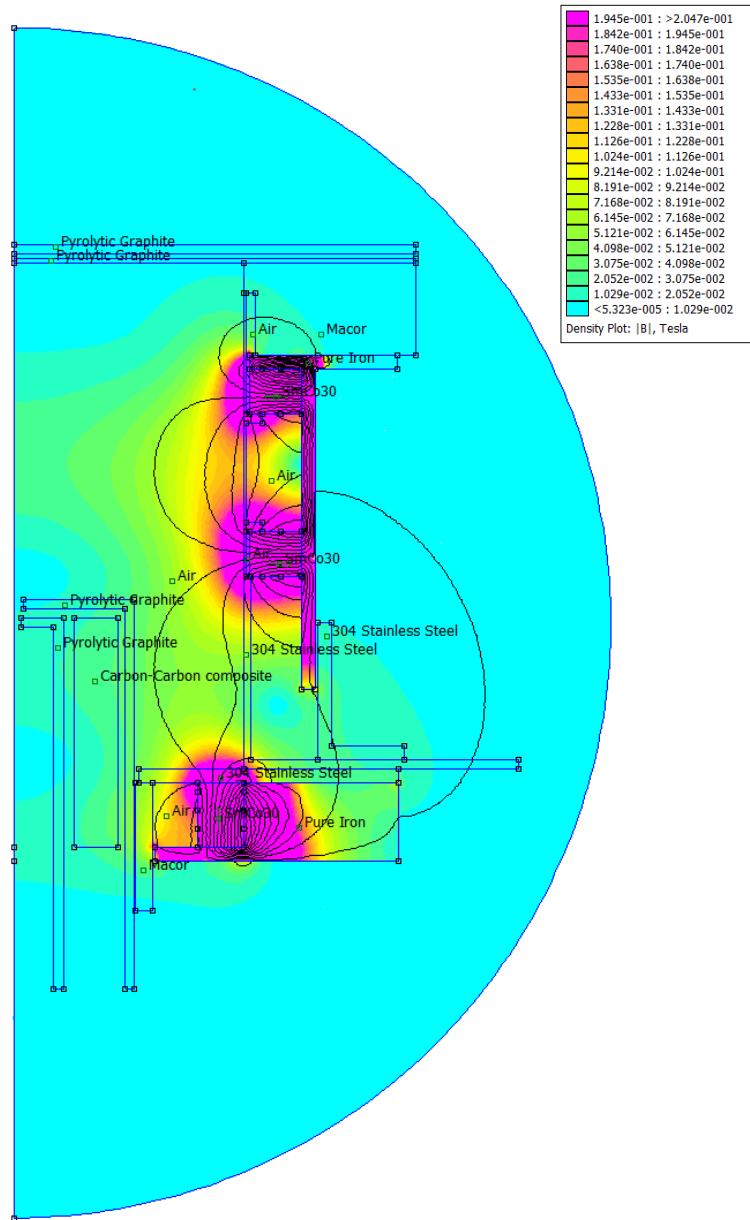
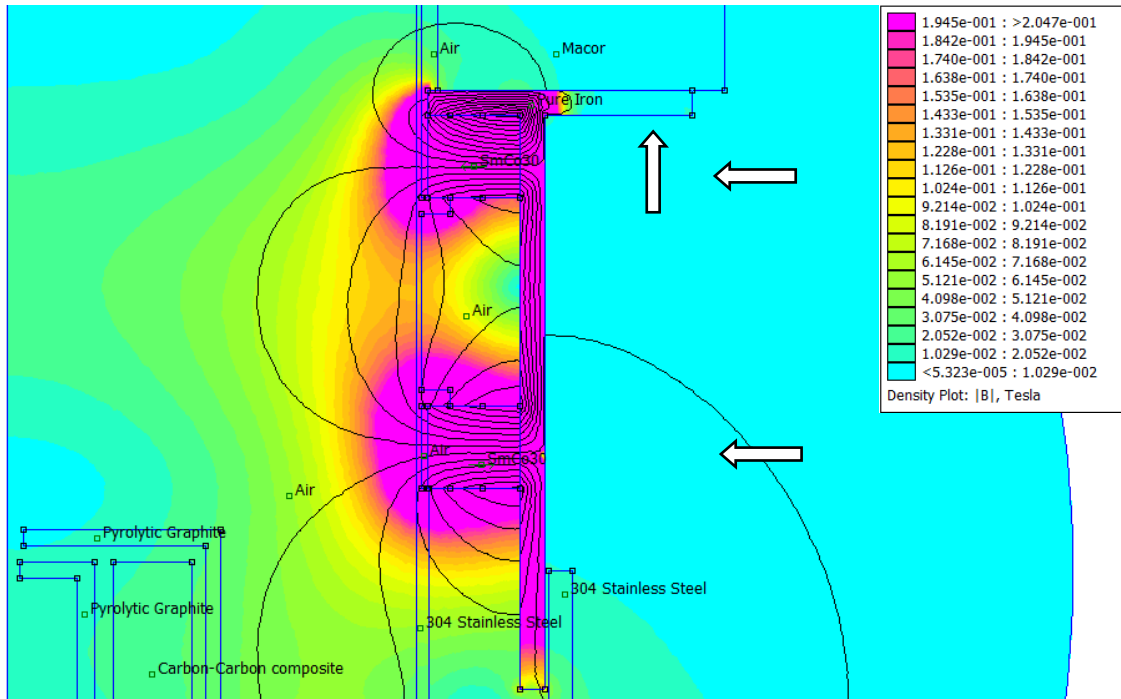
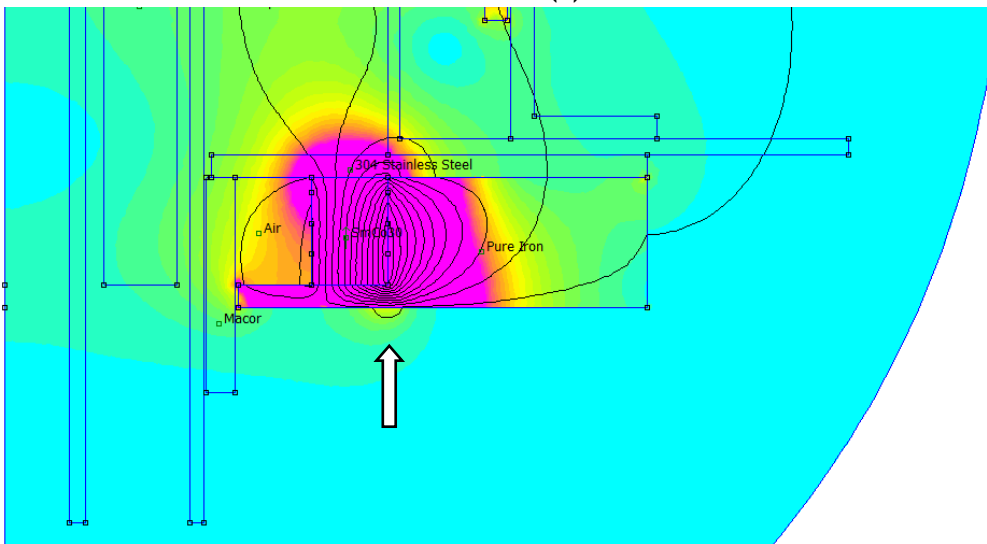


Figura 3.12 - Resultados obtidos para a configuração com as espessuras modificadas para 3 mm.



(a)



(b)

Figura 3.13 - Aproximação da Figura 12 nas zonas onde se encontram as discrepâncias entre as Figuras 3.9 e 3.10. (a) Zona próxima da peça suporte dos ímanes. (b) Zona próxima da peça base dos ímanes.

É possível observar nas Figuras 3.12 e 3.13 que as alterações efetuadas mostraram ter sido acertadas uma vez que as discrepâncias existentes na Figura 3.10 não se verificam nesta última. É possível verificar que os locais onde a espessura foi aumentada conseguem manter a intensidade magnética na zona fora do motor nos valores pretendidos e esta espessura é agora suficiente para conter as linhas de campo.

A nível de influência no campo magnético existente na câmara de descarga as peças que têm maior impacto são o suporte dos ímanes e a base dos ímanes, como foi observado nos resultados acima apresentados. O dimensionamento destas duas peças está diretamente relacionado com o campo magnético no propulsor, no entanto não são as únicas. O ânodo apesar de não influenciar diretamente o campo magnético existente também tem o seu design influenciado.

É esta peça que vai permitir que os pólos magnéticos estejam o mais próximo possíveis da câmara de descarga. Por esse motivo a espessura utilizada nesta peça na zona onde serão colocados os ímanes superiores foi de 1 milímetro.

Corrigidas as discrepâncias que sobressaem numa primeira análise, é necessário analisar a intensidade magnética ao longo da câmara de descarga do motor. A análise deste dado é feita ao longo da câmara de descarga. Existe, portanto, uma relação direta entre este estudo e o estudo relativo ao número de pontos da malha, uma vez que são estes que indicam a precisão da análise do espaço existente no interior da câmara. Como o FEMM é um software que utiliza o método dos elementos finitos necessita de uma malha de cálculo (referência), e a sua precisão é dependente da quantidade de nós de cálculo. Por esta razão é necessário que seja feito um estudo de relativamente aos erros provenientes da refinação das malhas. No seu trabalho, Bondar realizou um estudo de convergência de malha, no qual concluiu que uma malha com 41.348 pontos já apresentava um erro suficientemente pequeno. Tendo em conta que as dimensões do propulsor desenhado são maiores foi utilizado um número superior de pontos na malha utilizada. Os resultados acima apresentados são resultado duma análise feita ao problema a partir de uma malha com 157.499 pontos. Uma vez que o propulsor desenhado é cerca de 3,33 vezes maior do que o MiXI e esta malha tem aproximadamente 3,8 vezes mais pontos do que a utilizada por Bondar a densidade de pontos relativamente a todo o espaço analisado é superior. Isto significa que o erro existente nos resultados utilizando esta malha vai ser inferior ao de Bondar. Posto isto e para que possam ser comparados os resultados que seriam obtidos com as restantes malhas apresentadas anteriormente, são apresentadas nas Figura 3.14 estes resultados.

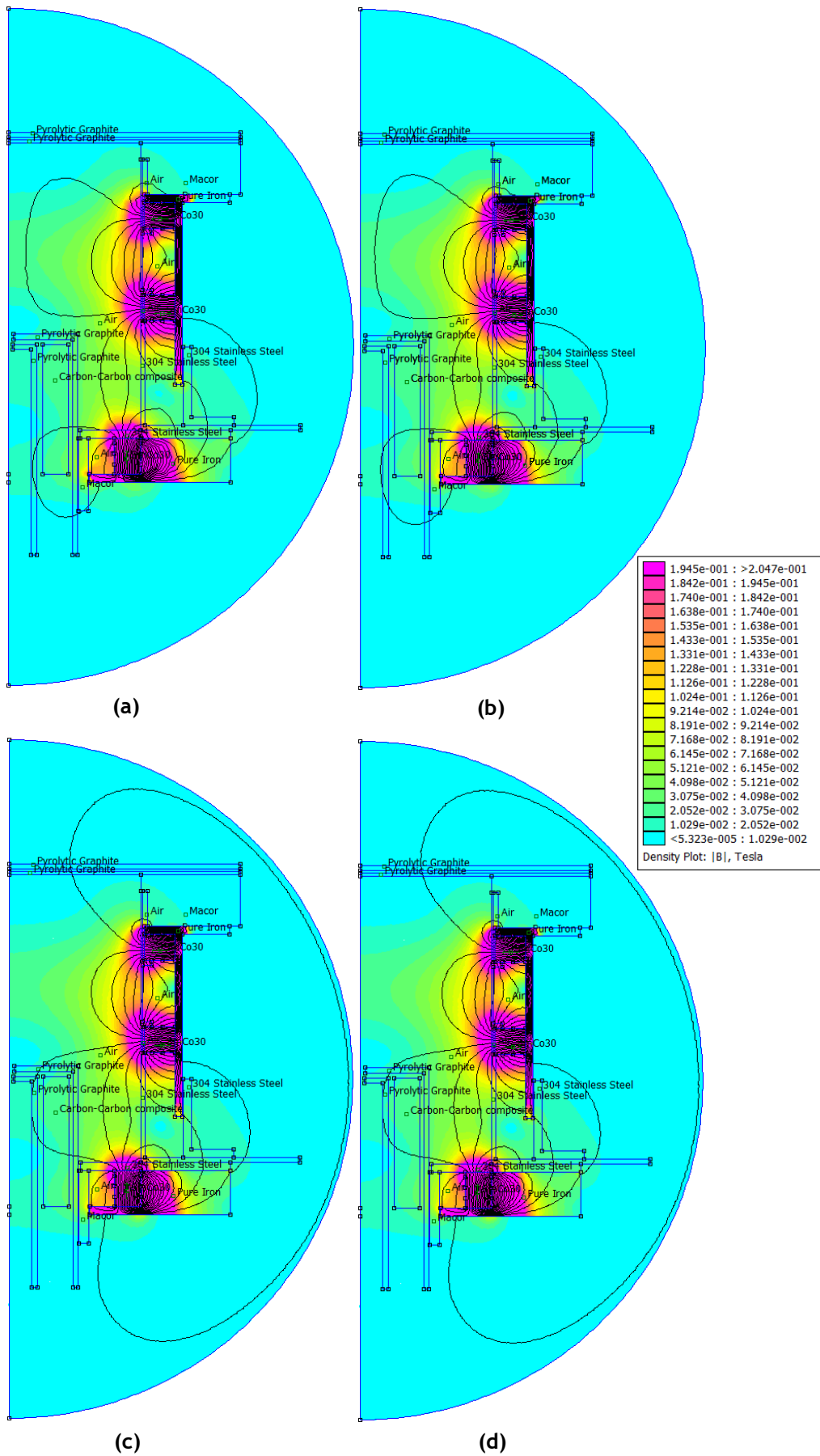


Figura 3.14 - (a) Malha pré-definida com 15.583 pontos, (b) malha com 4.050 pontos, (c) malha com 11.090 e (d) malha com 40.286.

Na Figura 3.14 é possível observar que as discrepâncias entre os resultados apresentados são pequenas. A nível de intensidade magnética é possível verificar, através da escala de cores da legenda, que a intensidade existente tem os mesmos valores que os apresentados na Figura 3.9. Como era de esperado as zonas de maior intensidade encontram-se juntos dos pólos magnéticos, sendo isto visível através da sua cor rosa forte.

O aspeto mais importante para de validação do estudo realizado era a obtenção de intensidades magnéticas ao longo da câmara de descarga da mesma magnitude das encontradas na Figura 3.9. Isto foi demonstrado ao longo deste subcapítulo e é possível concluir que o estudo apresentado foi realizado com sucesso e encontra-se validado. Além das diferenças de tamanho e dos materiais utilizados entre os dois estudos existem algumas diferenças entre a Figura 3.9 e a Figura 3.12 relativas às linhas de campo que necessitaram de ser examinadas. Uma diferença a assinalar é a existência de linhas de campo na parte de fora do motor de Bondar e no estudo realizado isto não acontecer. Após uma análise sobre as possíveis causas deste fenómeno, conclui-se que este estava relacionado com opções tomadas relativamente à apresentação dos resultados obtidos no FEMM. O software oferece a possibilidade de selecionar o número linhas de campo que são apresentadas no resultado final. O número escolhido para o estudo realizado foi de 30 linhas de campo. Esta escolha prende-se com o facto de deste modo os resultados serem mais legíveis, a existência de um grande número de linhas faz com que estas ficassem muito condensadas, não permitindo assim que as linhas sejam distinguidas entre si. No estudo realizado por Bondar é facilmente observável que o número de linhas utilizadas foi superior a 30. De qualquer modo foi realizado um estudo relativamente ao número de linhas de campo apresentados nos resultados para ser possível comparar e verificar que as existências de linhas de campo na parte de exterior ao motor estão relacionadas com isto. Esta análise é apresentada na Figura 3.15.

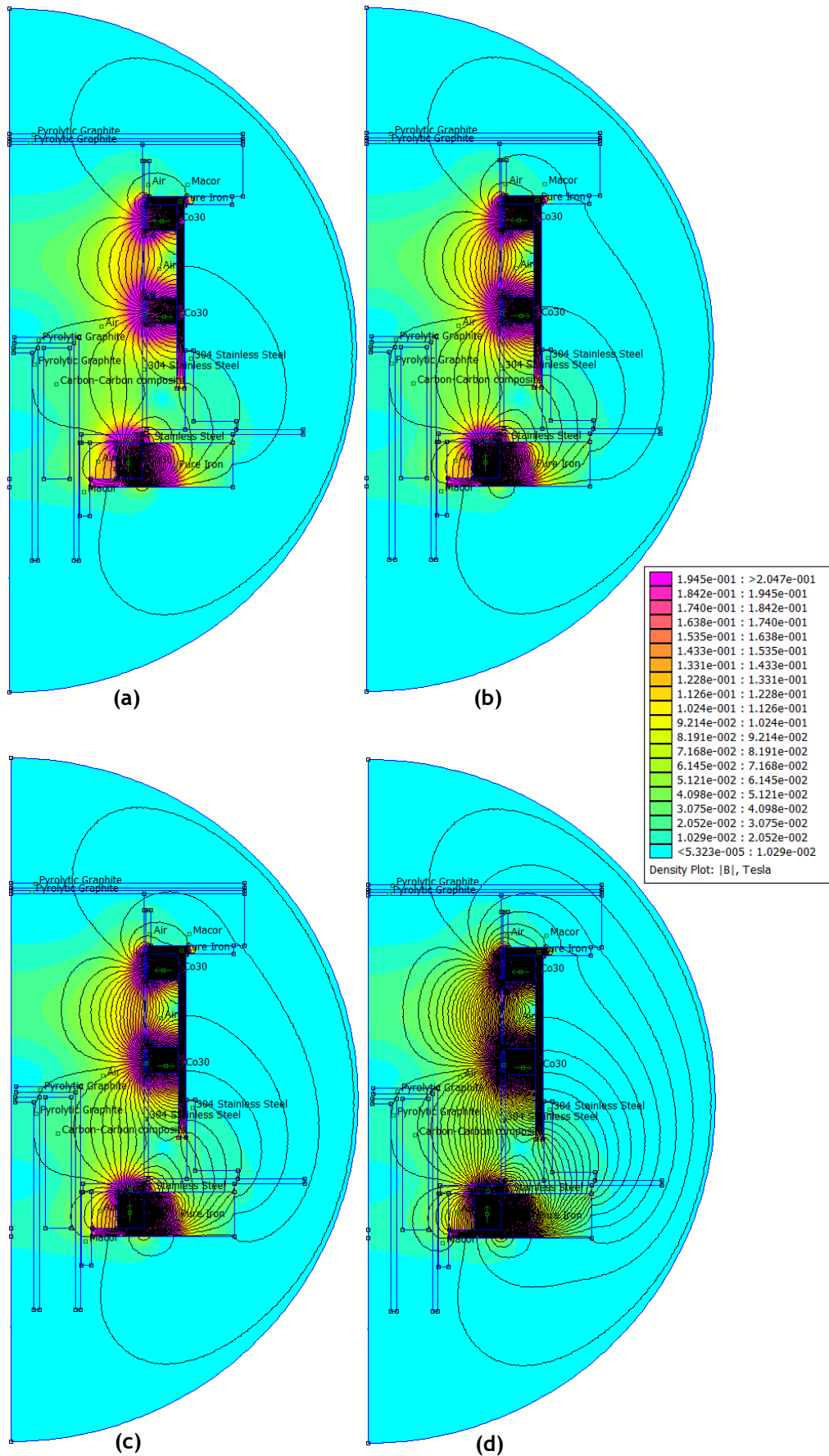


Figura 3.15 - Estudo realizado relativamente ao número de linhas de campo existentes nos resultados. Resultados com 50 linhas de campo (a), com 75 linhas de campo (b), com 100 linhas de campo (c) e 200 linhas de campo.

À medida que se aumenta o número de linhas apresentadas nos resultados, o número de linhas existentes fora do motor aumenta. As estimativas tenham sido utilizadas ente 40 e 50 linhas de campo nos resultados apresentados por Bondar.

Outra diferença entes os estudos está relacionada com a distribuição das linhas de campo ao longo ímanes (Figura 3.16).



Figura 3.16 - Distribuição das linhas de campo na Figura 3.9 (a) e distribuição das linhas de campo no estudo realizado (b).

No seu estudo, Bondar opta por não apresentar uma distribuição uniforme das linhas de campo ao longo dos ímanes. Esta diferença está, tal como a outra relacionada com a apresentação dos resultados. A ferramenta “Contour Plot” existente no FEMM, permite que exista um limite superior e inferior relativamente às linhas apresentadas. Na Figura 3.17 são apresentados os valores utilizados durante o estudo realizado.

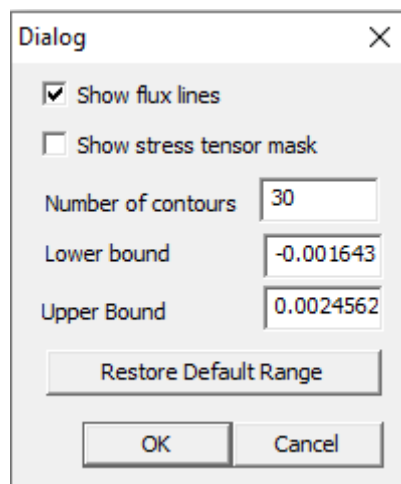


Figura 3.17 - Definições da secção “Contour Plot” utilizadas para obtenção da Figura 65.

Não são conhecidos os valores utilizados para obter os resultados existentes na Figura 69 (a), mas na Figura 3.18 é apresentado um exemplo de resultados obtidos para o presente estudo apresentado limitações semelhantes às da Figura 3.16 (a).

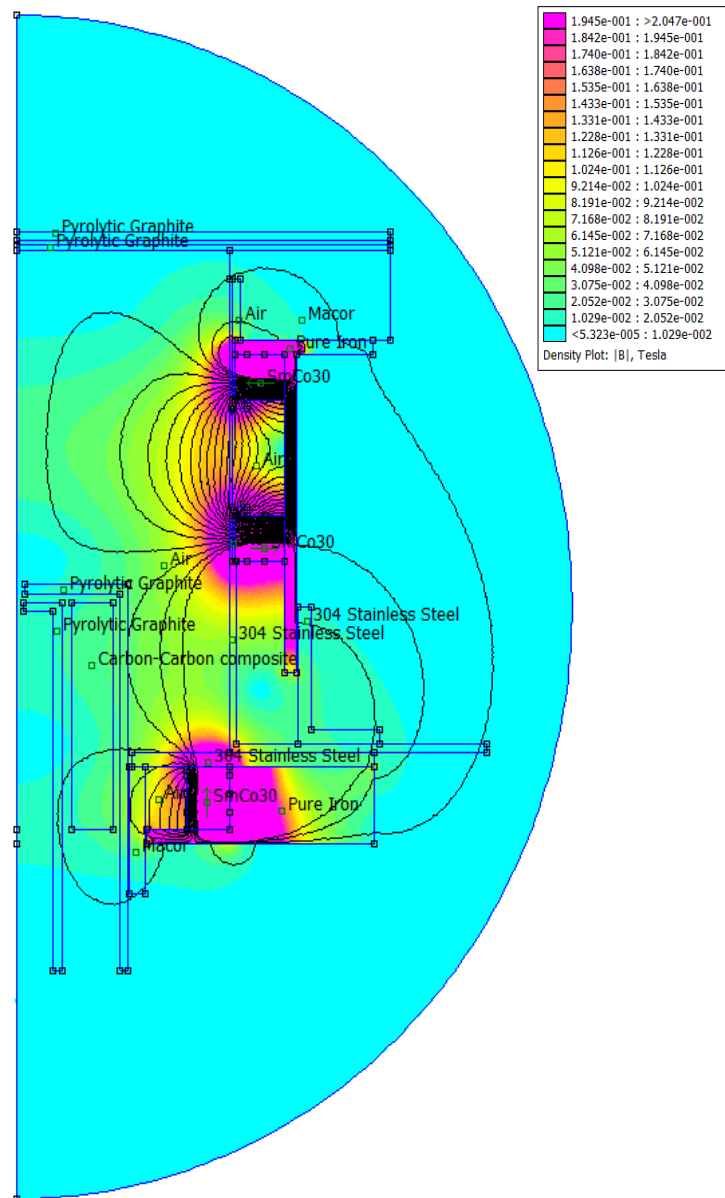


Figura 3.18 - Resultados obtidos para o presente estudo apresentado limitações nas linhas de campo.

Conclui-se então que o estudo magnético realizado para o motor desenhado foi executado com sucesso. Apesar da utilização de diferentes materiais, diferentes dimensões e diferenças na apresentação dos resultados, a intensidade magnética obtida ao longo da câmara de descarga foi a mesma que a obtida na Figura 3.9.

Capítulo 4

Materiais Utilizados

O material constituinte da cada peça num motor iônico é de fulcral importância. Uma vez que estes motores operam em condições extremas é necessário que os materiais neles presentes sejam adequados aos requisitos. De uma forma mais específica, existem peças onde os requisitos são complexos, por exemplo, devido ao elevado gradiente térmico ou às limitações volumétricas existentes e como tal é necessário analisar para todas as peças as condições a que essas estão sujeitas de maneira a escolher o material mais indicado.

Durante o design do motor apresentado foram sendo assinaladas e agrupadas as peças que estavam sujeitas a aproximadamente as mesmas condições e que tinham os mesmos objetivos no motor. Isto permite que o estudo realizado em relação aos materiais seja feito para cada grupo de peças e não para cada uma individualmente, estando este capítulo dividido pelos diferentes grupos. Esse estudo é apresentado de seguida.

4.1 Emissor de Eletrões

O motor iônico desenhado produz eletrões através de um emissor termiônico, isto é, através do aquecimento de um material que irá libertar eletrões. A escolha deste material é muito importante no design de todas as outras peças do motor porque vai condicionar até que temperatura vai ser necessário chegar, o material isolante, o tipo de ímanes e ainda os materiais do cátodo a utilizar. Deste modo, existem uma série de critérios a considerar na escolha do material emissor. O objetivo deste material é emitir o maior número de eletrões possível sendo que quanto menor a temperatura para se dar essa emissão mais adequado é o material. Após a revisão bibliográfica ao estado da arte, foram considerados 3 opções apresentadas na Tabela 4.1.

Tabela 4.1 - Materiais considerados para constituir o emissor de eletrões e as suas principais características [42]

Material	Constante de Emissão ($A/cm^2/K^2$)	Função de Trabalho (eV)	Máxima Densidade de Emissão (A/cm^2)	Temperatura Máxima de Operação ($^{\circ}C$)
Ba-W	120	2,14	10	1190
LaB ₆	29(120)	2,66(2,8)	30	1675
W	70	4,54	1	2350

O tungsténio poroso impregnado em aluminato de bário-cálcio, Ba-W, é o material com as melhores características, pois tem a maior constante de emissão, uma função de trabalho menor e a temperatura necessária para a emissão de eletrões é menor do que para os outros materiais. O único parâmetro onde este não é o melhor é na máxima densidade de emissão onde o hexaborreto de lantânio é superior. O tungsténio, W, foi o material que mais utilizado no início dos motores iônicos, sendo na altura utilizados filamentos deste material. Com o

desenvolvimento da tecnologia surgiu a utilização de tubos ocios em vez de filamentos e assim surgiram novos materiais como o Ba-W e o LaB₆. Excluído o W da escolha para o material a utilizar pelas suas características a escolha do material a utilizar aparenta ser óbvia, contudo, o material a utilizado foi o hexaboreto de lantânio e não o Ba-W. Esta escolha prendeu-se com o facto de apesar de apresentar propriedades superiores este material tem o problema de ser facilmente contaminado. A experiência no trabalho com este material é inexistente e todos os equipamentos de teste para este motor serão construídos para esta dissertação, assim sendo, considerou-se que o risco de contaminação era demasiado elevado quando também se encontra disponível um material com boas propriedades e que não apresenta este risco de contaminação. Na Tabela 4.2 sumarizam-se as características do hexaboreto de lantânio.

Tabela 4.2 - Características do hexaboreto de lantânio [67].

Propriedade	LaB ₆
Densidade (g/cm ³)	4,72
Coefficiente de Expansão Térmico (K ⁻¹)	5,6
Resistência Elétrica (μOhm.cm)	≈50
Constante de Emissão (A/cm ² /K ²)	29(120)
Função de Trabalho (eV)	2,66(2,8)
Máxima Densidade de Emissão (A/cm ²)	30
Temperatura Máxima de Operação (°C)	1675

4.2 Escudo Térmico

A escolha do material a utilizar como emissor de eletrões é determinante na constituição do resto dos materiais existentes no motor pois este vai definir a temperatura que vai ser necessário chegar para que se chegar para emitir eletrões. Igualmente determinante na constituição dos materiais circundantes vai ser a constituição do escudo térmico, pois apesar de a temperatura do emissor poder ser muito elevada, o gradiente térmico desta peça é que vai determinar a temperatura que chegará aos restantes componentes.

Na configuração do MiXI após o trabalho de Bondar, é utilizado como estudo térmico um material composto por multicamadas de tântalo. Infelizmente, após a pesquisa efetuada, não foi possível encontrar especificações sobre o exato material utilizado. Assim sendo foi necessário procurar alternativas. As características fundamentais para o material a desempenhar a função de escudo térmico são a condutividade térmica, o calor específico e o ponto de fusão. Com base nestas características foram considerados os materiais da Tabela 4.3.

Tabela 4.3 - Materiais considerados para o escudo térmico e suas principais características [68][69][70][71][72][73]

Material	Condutividade Térmica (W/m.K)	Calor Específico (J/g. °C)	Temperatura de Fusão (°C)
Tântalo	54,4 - 80,8 (20 - 1.700 °C)	0,153	2.996
Molibdeno	138 - ≈100 (20 - 1.300 °C)	0,217	2.617
Compósito Carbono-Carbono	34	0,750	-
Alumínio 1100	220	0,904	657,2
Alumínio 6061	180	0,896	651,7
Aço Inoxidável 304	16,2	0,500	1.455

Com a análise da Tabela 4.3 conclui-se imediatamente que os últimos 3 materiais não devem ser considerados pois têm uma temperatura de fusão reduzida. Dos restantes, o compósito Carbono-Carbono é claramente o que apresenta melhores características, é superior tanto na condutividade térmica como no calor específico sendo por isto o material escolhido. Quer o tântalo quer o molibdeno são materiais mais económicos comparativamente ao compósito carbono-carbono, mas esta peça é crítica e é um caso onde não é possível optar pela solução mais económica. Este compósito deve ser apenas utilizado em vácuo caso contrário oxidará. Na Tabela 4.4 resumiam-se as propriedades mais relevantes do compósito C-C.

Tabela 4.4 - Propriedades do compósito Carbono-Carbono escolhido [73]

Propriedades	Compósito C-C
Temperatura do Tratamento Térmico (°C)	2000
Densidade (g/cm ³)	1,6
Módulo de Young (GPa)	52
Resistência à Tração (MPa)	98
Resistência à Compressão (MPa)	100
Condutividade Térmica (W/m.K)	34
Calor Específico (J/g. °C)	0,750

Durante a pesquisa de materiais para o escudo térmico surgiram dois materiais que estão a ser estudados e que têm vindo a apresentar resultados promissores no que toca a escudos térmicos, O carboneto de tântalo e o carboneto de háfnio [74]. Estes materiais não foram, no entanto, considerados devido à dificuldade de acesso aos mesmos nas dimensões pretendidas e aos seus testes serem relativamente recentes não existindo testes em missões no espaço.

4.3 Fonte de Calor

Num motor iónico existem 3 principais componentes diretamente ligados à temperatura de operação: o emissor de eletrões, o escudo térmico e a fonte de calor. Todos estes elementos estão sujeitos às temperaturas mais elevadas existentes no motor e como tal as suas características têm vários constrangimentos. No caso da fonte de calor esta é o elemento que vai fornecer o calor que aquecerá o emissor de eletrões. É crucial que este elemento seja capaz de suportar as temperaturas que o emissor exige para libertar eletrões, bem como que o seja

capaz de fazer quando se encontra na forma de fio, pois a fonte de calor neste motor têm de ter a forma de fio para ser enrolado em redor da linha de propelente.

Para conseguir determinar o material a utilizar entrou-se em contacto com uma empresa que tivesse a experiência em trabalhar com materiais semelhantes e na forma pretendida. A empresa contactada foi a TermoLab, sediada em Águeda, e após contacto com o engenheiro Francisco Simões concluiu-se que existiriam duas possibilidades: utilizar fio de molibdeno ou fio de tântalo. De entre os 2 o mais barato é o fio de molibdeno mas este material tem uma temperatura máxima de operação de cerca de 1.700 °C enquanto que a do fio de tântalo é mais elevada (>2.000°C [75]). Deste modo, para não correr riscos desnecessários e por esta ser uma peça crítica no motor, foi optado pela utilização do fio de tântalo. Na Tabela 4.5 sumaria-se as propriedades deste material.

Tabela 4.5 - Propriedades do fio de tântalo [75]

<i>Propriedades</i>	<i>Fio de Tântalo</i>
<i>Densidade (g/cm³)</i>	16,65
<i>Ponto de Fusão (°C)</i>	2.996
<i>Módulo de Young (GPa)</i>	186
<i>Coefficiente de Expansão Térmica (K⁻¹)</i>	6,4 · 10 ⁻⁶
<i>Calor Específico (J/g. °C)</i>	0,14
<i>Condutividade Eléctrica (1/(Ω·m))</i>	8 · 10 ⁶
<i>Função de Trabalho (eV)</i>	4,3

4.4 Neutralizador

Na configuração de um motor iónico a operar no espaço há um componente muito importante na preservação da vida do motor, o neutralizador. Como já foi referido, o motor desenhado tem como fim propósitos académicos e como tal não há a necessidade de existir um neutralizador acoplado ao motor por este apenas operar em ambientes controlados. O facto de não existir esta necessidade não implica que o problema do retorno dos electrões não exista. Este problema continua a existir e para que o motor seja preservado o mais possível continua a ser uma necessidade a sua resolução. Tanto no caso de um motor iónico a funcionar no espaço como de um a funcionar num ambiente controlado o problema que o neutralizador vem resolver é o sobre carregamento de cargas positivas existentes no exterior do motor. Nas condições de operação do motor da presente dissertação o fundamental é existir uma fonte de electrões no exterior do motor. De forma a simplificar o processo de construção, a simplificar a complexidade do design e de conseguir ter uma solução mais económica, a opção tomada foi colocar um fio de um material enrolado em forma de mola circular e através de aquecimento fazê-lo emitir electrões. O material escolhido para desempenhar esta tarefa foi o tungsténio. Esta escolha baseou-se no elevado uso deste material ao longo da história como material escolhido para constituir o emissor de electrões no cátodo. Neste caso e contrariamente ao acontecido no material utilizado para o emissor de electrões para este motor, foi escolhido o tungsténio por ser mais barato em relação ao tântalo e por aqui os requisitos relativos à

temperatura de operação não existirem. Na Tabela 4.6 sumaria-se as propriedades deste material.

Tabela 4.6 - Propriedades do fio de tungstênio [76][77]

Propriedades	Fio de Tungstênio
Densidade (g/cm^3)	19,25
Ponto de Fusão ($^{\circ}C$)	5,555
Módulo de Young (GPa)	405
Coefficiente de Expansão Térmica (K^{-1})	$4,4 \cdot 10^{-6}$
Calor Específico ($J/g \cdot ^{\circ}C$)	0,13
Condutividade Elétrica ($1/(\Omega \cdot m)$)	$18,2 \cdot 10^6$
Função de Trabalho (eV)	4,54

4.5 Grelhas

A característica fundamental que qualquer material que seja considerado para ser a composição das grelhas é ser capaz de conduzir corrente elétrica, para poder ser aplicado a devido à tensão elétrica que cada grelha tem. O grupo de materiais que satisfazem esta condição é alargado e como tal é necessário a análise de outras características relevantes que os materiais que constituem as grelhas têm de ter. Um dos principais problemas associados a motores iónicos é o seu tempo de vida. Como este tipo de propulsão se baseia em produzir pouca tração ao longo de muito tempo é essencial que os seus materiais resistam à erosão o máximo possível. As grelhas são uma das zonas mais sujeitas a este fenómeno devido ao bombardeamento dos elétrons. De acordo com as condições a que estes motores estão sujeitos, existem duas características essenciais para perceber a suscetibilidade de um material à erosão sendo elas o coeficiente de expansão térmico e o campo de pulverização. O coeficiente de expansão térmica descreve como um material vai reagir às variações de temperatura e o campo de pulverização é um parâmetro que quantifica o comportamento de pulverização de um material, sendo definido como o número de átomos que são removidos de uma superfície através da incidência de partículas.

Os principais materiais utilizados em grelhas, até aos dias de hoje, têm sido o molibdeno, o titânio, um compósito carbono-carbono, C-C, a grafite pirolítica e a grafite. Apesar das características acima referidas serem as que irão diferenciar a utilização de um ou outro material, as características básicas destes materiais também têm influência (Tabela 4.7).

Tabela 4.7 - Materiais considerados para a composição das grelhas [41][68][78][73][79][80][81][82][83][84]

Material	Densidade (g/cm^3)	Tensão de corte (MPa)	Módulo Elástico (GPa)	Resistividade Elétrica (Ohm.cm)	Ponto de Fusão ($^{\circ}C$)
Molibdeno	10,22	500	324	$5,70 \cdot 10^{-6}$	2.617
Titânio	4,5	380	116	$5,54 \cdot 10^{-5}$	1.650 - 1.670
Compósito C-C	1,83	98	-	-	-
Grafite Pirolítica	1,3 - 2	6,9	20.000	$5 \cdot 10^{-4}$	3.650
Grafite	2,25	1,7	27.600	$6 \cdot 10^{-3}$	3.950

As propriedades básicas destes materiais apesar de não serem totalmente iguais encontram-se todas dentro de um limite suficiente para a operação de um motor iônico. No que toca às características diferenciadoras, a nível do coeficiente de expansão térmica, os valores destes materiais variam de $-2 \cdot 10^{-6} K^{-1}$ até $4,8 \cdot 10^{-6} K^{-1}$ (Tabela 4.8).

Tabela 4.8 - Coeficiente de expansão térmico dos materiais considerados para as grelhas [41][68][78][73][79][80]

<i>Material</i>	<i>Coeficiente de expansão térmico (K^{-1})</i>
<i>Molibdeno</i>	$4,8 \cdot 10^{-6}$
<i>Titânio</i>	$8,9 \cdot 10^{-6}$
<i>Compósito C-C</i>	$-2 \cdot 10^{-6}$ a $2 \cdot 10^{-6}$
<i>Grafite Pírolítica</i>	-10^{-6} a 10^{-6}
<i>Grafite</i>	-10^{-6} a 10^{-6}

O coeficiente de expansão térmica faz parte das características diferenciadoras na escolha dos materiais porque o alinhamento das grelhas é essencial ao bom funcionamento do motor. A nível de construção as grelhas podem ser planas ou podem ter uma concavidade. Apesar de no caso de as grelhas serem planas isto ter menos influência no desalinhamento dos feixes de iões, no caso de serem grelhas com concavidade isto ganha uma grande importância. Com a operação do motor este vai aquecer e as suas partes constituintes também, e apesar de as grelhas de aceleração e de tela estarem próximas a temperatura em ambas não é exatamente a mesma. Num motor com grelhas de 30 centímetros a operar a 350 W, as grelhas de aceleração e de tela vão estar a uma diferença de cerca de $60^{\circ}C$ no centro das grelhas, estando a $350^{\circ}C$ e $290^{\circ}C$ respetivamente (isto quando se encontra em funcionamento pois durante a fase inicial a diferença de temperaturas pode chegar aos $130^{\circ}C$ [41]. No caso do motor da presente dissertação os valores de temperatura em cada grelhas vão ser medidos durante os testes do motor, mas são esperados valores semelhantes. Os materiais que constituem não podem então ser sensíveis a mudanças de temperatura pois assim o escoamento desalinhará, a erosão das grelhas irá aumentar e tudo isto levará a um não funcionamento do motor. Como a produção e montagem de grelhas com concavidade é substancialmente mais complexa implica uma serie de cuidados e possíveis problemas que as grelhas planas não. Assim a opção tomada foi de utilizar grelhas planas.

O valor do coeficiente de expansão do molibdeno é um valor baixo quando se considera metais, já os valores da grafite pírolítica, da grafite e do C-C oscilam entre valores positivos e valores negativos, mas na grande maioria das vezes o seu valor é praticamente zero.

Relativamente ao campo de pulverização, este valor vai variar consoante a energia de incidência, o ângulo de incidência e a temperatura do material em questão.

Na Figura 4.1 apresenta-se a evolução da deposição catódica em função do ângulo de incidência.

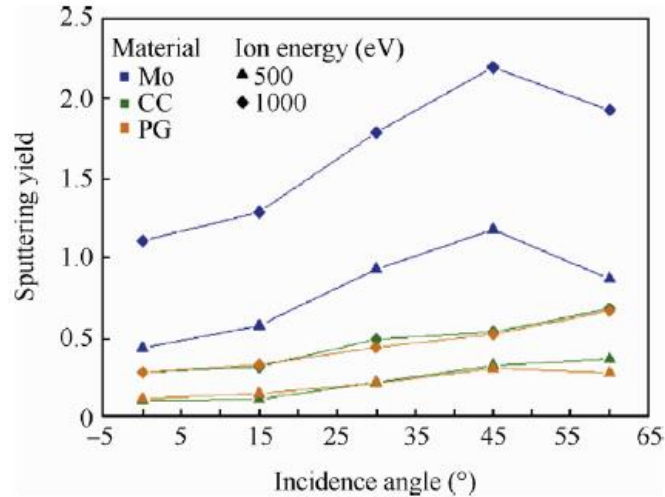


Figura 4.1 - Evolução da deposição catódica em função do ângulo de incidência nos materiais considerados para as grelhas [41].

Na Figura 4.1 foi testado a pulverização de átomos de xénon com energias de 500 e 1.000 eV ($1 \text{ eV} = 1.6 \cdot 10^{-19} \text{ J}$) em molibdênio, compósito C-C e grafite pirolítica com os ângulos de incidência de 0° , 15° , 30° , 45° e 60° . A temperatura das superfícies que sofreram a incidência de elétrons encontravam-se entre os 100°C e os 200°C .

Analisando o caso onde a energia de incidência é de 1.000 eV conclui-se que o molibdênio atinge valores de campo de pulverização muito mais altos do que os atingidos pelo compósito C-C e pela grafite pirolítica, atingindo estes valores muito próximos entre si. No caso de a energia de incidência ser de 500 eV a discrepância de valores pelos diferentes materiais mantém-se apesar de a diferença dos valores atingidos pelo molibdênio para com a grafite pirolítica e o compósito CC ser menor do que no caso dos 1.000 eV.

Tendo em conta os valores acima apresentados a escolha do material a utilizar nas grelhas recaiu sobre a grafite pirolítica. Devido à informação disponível não foi possível saber o campo de pulverização para o titânio nem para a grafite e como tal estes materiais foram excluídos. Relativamente aos 3 candidatos restantes, tanto no caso do campo de pulverização quer do coeficiente de expansão térmica, o molibdênio apresentava valores muito superiores ao compósito C-C e à grafite pirolítica sendo também excluído. Entre estes dois últimos materiais ambos apresentam valores muito parecidos e por isso a escolha poderia ter recaído sobre qualquer um dos dois. Por ser um pouco mais denso, pela resistência elétrica e por facilidade de acesso a nível da produção das peças foi selecionada a grafite pirolítica.

4.6 Linha de Propelente, Tubo interior e Proteção exterior

No caso da linha de propelente, tubo interior e proteção exterior, as propriedades essenciais que um material deve possuir são a capacidade de conduzir corrente elétrica, tal como nas grelhas, e o baixo coeficiente de expansão térmica. Apesar de nas grelhas o coeficiente de expansão térmica ter sido uma das características diferenciadoras, no caso do cátodo é uma propriedade fundamental. Esta característica ganha uma maior importância no cátodo pois a

gama de temperaturas atingidas nesta zona é muito superior à atingida nas grelhas, uma diferença de cerca de 1.300°C , e as limitações espaciais são maiores devido à maior complexidade da peça. Como já foi visto acima a grafite pirolítica possui um coeficiente de expansão térmico de -10^{-6} a 10^{-6} K^{-1} , e dessa maneira adequa-se às condições de funcionamento.

Nas grelhas a necessidade de que o material que as constitui conduza corrente elétrica é mais intuitivo do que no cátodo. Neste último apesar de existirem 3 peças feitas em grafite pirolítica a necessidade de conduzir corrente elétrica baseia-se na necessidade de a peça chamada proteção exterior tenha esta característica. Isto acontece porque esta peça é a que estará dentro da câmara de descarga, sendo a última peça pela qual os eletrões produzidos no cátodo passam antes de chegar à câmara de descarga. Assim sendo esta peça tem de ser eletricamente carregada de forma a impedir o plasma e os eletrões com alta energia de retornarem ao cátodo, permitindo assim um aumento do tempo de vida da peça e consequentemente do motor.

4.7 Isolador do Propelente, Anel de Proteção dos Ímanes, Isolador da Proteção Exterior, Isolador de Parafusos e Isolador das Grelhas

Um dos materiais especificados por Bondar na sua dissertação, é o MACOR. Este material é uma cerâmica vítrea maquinável de cor branca, sendo o material utilizado no isolador das grelhas. Por este motivo a opção tomada foi perceber o porquê da utilização do MACOR e apenas no caso de ser considerado que não seria benéfico a sua utilização procurar-se-ia outros materiais. O MACOR é constituído por cerca de 55% m/m de fluoroflogopita-mica e 45% m/m de vidro de borossilicato, ou seja, maioritariamente é constituído por dióxido de silício, cerca de 47%, mas também contêm magnésio, alumínio, potássio, boro e fluor. Todas as peças onde é considerado o uso de MACOR são peças com funções isolantes, sendo assim as características elétricas e térmicas essenciais. A este nível esta cerâmica tem características muito boas, tendo uma condutividade térmica de $1,5 \text{ W/m.K}$ e um força dielétrica de cerca 40 kV/mm [85]. Outro fator importante é a temperatura máxima de utilização, visto que no cátodo as temperaturas são elevadas é importante que o material a utilizar nesta zona tenha uma temperatura de operação elevada para que não perca as suas propriedades durante o funcionamento do propulsor. A temperatura máxima de operação do MACOR são cerca de 1.000°C , o que é suficiente, apesar de as temperaturas do emissor de eletrões poderem chegar aos 1.700°C , uma das peças de MACOR mais próximas deste local, o anel de proteção dos ímanes, encontra-se posteriormente ao escudo térmico onde as temperaturas já são inferiores aos 1.000°C .

Uma outra vantagem que o MACOR apresenta é que este pode ser facilmente maquinado com máquinas utilizadas para trabalhos em metal. Isto permite que se tenha todo um leque de possíveis formas que seriam muito mais complicadas de se obter caso se estivesse a trabalhar com outra cerâmica. Isto é muito importante devido à geometria do isolador das grelhas, esta peça tem vários pormenores importantes que são possíveis de obter devido a esta característica do MACOR.

Após análise destas características deste material concluiu-se que este cumpria todos os requisitos essenciais para os diferentes locais onde se encontram as peças possivelmente constituídas por MACOR. Na Tabela 4.9 são apresentados mais algumas características do MACOR.

Tabela 4.9 - Propriedades do MACOR [85][86][87]

Propriedade	MACOR
Densidade (g/cm^3)	2,52
Porosidade (%)	0
Módulo de Young (GPa)	66,9
Resistência à Compressão (MPa)	354
Constante Dielétrica (frequência 1000Hz)	6,0
Coefficiente de Expansão Térmica (K^{-1})	13,2

4.8 Chassis, Base do Cátodo, Escudo dos Ímanes, Ânodo e Fixador do Ânodo

As peças de aço inoxidável existentes no motor desenhado têm como propósito fornecer suporte e fixação a outras peças existentes e proteger os ímanes. A principal característica que as peças em questão necessitam é serem não-magnéticas para não interferirem com o campo magnético do motor e terem alguma rigidez uma vez que têm de fornecer suporte a outras peças. Existem inúmeras opções de materiais que enquadram nestes parâmetros. Para o presente estudo foram considerados o aço inoxidável 303, 304, 316 e o titânio (Tabela 4.10).

Tabela 4.10 - Materiais considerados para a composição do chassis, base do cátodo, escudo dos ímanes, ânodo e fixador do ânodo e as suas propriedades [88][72][89][90][78][91]

Material	Densidade (g/cm^3)	Coefficiente de expansão térmico ($\mu m/m \cdot ^\circ C$)	Permeabilidade Magnética (H/m)
Aço Inoxidável 303	7,83	18,7	1,008
Aço Inoxidável 304	8	17,3	1,020
Aço Inoxidável 316	7,99	16,0(0-100 $^\circ C$) - 19,9 ($\leq 871^\circ C$)	$\leq 1,02$
Titânio	4,5	8,9 (20-100 $^\circ C$) - 10,1(1.000 $^\circ C$)	1,00005

Outro fator a ter em consideração é a existência destes materiais nas bibliotecas do FEMM. Apensar de ser possível adicionar materiais às bibliotecas deste software, é preferível utilizar as matérias previamente existentes de forma a evitar algum erro na inserção dos valores. Dos materiais apresentados apenas o aço inoxidável 303 não se encontra nas bibliotecas, tendo este material sido em consideração por sugestão da sua utilização por Bondar. Contrariamente ao feito no caso do MACOR, aqui a abordagem foi considerar o material utilizado por Bondar juntamente com os disponíveis nas bibliotecas do FEMM, analisá-los e caso não apresentassem as características pretendidas procurar outros materiais. A diferença nas abordagens deve-se

ao facto de as especificações no caso do MACOR serem mais complexas do que neste caso e por o estudo do material a utilizar nas peças em consideração estar interligado ao estudo magnético e desse modo existir o FEMM com ferramenta de auxílio.

Como aqui as especificações necessárias são menos específicas qualquer um destes materiais poderia ser utilizado. O critério decisivo foi a facilidade de acesso e o preço das peças, sendo que neste caso o material que se destacou foi o aço inoxidável 304. Na Tabela 4.11 sumaria-se as propriedades deste material.

Tabela 4.11 - Propriedades do aço inoxidável 304 [72][89]

Propriedades	Aço Inoxidável 304
Densidade (g/cm^3)	8
Ponto de Fusão ($^{\circ}C$)	1.450
Módulo de Young (GPa)	193
Resistência à Compressão (MPa)	540-750
Coefficiente de expansão térmica (K^{-1})	$17,3 \cdot 10^{-6}$
Permeabilidade Magnética (H/m)	1,020
Condutividade Térmica (W/m.K)	$16,2 \cdot 10^6$

4.9 Base e Suporte dos Ímanes

O estudo magnético realizado para cada propulsor iónico é um fator importante para obter uma maior eficiência. Como foi explicado no terceiro capítulo, para esta dissertação o método para estudar o magnetismo existente têm em conta a influência de todos os materiais existentes no motor. De todos os materiais presentes no propulsor, a nível magnético e além dos ímanes, o que tem mais influência no campo magnético é o material constituinte das peças base dos ímanes e suporte dos ímanes.

O objetivo destas peças no motor é fazer com que a influência do campo magnético exista apenas na câmara de descarga, e não fora do motor e na zona das grelhas. No estudo realizado por Bondar o material utilizado na constituição destas peças foi o “US Steel type 2-S 0.0024 inch thickness”. Este material encontra-se no FEMM num grupo denominado “soft magnetic materials”, existindo nesse grupo outros 2 materiais, o ferro puro e o “US Steel type 2-S 0.0018 inch thickness” e 5 subcategorias. Na Tabela 4.12 são apresentadas as propriedades destes materiais.

Tabela 4.12 - Materiais considerados para a base dos ímanes e suporte dos ímanes e as suas principais propriedades [92]

Material	Densidade da Saturação de Fluxo [T] ¹	Permeabilidade Magnética, $H(\mu_{max})$ [H/m] ²	Permeabilidade Relativa, μ [-]	Condutividade Elétrica, γ [MS]
“US Steel type 2-S 0.0018 inch thickness”	1,906	77,340	9.400	6,25
“US Steel type 2-S 0.0024 inch thickness”	1,957	84,980	7.400	6,25
Ferro Puro	2,01	27,796	14.872	-

Tal como foi feito para os outros materiais utilizados por Bondar, a abordagem foi estudar primeiramente o material utilizado no MiXI e caso os resultados desse estudo não fossem os pretendidos, procurar outras opções. Numa primeira fase, todo o estudo magnético foi feito com o “US Steel type 2-S 0.0024 inch thickness”. No Anexo BB é o estudo feito com este material. Este apresentou resultados satisfatórios e não foi considerado necessário testar os outros materiais. Na fase posterior ao design e escolha dos materiais a utilizar no propulsor, ou seja, a procura das peças no mercado, este material mostrou ser de extrema dificuldade no que toca a encontrar empresas que o conhecessem e mais ainda empresas que trabalhassem com ele. Isto impossibilitou a utilização do mesmo e obrigou à realização de um novo estudo magnético com os outros 2 materiais. Como um dos materiais restantes era igual ao já testado, mas com uma espessura diferente, foi decido testar primeiramente o ferro puro. Os resultados provenientes deste estudo também se encontravam dentro do pretendido como foi explicado no capítulo 3 e por isso o material escolhido para as peças base dos ímanes e suporte dos ímanes foi o ferro puro. A nível de mercado este foi muito mais fácil de trabalhar, como será explicado no próximo capítulo. Na Tabela 4.13 sumaria-se as propriedades deste material.

Tabela 4.13 - Propriedades do ferro puro [93]

Propriedades	Ferro Puro
Densidade (g/cm^3)	7,87
Ponto de Fusão ($^{\circ}C$)	1.535
Resistência à Compressão (MPa)	540
Módulo de Young (GPa)	200
Coefficiente de Expansão Térmica (K^{-1})	$12,2 \cdot 10^{-6} - 24 \cdot 10^{-6}$ ($20 - 1.000^{\circ}C$)
Calor Específico ($J/g \cdot ^{\circ}C$)	0,440
Condutividade Térmica ($W/m \cdot K$)	76,2
Densidade da Saturação de Fluxo [T]	2,01
Permeabilidade Magnética (H/m)	27,796
Permeabilidade Relativa [-]	14.872

4.10 Ímanes

Os ímanes presentes neste motor são ímanes de Samário-Cobalto. As características fundamentais que levaram à opção por este tipo de ímanes foram a sua resistência a altas temperaturas e intensidade de campo magnético por unidade de área. A primeira característica tem importância devido à posição do anel inferior de ímanes, ou seja, como se pode ver na Figura 4.2, a fonte de calor encontra-se numa posição próxima dos ímanes e as altas temperaturas afetam o seu campo magnético. Este efeito das altas temperaturas num íman acontece porque estas fazem com que as partículas no interior do mesmo se movam com maiores velocidades e de forma mais aleatória, causando assim um desalinhamento dos domínios magnéticos e conseqüentemente a intensidade do campo magnético decresce [94]. A segunda característica fundamental é importante porque os espaços existentes no CubeSat têm de ser sempre otimizado e quanto maior este é maior será o seu custo. Deste modo é essencial que os componentes existentes nos mesmos sejam miniaturizados dentro do volume disponível.

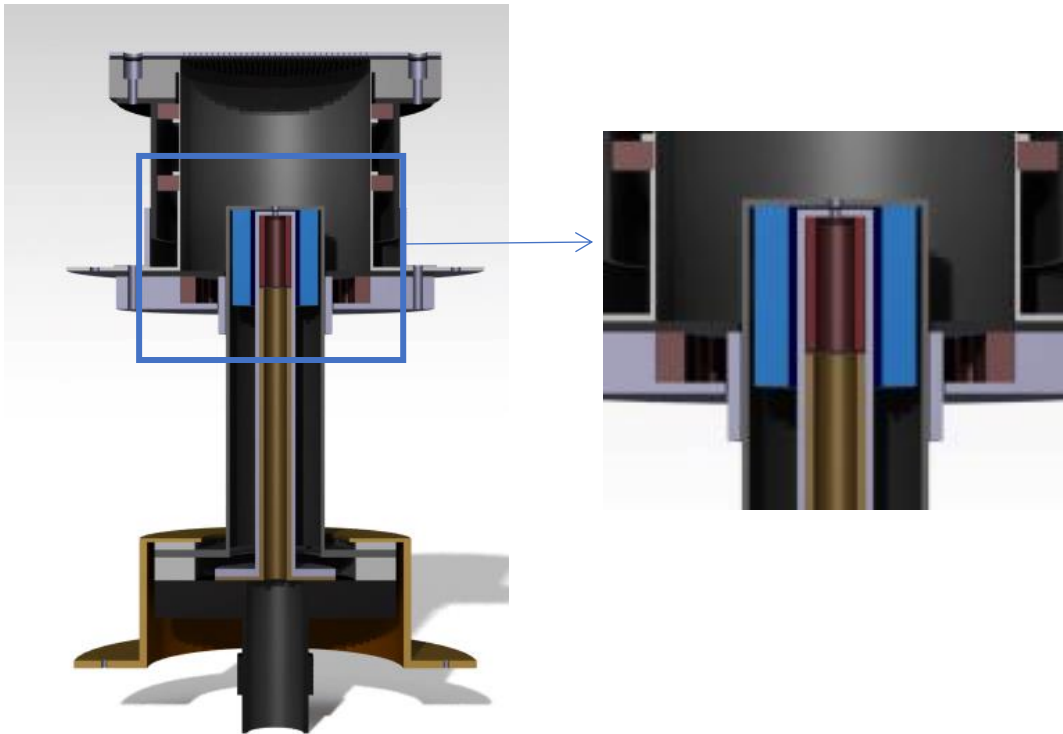


Figura 4.2 - Zona crítica a nível de temperatura em relação aos ímanes.

Os ímanes existentes num motor iônico são ímanes permanentes, isto é, são ímanes que mantêm o seu magnetismo depois de magnetizados. Dentro deste tipo de ímanes existem 4 grandes grupos: os ímanes de neodímio-ferro-boro (NdFeB), ímanes de Samário Cobalto (SmCo), ímanes de AlNiCo e ímanes de Ferrite ou Cerâmica. O primeiro grupo de ímanes referido é também o grupo cujos ímanes são mais fortes, ou seja, cuja intensidade magnética vai ser maior. Estes ímanes de neodímio-ferro-boro são mecanicamente frágeis e quando sofrem temperaturas elevadas, acima de 120°C, perdem o seu magnetismo. Esta característica foi decisiva na não utilização dos mesmos. Apesar de serem de relativo fácil acesso e o seu preço ser acessível, a sua possível desmagnetização durante o funcionamento do motor seria catastrófico para o mesmo. Os ímanes de Ferrite ou Cerâmica são normalmente os ímanes com menores custos e produção e, deste modo, encontram-se presentes em inúmeros objetos do quotidiano, como por exemplo os ímanes usados nas recordações características das portas de frigorífico ou componentes eletrónicos. Além do seu custo, estes ímanes têm outras características que os diferenciam dos demais como a sua boa resistência à desmagnetização e à corrosão. A não utilização deste tipo de íman justifica-se com o facto de a sua intensidade magnética por área de íman ser a mais baixa comparativamente aos outros 3 grupos. A área disponível para a colocação dos ímanes é restrita este grupo foi descartado. A escolha recai então sobre os dois últimos grupos. Os ímanes AlNiCo são ligas de ferro que possuem na sua composição os elementos como o alumínio, o níquel e o cobalto. Estes ímanes têm uma gama de temperaturas operacional muito elevada desde -250 até aos 550°C [95]. Os ímanes de Samário Cobalto também possuem uma larga gama de temperaturas operáveis, -273 a 300°C [96], sendo também o segundo grupo de ímanes onde a intensidade magnética é maior por unidade de área, ficando apenas atrás dos ímanes de neodímio-ferro-boro. Neste ponto os ímanes de AlNiCo ficam atrás

dos ímanes de Samário Cobalto. Apesar de ambos estes dois últimos grupos serem boas escolhas para a sua utilização num motor iónico, a opção recaiu sobre os ímanes de Samário-Cobalto, por a sua gama de temperaturas ser suficiente e ter maior densidade magnética que os ímanes de AlNiCo. Além disto são também mais económicos.

Os ímanes de Samário-cobalto estão divididos em 2 grupos. Estes são designados como Sm1Co5 e Sm2Co17, mas geralmente são simplesmente designados por “SmCo1-5” e “SmCo2-17”. A máxima energia produzida (BHmax) por um material magnético é uma característica das materiais e esta é expressa em Mega Graus Oersteds, MGOe. A gama de produtos energéticos da série 1-5 varia entre os 15 e os 24 MGOe, e a série 2-17 varia entre 22 e 32 MGOe. Este maior valor energético não representa necessariamente a sua força magnética, representa sim o desempenho em altas temperaturas. Dentro destes grupos existem subdivisões. Estas subdivisões estão relacionadas com o número máximo de MGOe que o íman atinge e é este número que caracteriza cada subdivisão. Por exemplo um íman Samário Cobalto do grupo 2-7 que atinga 32 MGOe será representado como SmCo32, caso seja do grupo 1-5 e atinga 16 MGOe será representado como SmCo16(1-5). Os ímanes utilizados neste motor são do grupo 2-17 e atingem os 30 MGOe, sendo representados por SmCo30. Esta subdivisão escolhida prende-se essencialmente por ser a maior disponibilizada pelo programa FEMM, e por os resultados obtidos com estes ímanes terem sido satisfatórios. Na Tabela 4.14 sumaria-se as propriedades do íman escolhido.

Tabela 4.14 - Propriedades dos ímanes escolhidos [97]

Propriedades	Íman Samário-Cobalto	
Remanescência (T)	Máxima	1,08
	Mínima	1,10
Força coerciva (kA/m)	Máxima	835
	Mínima	788
Coercividade intrínseca (kA/m)	Máxima	-
	Mínima	1.433
Energia Máxima (Kj/m ³)	Máxima	240
	Mínima	220
Temperatura Máxima de Operação (°C)		300

4.11 Propelente

A base da propulsão iónica é a expulsão de iões, iões estes que serão formados na câmara de descarga do motor. Assim sendo, a escolha do propelente está diretamente ligada a este fenómeno e as suas características influenciam diretamente a performance dum propulsor iónico. Idealmente, o propelente dum propulsor iónico deve combinar um baixo nível de ionização com a elevada ionização na área da seção reta, desta forma minimiza-se a energia necessária para gerar uma elevada densidade de plasma, ter um alto peso molecular, de forma a reduzir a quantidade de propelente necessária, ser fácil de manusear e guardar e ter um baixo potencial de contaminação.

Tabela 4.15 - Propriedades dos propelentes considerados [98]

Propelente	Massa atômica	Estado à temperatura ambiente	1ª/2ª energias de ionização (eV)	Densidade (g/cm³)	Custo (por 100g em dólares)
Hg	200,6	Líquido	10,44/18,76	13,534	48
Xe	131,3	Gasoso	12,13/20,97	0,0059	120
Kr	83,8	Gasoso	115,8/119,7	0,0037	33
Ar	39,9	Gasoso	83,8/87,3	0,0018	0,5
Ne	20,2	Gasoso	21,56/40,96	0,0009	33
He	4,0	Gasoso	24,59/54,41	0,0002	5,2
H ₂	2,0	Gasoso	15,43/-	0,00009	12
I ₂	253,8	Sólido	9,3/-	4,933	8,3

Como foi referido na introdução os primeiros motores iónicos utilizavam mercúrio como propelente, a razão disto é facilmente identificável após análise da Tabela 4.15, pois este tem uma grande massa atômica e densidade quando comparado com os outros materiais. A sua maior densidade também está relacionada com o facto de se encontrar no estado líquido quando os outros elementos se encontram no estado gasoso. O problema da utilização do mercúrio prende-se com a contaminação de outros materiais e por isso a utilização deste material caiu em desuso. O iodo também apresenta características interessantes e têm sido feitas tentativas da utilização deste propelente em motores recentes [99], mas ainda são tecnologias pouco desenvolvidas e como tal a utilização deste foi excluída. Relativamente aos outros elementos apresentados na tabela o xénon é o que apresenta características superiores a todos os outros e por esse motivo a escolha feita recaiu sobre este para propelente. O facto de o xénon ser um gás nobre também é importante porque faz com que este não reaja com a superfície do motor.

Este subcapítulo vêm confirmar a informação previamente obtida. O design tido como para a presente dissertação é uma miniatura de propulsores que utilizam xénon como propelente. Deste modo, este subcapítulo apresenta os valores concertos relativamente ao motivo de este gás ser tao utilizado.

No Anexo CC é apresentada uma tabela relativamente às taxas das reações de ionização e excitação do xénon.

Mapas Resumo de Consultas ao Mercado

Para que seja possível a construção do motor desenhado nesta dissertação é necessário que existam empresas com capacidade de produção das peças necessárias. Um dos fatores importantes para esta dissertação e qualquer projeto que inclua o design e construção de um produto é a capacidade de adaptação à oferta do mercado. Na presente dissertação este fator foi sempre tido em conta, provando este ponto ter sido muito importante para o resultado final. Um dos exemplos deste fator é, como foi explicado anteriormente, a utilização de uma mola. Com a pesquisa efetuada, a intenção era a utilização de uma mola de carbono entre o emissor de eletrões e o tubo interior. Após o dimensionamento de todas as peças ter sido feito para essa configuração, a oferta de mercado, bem como a experiência dos profissionais contactados, obrigaram à alteração da configuração do motor. As dimensões pretendidas para a mola eram um diâmetro interno de 16 milímetros e um comprimento de 50 milímetros, mas nenhuma das empresas contactadas possuía equipamentos capazes de produzir esta peça nas dimensões pretendidas. Uma outra circunstância exposta pelos profissionais contactados foi relativa às dimensões pretendidas. Com essas dimensões, o facto de a mola ser composta por carbono (devido aos constrangimentos existentes no cátodo já referidos nos capítulos anteriores) perderia relevância pois as vantagens, como a relação peso/carga suportada, de ser feita neste material não se iriam observar. Este caso é um dos exemplos onde isto aconteceu, outro foi relativamente às peças feitas em ferro puro. Neste caso não foi necessária uma mudança da configuração, mas sim do material a utilizar na construção das peças (a comparação dos resultados obtidos com os 2 materiais é apresentada no Anexo BB). Foi impossível encontrar empresas que trabalhassem com o “*US Steel type 2-S 0.0024 inch thickness*”, mas com o ferro puro já existem contactos com empresas que se mostraram interessadas em produzir as peças necessárias, estando ainda a decorrer o processo para compra das mesmas. Um caso diferente onde a sugestão feita pelos profissionais contactados não foi possível de utilizar foi o caso do material para as peças Linha de Propelente, Tubo Interior e Proteção Exterior. Neste caso foi sugerido o uso de alumina em vez da grafite pirolítica. Apesar de a alumina facilitar o processo de produção, este material não pôde ser considerado devido à sua elevada resistência elétrica, cerca de $3,5 \cdot 10^8$ ohm-cm [100].

O processo inerente ao contacto com empresas é moroso e tem inúmeras dificuldades associadas. O facto desta dissertação se tratar de um projeto universitário é um dos primeiros obstáculos, pois isto faz com que as várias empresas assumam como premissa que não existirá dinheiro para a compra das peças e logo à partida rejeitem a hipótese de participarem. Outra dificuldade vivenciada está relacionada com o número de peças necessário. Para este projeto, e devido aos montantes envolvidos, apenas existe a possibilidade de comprar uma peça de cada, para várias empresas isto faz com que não seja do seu interesse produzir as mesmas. Várias empresas trabalham com encomendas consideráveis e não é do seu benefício produzir peças com dimensões tão específicas como as pretendidas. Para além dos constrangimentos

referidos, o procedimento de contacto com as empresas implica uma duração longa e para que se saiba se existe interesse e/ou disponibilidade para produzir as peças necessárias, no pior dos casos foi necessário esperar 2 meses, e não foi possível obter resposta de variadas empresas. Até ao momento de entrega da presente dissertação foram contactadas cerca de 60 empresas. Infelizmente ainda não foi possível obter empresas capazes de produzir todas as peças, faltando ainda as peças feitas em grafite pirolítica, as fontes de energias necessárias, as peças em aço inoxidável e as em ferro puro. No caso das fontes de energias já foram encontrados fornecedores, mas devido aos requerimentos impostos pela Universidade da Beira Interior para a compra de peças ainda se está à espera de informações relativas aos fornecedores para iniciar o processo de compra.

A Tabela 4.16 apresenta um quadro resumo relativamente das peças necessárias para o motor, sendo apresentado no Anexo DD todas as empresas contactadas para cada material e os orçamentos apresentados.

Tabela 4.16 - Mapa resumo das consultas de mercado

<i>Material</i>	<i>Empresa</i>	<i>Preço (€)</i>
<i>Hexaboreto de Lantânio</i>	Standford Magnets	668
<i>Compósito Carbono-Carbono</i>	CFC Design	330
<i>Fio de Tântalo</i>	Standford Magnets	480
<i>Fio de Tungsténio</i>	Standford Magnets	430
<i>Grafite Pirolítica</i>	-	-
<i>MACOR</i>	Ortech	4.148
<i>Aço Inoxidável 304</i>	-	-
<i>Ferro Puro</i>	-	-
<i>Ímanes</i>	IMA Magnets	189
<i>Fontes de Energia</i>	-	-
	Total (até ao momento)	6.245

Capítulo 5

5.1 Conclusão

Esta dissertação teve como objetivo o design dum propulsor iónico para *CubeSats*. Esta está relacionada com o projeto *NANOSTAR*, no qual a Universidade da Beira Interior participa, permitindo assim que existam condições para a construção de um propulsor iónico.

Inicialmente foi realizada uma revisão bibliográfica relativamente ao surgimento dos *CubeSats*, à evolução da sua utilização e dos possíveis tipos de sistemas propulsivos a utilizar. Seguidamente, foi apresentada uma revisão pormenorizada dos propulsores iónicos e explicado o funcionamento dos mesmos. Esta explicação é aprofundada no capítulo 2, onde além disto são apresentadas todas as dimensões relativas às peças desenhadas para esta dissertação. O capítulo 3 é referente à influência do magnetismo neste tipo de propulsores. Foi explicado o seu objetivo, como funciona, as diferentes configurações magnéticas possíveis e é apresentado o estudo da variação da intensidade do campo magnético ao longo da câmara de descarga do propulsor. No capítulo seguinte são discutidos os materiais a utilizar no propulsor. Existem várias áreas no interior do motor sujeitas a condições extremas implicando isto um estudo pormenorizado das mesmas. Esse estudo foi apresentado neste capítulo bem como as características de cada material escolhido. No capítulo 5 foram resumidas as consultas de mercado efetuadas com o intuito da compra dos materiais para a construção do propulsor e algumas dificuldades associadas a este processo. Todas as empresas contactadas e o ponto de situação em relação às diferentes peças é apresentado em anexo.

Infelizmente, e apesar de todos os esforços terem sido feitos nesse sentido, nem todos os objetivos foram possíveis de ser alcançados. Devido a problemas burocráticos relacionados com a compra das peças, as mesmas ainda não foram adquiridas. Além da demora na aquisição das peças, após esta ser efetuada e até à receção das mesmas, está também associado um espaço temporal elevado. Por exemplo, no caso dos ímanes pretendidos, o tempo de produção dos mesmos seria entre 5 e 6 semanas. Estas condicionantes obrigaram ao não cumprimento deste objetivo, e apesar de ainda não se existirem orçamentos finais para todas as peças, isto está relacionado com a necessidade de trabalhar noutras áreas desta dissertação e caso a possibilidade de construir o motor continuasse um objetivo viável a nível temporal as mesmas já teriam orçamentos.

O propulsor desenhado tem como finalidade ser testado em laboratório e servir de base para futuros estudos, no entanto a existência desta tecnologia prende-se com o seu uso em *CubeSats*. Caso este propulsor fosse utilizado em *CubeSats*, devido às suas dimensões (excetuando o diâmetro da base do ânodo e da peça chassis, pois estes podiam ser reduzidos caso necessário) este propulsor seria apropriado para *CubeSats* com estruturas com um mínimo de 4 U's na base. A tração esperada para este propulsor é entre 5-20 mN, sendo esta estimativa baseada na revisão bibliográfica feita a outros propulsores iónicos de dimensões semelhantes.

5.2 Trabalhos Futuros

O campo da propulsão elétrica de satélites é um campo relativamente recente no que toca a tecnologias de propulsão espacial. A presente dissertação inicia a exploração desta área na Universidade da Beira Interior, e como tal, existem inúmeros trabalhos futuros a serem realizados relacionados com a mesma.

Um primeiro trabalho a ser desenvolvido futuramente que está diretamente relacionado com a presente dissertação é a construção física do motor e testar o mesmo. Seria interessante realizar diferentes testes, variando a diferença de potencial entre as grelhas, o caudal de propelente, entre outros, e a partir dos resultados obtidos perceber a sua influência na tração gerada, no impulso específico e nas diferentes eficiências do motor.

A nível do cátodo seria interessante estudar a possibilidade de o cátodo funcionar sem aquecimento. Esta tecnologia é bastante recente, mas tem apresentado resultados interessantes e como tal perceber a influência que o calor existente no cátodo tem no funcionamento do motor seria interessante. Perceber a influência que a substituição do hexaboreto de lantânio por tungsténio poroso impregnado em aluminato de bário-cálcio pode ter no funcionamento do motor e nos materiais que o constituem, e perceber a influência da utilização de um cátodo de alta tensão representaria para o funcionamento são também temas que podem posteriormente ser estudados.

A nível da câmara de descarga seria interessante a realização de um estudo pormenorizado relativamente à configuração dos ímanes bem como um estudo sobre a influência da variação da intensidade do campo magnético ao longo da câmara na eficiência do motor.

A nível das grelhas seria interessante estudar que influência faria a utilização de 3 grelhas no tempo de vida do motor, bem como a hipótese de utilizar 4 grelhas. Testar grelhas com diferente número de orifícios, diferente espaçamento entre orifícios, diferentes relações no tamanho dos orifícios da grelha de tela em relação à grelha de aceleração e diferentes espaçamentos entre grelhas seria também um possível estudo a ser feito.

Outro aspeto que também poderia levar a conclusões interessantes seria a construção de um neutralizador e perceber se realmente existem diferenças quando se usa a solução apresentada na presente dissertação e a utilização de um neutralizador acoplado ao motor.

Bibliografia

- [1] A. Perron, T. A. Denidni, and A. R. Sebak, *Microstrip Antennas*. 2011.
- [2] "SAPPHIRE (Stanford AudioPhonic Photographic IR Experiment)." [Online]. Available: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/s/sapphire-stanford>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [3] "Cubesats." .
- [4] I. Levchenko *et al.*, "Space micropropulsion systems for Cubesats and small satellites: From proximate targets to furthestmost frontiers," *Appl. Phys. Rev.*, vol. 5, no. 1, 2018.
- [5] NASA, "Basic Concepts and Processes for First-Time CubeSat Developers. NASA CubeSat Launch Initiative," no. October, p. 86, 2017.
- [6] M. Infantil and T. De Sucesso, "CubeSats," pp. 1-8, 2018.
- [7] "Nanosats Databse." [Online]. Available: <https://www.nanosats.eu/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [8] "Small communications satellites to surge by 2030." [Online]. Available: <https://www.fiercewireless.com/tech/frost-sullivan-small-communications-satellites-to-surge-by-2030>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [9] T. Villela, C. A. Costa, A. M. Brandão, F. T. Bueno, and R. Leonardi, "Towards the thousandth CubeSat: A statistical overview," *Int. J. Aerosp. Eng.*, vol. 2019, 2019.
- [10] "Got \$25,000? Then You Can Build a Satellite -- and a SpaceX Alum Will Help You Launch It." [Online]. Available: <https://www.fool.com/investing/general/2016/05/22/got-25000-then-you-can-build-a-satellite-and-a-spa.aspx>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [11] "Analysts Predict a Golden Age for Cubesats... If they Can Get Launched." [Online]. Available: <https://www.satellitetoday.com/innovation/2018/07/11/analysts-predict-a-golden-age-for-cubesats-if-they-can-get-launched/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [12] D. M. Goebel and I. Katz, "Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters," *Fundam. Electr. Propuls. Ion Hall Thrusters*, pp. 1-507, 2008.
- [13] D. Krejci and P. Lozano, "Space Propulsion Technology for Small Spacecraft," *Proc. IEEE*, vol. 106, no. 3, pp. 362-378, 2018.
- [14] EU_Commission, "TRL Scale," no. 2014, p. 4995.
- [15] N. Standard and N. Nodis, "Propulsion Systems Types for Small Spacecraft : State of the Art," 2019.
- [16] "VASIMR." [Online]. Available: <http://www.adastrarocket.com/aarc/VASIMR>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [17] S. Mazouffre, "Electric propulsion for satellites and spacecraft: Established technologies and novel approaches," *Plasma Sources Sci. Technol.*, vol. 25, no. 3, 2016.
- [18] "Monopropellant Hydrazine." [Online]. Available: <http://www.space-propulsion.com/spacecraft-propulsion/hydrazine-thrusters/index.html>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [19] I. P. Solutions, "Modular Propulsion Systems Innovative Propulsion Solutions Innovative Propulsion Solutions for CubeSats and SmallSats CubeSat Modular Propulsion System Configurations."
- [20] M. Drahansky *et al.*, "We are IntechOpen , the world ' s leading publisher of Open Access books Built by scientists , for scientists TOP 1 %," *Intech*, vol. i, no. tourism, p. 13, 2016.
- [21] A. Anis, "Cold Gas Propulsion System - An Ideal Choice for Remote Sensing Small Satellites," *Remote Sens. - Adv. Tech. Platforms*, 2012.
- [22] D. M. Murphy and T. A. Trautt, "Solar Sail Propulsion," no. April, pp. 1-17, 2007.
- [23] "About Small Solar Power Sail Demonstrator 'IKAROS.'" [Online]. Available: <https://global.jaxa.jp/projects/sas/ikaros/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [24] "NASA's Nanosail-D 'Sails' Home -- Mission Complete." [Online]. Available: https://www.nasa.gov/mission_pages/smallsats/11-148.html. [Accessed: 19-Nov-2019].
- [25] "Solar Sails." [Online]. Available: http://www.esa.int/Education/Solar_sails. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [26] D. R. Lev, G. D. Emsellem, and A. K. Hallock, "The Rise of the Electric Age for Satellite Propulsion," *New Sp.*, vol. 5, no. 1, pp. 4-14, 2017.
- [27] D. Lev, R. M. Myers, K. M. Lemmer, J. Kolbeck, H. Koizumi, and K. Polzin, "The technological and commercial expansion of electric propulsion," *Acta Astronaut.*, vol.

- 159, no. March, pp. 213-227, 2019.
- [28] J. M. Sankovic, J. A. Hamley, and T. W. Haag, "Performance Evaluation of the Russian SFT Thruster at NASA LeRC," *23rd Int. Electr. Propuls. Conf.*, pp. 1-25, 1993.
- [29] "XIPS." [Online]. Available: <https://www.daviddarling.info/encyclopedia/X/XIPS.html>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [30] "Deep Space 1." [Online]. Available: <https://www.jpl.nasa.gov/missions/deep-space-1-ds1/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [31] A. Kaminska, A. Bialek, and M. Dudeck, "Performances of an argon arc-jet thruster for satellites," *Rom. J. Phys.*, vol. 60, no. 3-4, pp. 549-559, 2015.
- [32] A. R. Tummala and A. Dutta, "An overview of Cube-Satellite propulsion technologies and trends," *Aerospace*, vol. 4, no. 4, pp. 1-30, 2017.
- [33] "Magnetoplasmadynamic Thrusters." [Online]. Available: <https://www.nasa.gov/centers/glenn/about/fs22grc.html>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [34] "VASIMR Around the corner." [Online]. Available: <http://acuriousguy.blogspot.com/2018/07/vasimr-around-corner.html>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [35] "Hall Effect thrusters." [Online]. Available: <https://www.daviddarling.info/encyclopedia/H/Halleffectthruster.html>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [36] E. Y. Choueiri, "Choueiri - 2004 - A Critical History of Electric Propulsion The First Fifty Years (1906-1956).pdf," pp. 1-21, 2004.
- [37] G. Berl, "Ion thruster," no. November 2009, pp. 1-13, 2015.
- [38] S. Satori, K. Nishiyama, H. Kuninaka, and K. Kuriki, "Electron cyclotron resonance ion source for ion thruster," *Japanese J. Appl. Physics, Part 1 Regul. Pap. Short Notes Rev. Pap.*, vol. 35, no. 1 A, pp. 274-275, 1996.
- [39] C. S. Perez-Martinez and P. C. Lozano, "Visualization of beams from ionic liquid ion sources for focused ion beam applications," *J. Vac. Sci. Technol. B, Nanotechnol. Microelectron. Mater. Process. Meas. Phenom.*, vol. 30, no. 6, p. 06F601, 2012.
- [40] I. Liquid and I. Source, "Session : Electrostatic Thrusters (Kaufman Ion Engines)," pp. 1-16, 1964.
- [41] M. SANGREGORIO, K. XIE, N. WANG, N. GUO, and Z. ZHANG, "Ion engine grids: Function, main parameters, issues, configurations, geometries, materials and fabrication methods," *Chinese J. Aeronaut.*, vol. 31, no. 8, pp. 1635-1649, 2018.
- [42] R. Wirz, "Discharge plasma processes of ring-cusp ion thrusters," vol. 2005, p. 150, 2005.
- [43] C. T. Younger, "Thermal Models for a 3 CM Miniature Xenon Ion Thruster," no. December, 2010.
- [44] D. Knapp, "Implementation of a ¼ Inch Hollow Cathode into a Miniature Xenon Ion Thruster (MiXI)," no. June, 2012.
- [45] H.-S. Mao, "Plasma Structure and Behavior of Miniature Ring-Cusp Discharges," pp. 1-198, 2013.
- [46] S. R. Parker, "Thermal Modeling and Validation Testing of a Miniature," no. December, 2013.
- [47] M. Bondar, "THE CREATION, ANALYSIS, AND VERIFICATION OF A COMPREHENSIVE MODEL OF A MICRO ION THRUSTER," 2015.
- [48] C. A. Kumar, P. Muneeswari, and K. Rajkumar, "Design and Performance Analysis of An," *Des. Perform. Anal. Fault Secur. Network-On-Chip Using FPGA*, vol. 32, no. 2, pp. 197-207, 2014.
- [49] P. Kindberg and A. Kestilä, "Development of a Miniature Gridded Ion Thruster," p. 31, 2017.
- [50] I. Introduction and D. Tasks, "µNRIT-2 . 5 - A New Optimized Microthruster Of Giessen University," pp. 1-9, 2009.
- [51] A. Sanghera, "Performance Optimization of a 15-cm Ion Thruster with Simulated Beam Extraction," vol. i, 1385.
- [52] "CATIA V5." [Online]. Available: <https://academy.3ds.com/en/software/catia-v5-student-edition>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [53] M. Martínez-Sánchez and P. Lozano, "Session 8: Basic Electromagnetic Theory and Plasma Physics," *MIT OpenCourseWare 16.522 Sp. Propuls.*, vol. 0, pp. 1-10, 2015.
- [54] I. Electric *et al.*, "IEPC-2013-137.pdf," pp. 1-8, 2013.
- [55] P. M. Puchkov, "The low-current cathode for a small power electric propulsion," pp. 1-11, 2017.

- [56] J. E. Polk *et al.*, “Characterization of hollow cathode performance and thermal behavior,” *Collect. Tech. Pap. - AIAA/ASME/SAE/ASEE 42nd Jt. Propuls. Conf.*, vol. 10, pp. 7911-7929, 2006.
- [57] D. R. Lev, G. Alon, L. Appel, O. Seeman, and Y. Hadas, “Low Current Heaterless Hollow Cathode Development Overview,” *35th Int. Electr. Propuls. Conf.*, p. IEPC-2017-244, 2017.
- [58] MiT, “Overview of the physics in the plasma sheath,” no. 2, pp. 1-4.
- [59] D. M. Goebel, R. E. Wirz, and I. Katz, “Analytical ion thruster discharge performance model,” *J. Propuls. Power*, vol. 23, no. 5, pp. 1055-1067, 2007.
- [60] C. Bramanti *et al.*, “The innovative dual-stage 4-grid ion thruster concept - Theory and experimental results,” *AIAA 57th Int. Astronaut. Congr. IAC 2006*, vol. 9, no. January, pp. 6288-6300, 2006.
- [61] M. Nakano, K. Nakamura, Y. Naito, Y. Nakagawa, Y. Takao, and H. Koizumi, “Computational design of a high-efficiency accelerator grid for a miniature ion thruster by full-aperture ion optics simulations,” *AIP Adv.*, vol. 9, no. 3, 2019.
- [62] W. G. Tighe, K. R. Chien, J. Ahn, J. Hurtado, E. Solis, and R. Spears, “Update on the XIPS?? 8-cm thruster prototype JPC-2008-4912,” *44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Jt. Propuls. Conf. Exhib.*, no. July, pp. 1-10, 2008.
- [63] “Magnet Grades.” [Online]. Available: <https://www.kjmagnetics.com/blog.asp?p=magnet-grade>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [64] “David Meeker.” [Online]. Available: <http://www.femm.info/wiki/DavidMeeker>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [65] J. Reddy, “SOLUTIONS MANUAL for An introduction to the finite element method,” *Essentials Finite Elem. Method*, p. 41, 1993.
- [66] M. David, “Finite Element Method Magnetics : ComputationalMagneticsLinks,” 2014.
- [67] “LaB6 cathode.” [Online]. Available: <http://www.a-p-tech.com/lab6-cathodes.html>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [68] “Molybdenum.” [Online]. Available: <http://www.a-p-tech.com/lab6-cathodes.html>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [69] “Tantalum.” [Online]. Available: <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=d2d75c4b1c394724a8dbe08f039d3e83&cck=1>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [70] “Aluminium 1100.” [Online]. Available: <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=e98fdee3896f4cfa8b01e232c7fe33b6>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [71] “Aluminum 6061.” [Online]. Available: <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=626ec8cdca604f1994be4fc2bc6f7f63>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [72] “Stainless Steel 304.” [Online]. Available: <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=abc4415b0f8b490387e3c922237098da>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [73] CFC design, “長纖維 短纖維 FS240 FS320 FS540 FS740 TYPE-B TYPE-C TYPE-D,” 2017.
- [74] Imperial College London, “New record set for world’s most heat resistant material.” [Online]. Available: <https://www.imperial.ac.uk/news/176628/new-record-worlds-most-heat-resistant/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [75] “Tantalum.” [Online]. Available: <https://www.plansee.com/en/materials/tantalum.html>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [76] “Tungsten.” [Online]. Available: <https://www.plansee.com/en/materials/tungsten/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [77] “tungsten.” [Online]. Available: <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=37fde7152eb94e3dbcdbde8e2edc0a497>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [78] “Titanium.” [Online]. Available: <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=66a15d609a3f4c829cb6ad08f0dafc01>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [79] “Pyrolytic Graphite.” [Online]. Available: <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=3900a590074b4d2aad7189f2e3ddbfb>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [80] “Graphite.” [Online]. Available: <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=3f64b985402445c0a5af911>

135909344. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [81] "Titanium." [Online]. Available: <http://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=MTU021>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [82] "Graphite." [Online]. Available: <https://www.azom.com/properties.aspx?ArticleID=516>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [83] "Pyrolytic Graphite." [Online]. Available: https://www.substech.com/dokuwiki/doku.php?id=pyrolytic_graphite. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [84] "Pyrolytic graphite." [Online]. Available: <https://www.espimetals.com/index.php/technical-data/74-graphite-pyrolytic-grade>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [85] "Macor." [Online]. Available: <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=7e5e8f5aae28433ea61febe328a9efde&ckck=1>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [86] "Macor Benefits." [Online]. Available: <http://www.morgantechnicalceramics.com/en-gb/products/macor-machinable-glass-ceramic/macor-benefits/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [87] "The Advantages and Applications of Macor® Machinable Glass Ceramic by Precision Ceramicsmm." [Online]. Available: <https://www.azom.com/article.aspx?ArticleID=11080>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [88] "Stainless Steel 303." [Online]. Available: <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=ff2edc95955a4dcc9ff1b816da80606a>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [89] "Stainless Steels - Stainless 304 Properties, Fabrication and Applications." [Online]. Available: <https://www.azom.com/article.aspx?ArticleID=2867>. [Accessed: 16-Nov-2016].
- [90] "Stainless Steel 316." [Online]. Available: <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=5edc39d3b0fd44efa9fdd90d049c3737>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [91] "Titanium characteristics." [Online]. Available: <https://www.kobelco.co.jp/english/titan/characteristic/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [92] R. C. Relative, "Materials library in FEMM 4.0 PM materials."
- [93] "Pure Iron." [Online]. Available: <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=654ca9c358264b5392d43315d8535b7d&ckck=1>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [94] "How does temperature affects magnets." [Online]. Available: <https://www.hsisensing.com/temperature-affect-magnetism/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [95] "Temperature Ratings." [Online]. Available: https://e-magnetsuk.com/alnico_magnets/temperature_ratings.aspx. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [96] "How does temperature affects Samarium Cobalt magnets." [Online]. Available: <https://www.first4magnets.com/tech-centre-i61/information-and-articles-i70/samarium-cobalt-magnet-information-i85/how-does-temperature-affect-samarium-cobalt-magnets-i112>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [97] "Imanes Samarium." [Online]. Available: <https://www.imamagnets.com/imaner-de-samarium/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [98] N. Fazio, S. B. Gabriel, and I. O. Golosnoy, "Alternative Propellants for Gridded Ion Engines," *6th Sp. Propuls. Conf.*, no. May, pp. 1-8, 2018.
- [99] "First Iodine fueled Ion Engines Pass Major Milestone." [Online]. Available: <http://www.parabolicarc.com/2017/08/01/iodine-fueled-ion-engines-pass-major-milestone/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [100] "99.5% alumina." [Online]. Available: <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=4052df563f39416ba678e2292db7857d&ckck=1>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [101] "States of Matter." [Online]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/State_of_matter. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [102] "StandFord Magnets." [Online]. Available: <https://www.samaterials.com/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [103] "NanoGrapi." [Online]. Available: <https://nanografi.com/>. [Accessed: 16-Nov-2019].

- [104] "American Elements." [Online]. Available: <https://www.americanelements.com/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [105] "GoodFellow." [Online]. Available: <http://www.goodfellow.com/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [106] "CloudNC." [Online]. Available: <https://cloudnc.com/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [107] "Boyd." [Online]. Available: <https://www.boydcorp.com/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [108] "Lapmaster Wolters." [Online]. Available: <http://peter-wolters.cn/company>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [109] "CFC Design." [Online]. Available: <http://www.cfc-design.co.jp/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [110] "NanoShel." [Online]. Available: <https://www.nanoshel.com/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [111] "ChinaTungsten." [Online]. Available: <http://www.chinatungsten.com/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [112] "Special Metals." [Online]. Available: <https://special-metals.co.uk/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [113] "Termolab." [Online]. Available: <https://www.termolab.pt/contacts/pt/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [114] "Hongtusic." [Online]. Available: <https://www.hongtusic.com/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [115] "Mineral Technologies." [Online]. Available: <https://www.mineralstech.com/business-segments/minteq/pyrogenics>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [116] "Olmec." [Online]. Available: <https://www.olmec.co.uk/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [117] "Applied Ceramics." [Online]. Available: <https://www.appliedceramics.net/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [118] "Ortech." [Online]. Available: <https://www.ortechceramics.com/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [119] "Multi-Lab." [Online]. Available: <https://www.multi-lab.co.uk/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [120] "Quartztech." [Online]. Available: <https://www.quartztec-europe.com/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [121] "HighTech Ceram." [Online]. Available: <https://www.hightech-ceram.net/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [122] "Innovnano." [Online]. Available: <http://www.innovnano.pt/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [123] "Corning." [Online]. Available: <https://www.corning.com/california/html>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [124] "Schroeder." [Online]. Available: <https://www.schroederglas.com/en-index.php>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [125] "San jose delta." [Online]. Available: <https://www.sanjosedelta.com/index.html>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [126] "Precision Ceramics." .
- [127] "Cox Manufacturing." [Online]. Available: <https://www.coxmanufacturing.com/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [128] "MFC Machining." [Online]. Available: <https://mfcmachining.com>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [129] "Valbruna." [Online]. Available: <https://www.valbruna-stainless-steel.com/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [130] "Upmet." [Online]. Available: <https://www.upmet.com>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [131] "AC Manufacturing." [Online]. Available: <http://www.acmanufacturing.com/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [132] "Winsconsin Metal." [Online]. Available: <https://wisconsinmetaltech.com/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [133] "Tmetal." [Online]. Available: <http://www.tmetalparts.com/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [134] "Ferpinta." [Online]. Available: <http://www.ferpinta.pt/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [135] "Ramada." [Online]. Available: <https://www.ramada.pt/pt/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [136] "Usimeca." [Online]. Available: <https://usimeca.pt/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [137] "Frezzimeia." [Online]. Available: <https://usimeca.pt/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [138] "IMA Magnets." [Online]. Available: <https://www.imamagnets.com/>. [Accessed: 16-Nov-2019].

- [139] "MAgsy." [Online]. Available: <https://www.magsy.pt/25695-iman-de-samario-cobalto-smco>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [140] "Vox Technologies." [Online]. Available: <http://www.voxtechnologies.com/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [141] "Industrial Partner." [Online]. Available: <http://www.industrialpartner.com/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [142] "Thrulby." [Online]. Available: <https://www.ttid.co.uk/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [143] "TestWorld." [Online]. Available: <https://testworld.com>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [144] "Ametek." [Online]. Available: <https://store.programmablepower.com/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [145] "MW Industries." [Online]. Available: <https://www.mw-ind.com/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [146] "ABSSCAC." [Online]. Available: <https://www.abssac.co.uk/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [147] "Clear Carbon." [Online]. Available: <https://clearcarbon.com/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [148] "Spring." [Online]. Available: <https://www.spring-italia.com/>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [149] "Associated Spring." [Online]. Available: <https://www.asbg.pt>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [150] "Patrick." [Online]. Available: <https://www.patrickspring.com/thank-you-qc.html>. [Accessed: 16-Nov-2019].
- [151] "Lee Spring." [Online]. Available: <https://www.leespring.com/>. [Accessed: 16-Jan-2019].

Anexos

Anexo A

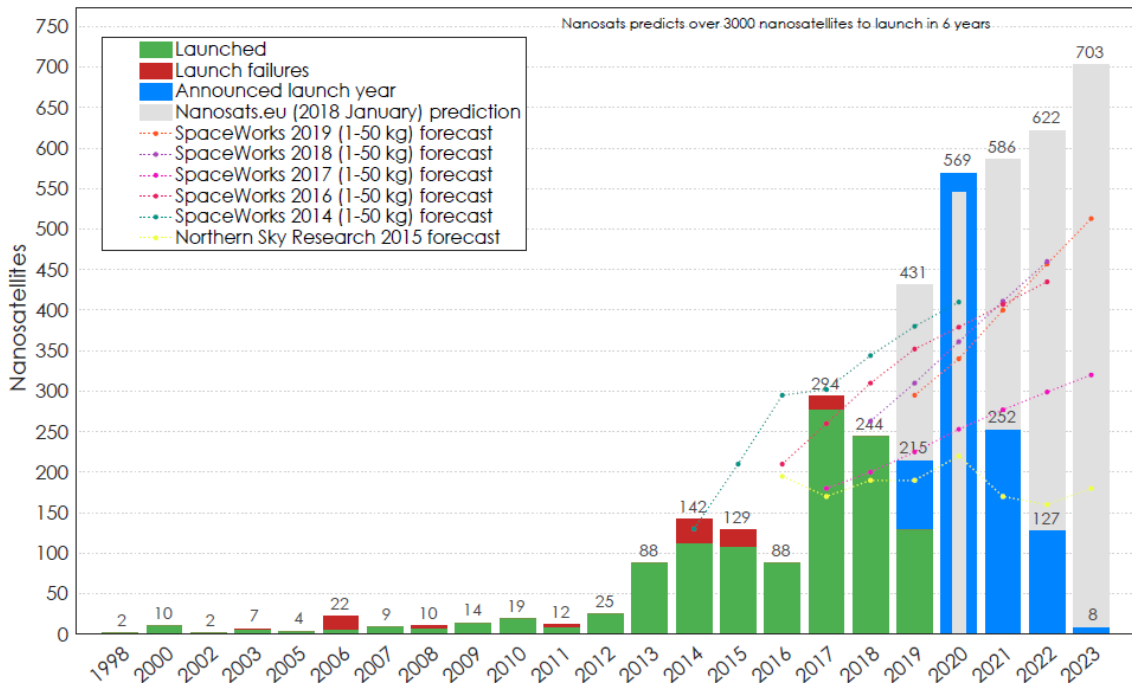


Figura A- Número de Lançamentos de nano- satélites realizados com sucesso, falhados, previstos e previsões ao longo dos anos [7].

Anexo B

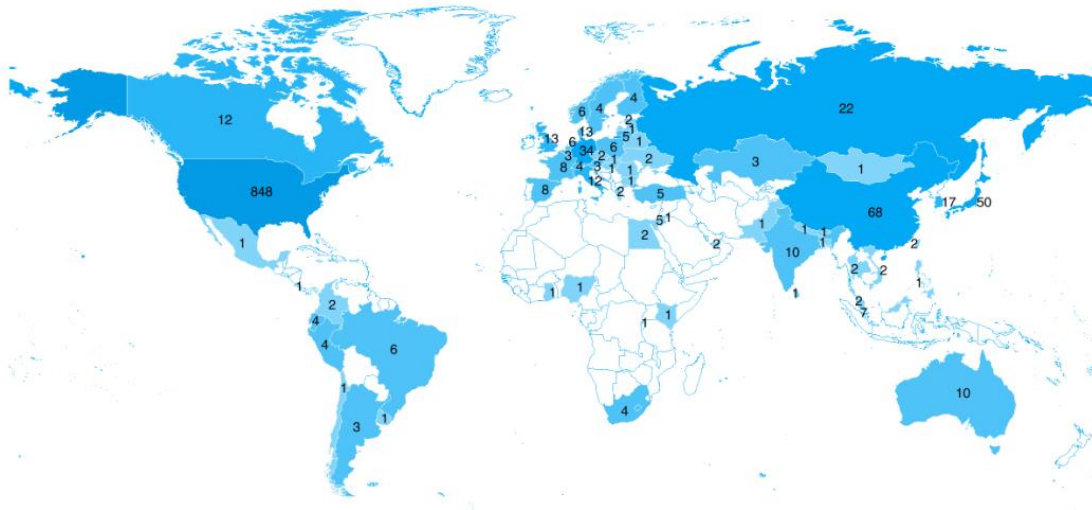


Figura B-Número de nano satélites lançados por país [7].

Anexo C

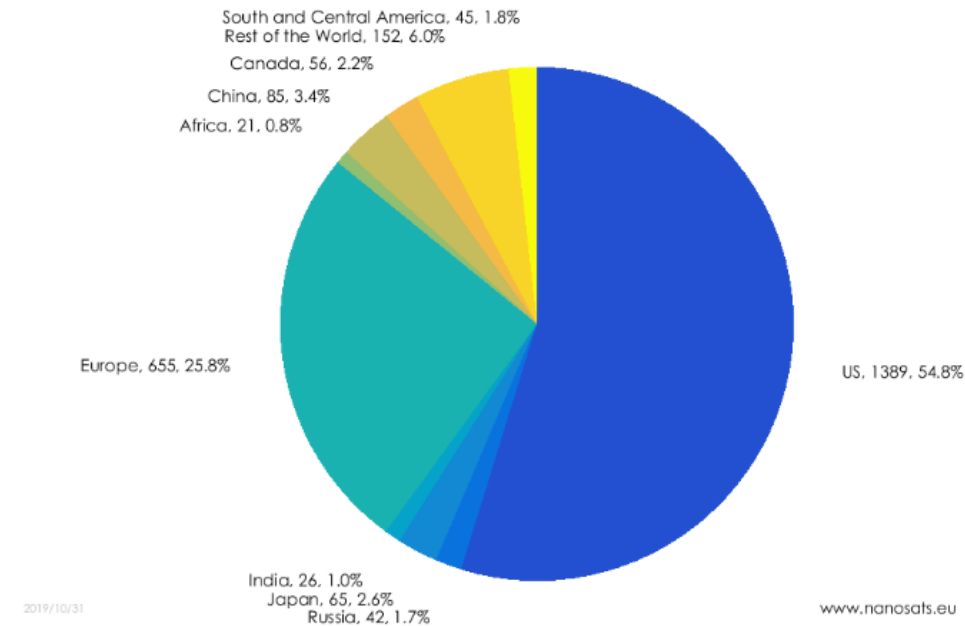


Figura C- Número de nano satélites lançados por país em gráfico circular [7]

Anexo D

Tabela D - Algumas das principais missões envolvendo sistemas de propulsão elétrica bem como algumas características dos sistemas propulsivos utilizados [27]

Nome do Satélite	Ano de Lançamento	Tipo de Sistema Propulsivo	Propelente	Tipo de Órbita	País Responsável
SERT-1	1964	Iônico	Cs	Sub Orbital	EUA
Zond-2	1964	PPT	Teflon	LEO	URSS
GGSE-2	1965	Resistojato	NH ₃	LEO	EUA
SNAPSHOT	1965	Iônico	Cs	LEO	EUA
Vela-5	1965	Resistojato	N ₂	GEO	EUA
SERT-II	1970	Iônico	Hg	LEO	EUA
Meteor-1	1971	Efeito de Hall	Xénon	LEO	URSS
Kern-1 (Kosmos-728)	1975	MPD	K	-	URSS
MS-T4 Tamsei-4	1980	MPD	NH ₃	LEO	Japão
Intel-V 2	1980	Resistojato	N ₂ H ₄	GEO	EUA

Anexo E

Tabela E - Lista de missões de sistemas propulsivos elétricos no espaço profundo [27]

Mission Name	Destination	Launch Year	Prop. Sys. wet (dry) mass, kg	EP Technology	Power, kW	Total Impulse, N-s
Deep Space 1 [92]	Asteroid	1998	129.5 (48)	NSTAR (Ion Thruster)	0.48-1.94	2.73×10^6 (qualified)
Hayabusa-1 [93,94]	Asteroid	2003	125 (59)	μ -10 (Ion Thruster)	0.25-0.35	1×10^6 (space proven)
SMART-1 [95,96]	Moon	2003	113 (31)	PPS-1350 (HT)	0.65-1.41	1.2×10^6 (space proven)
Dawn [97,98]	Protoplanets Vesta & Ceres	2007	554 (129)	NSTAR (Ion Thruster)	0.52-2.57	1.23×10^7 (planned)
Hayabusa-2 [94]	Asteroid	2014	127 (61)	μ -10 (Ion Thruster)	0.31-0.42	$> 2 \times 10^7$ (space proven)
PROCYON [74,76,77]	Asteroid	2014	9.5 (7) (with cold gas system)	I-COUPS (Ion Thruster)	0.038	1.2×10^6 (space proven) 2×10^3 (qualified)
Lisa Pathfinder [99]	L-1	2015	-	(Electrospray)	0.015	-
BepiColombo [100-102]	Mercury	2018	1696 (581) (with bi-prop chemical system and EP system dry mass)	T-6 (Ion Thruster)	2.5-4.6	1.15×10^7 (planned) $> 1.15 \times 10^7$ (test and extrapolation)

Anexo F

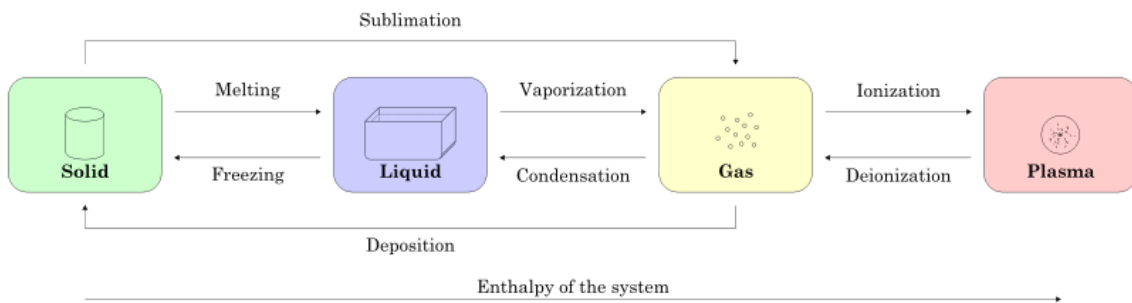


Figura F - Estados da matéria [101].

Anexo G

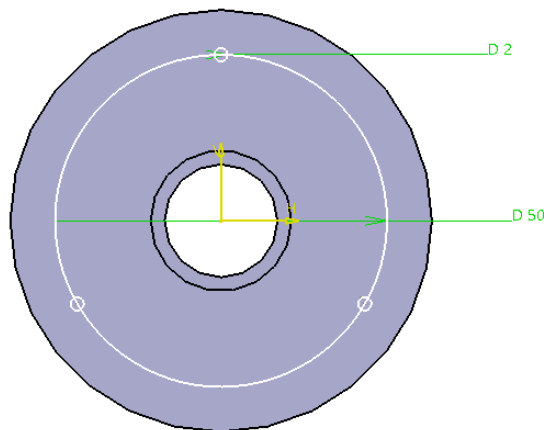


Figura G - Posição dos furos linha de propelente e tubo interior.

Anexo H

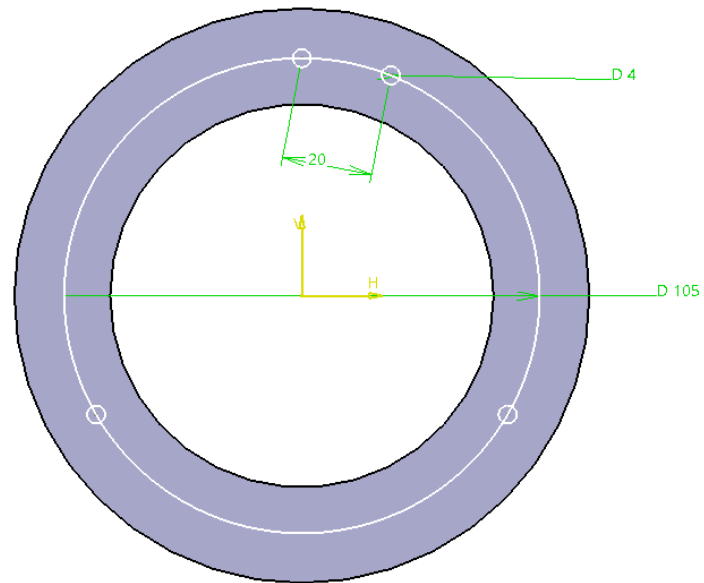


Figura H - Posição dos furos do isolador de propelente.

Anexo I

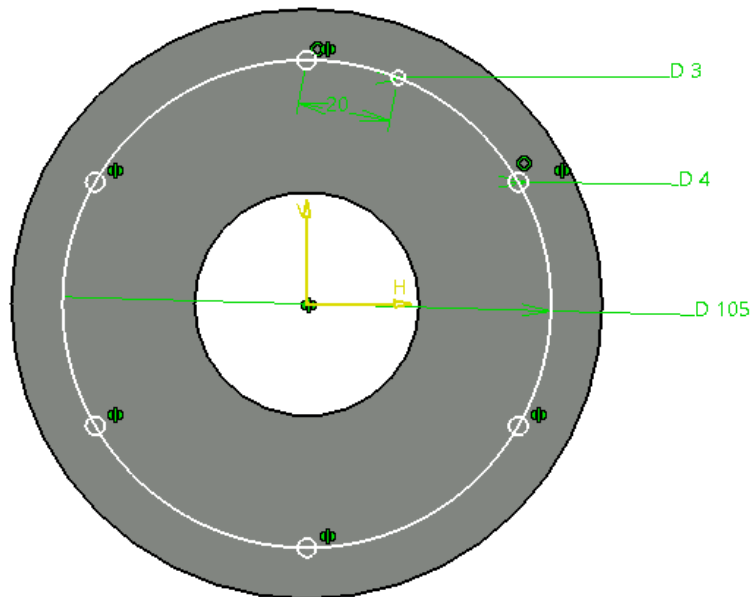


Figura I - Posição furos da proteção exterior.

Anexo J

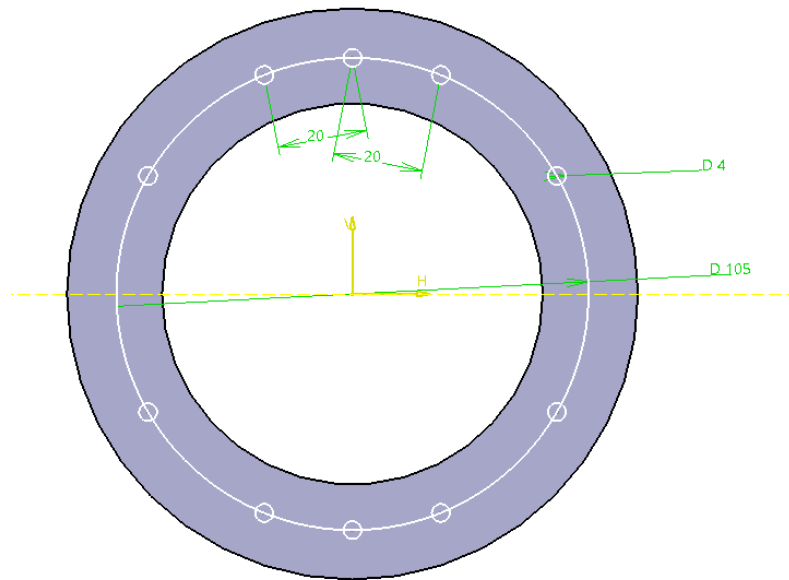


Figura J - Posição dos furos da proteção exterior.

Anexo K

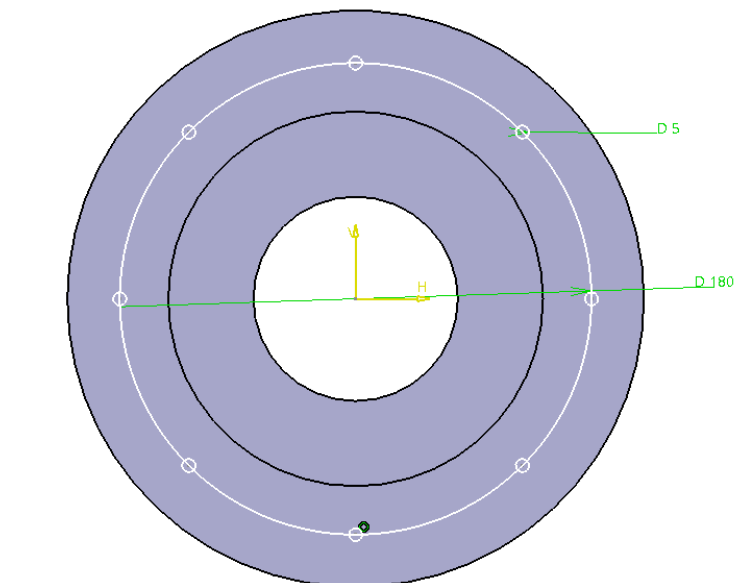


Figura K - Posição dos furos inferiores chassi.

Anexo L

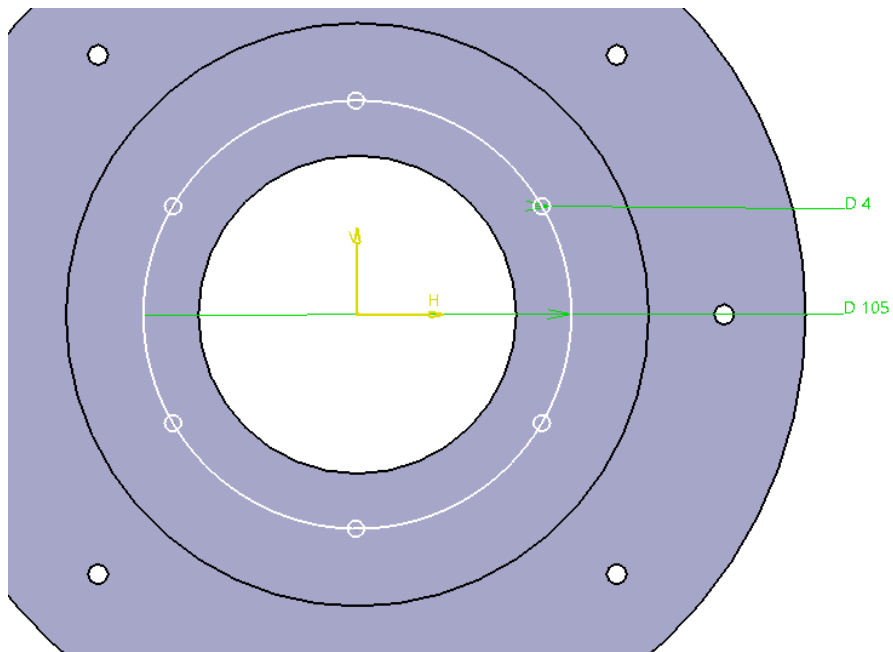


Figura L - Posição dos furos superiores do chassi.

Anexo M

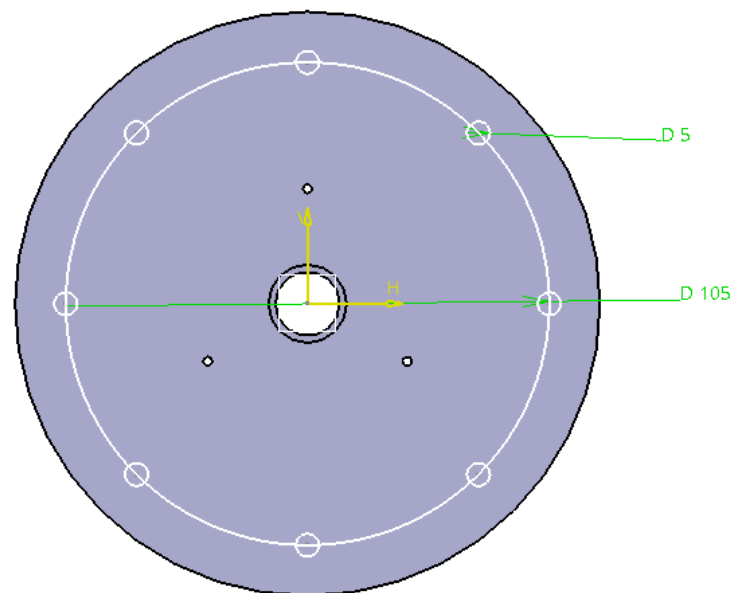


Figura M - Posição dos furos exteriores da base do cátodo.

Anexo N

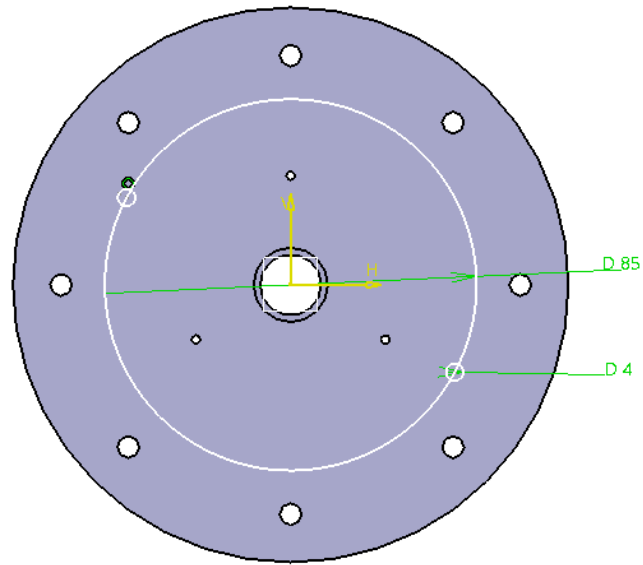


Figura N - Posição dos furos intermédios do cátodo.

Anexo O

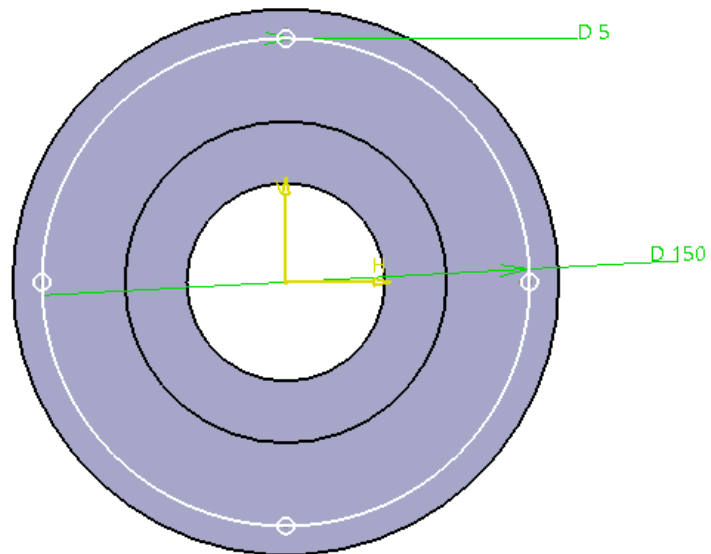


Figura O - Posição dos furos intermédios do cátodo.

Anexo P

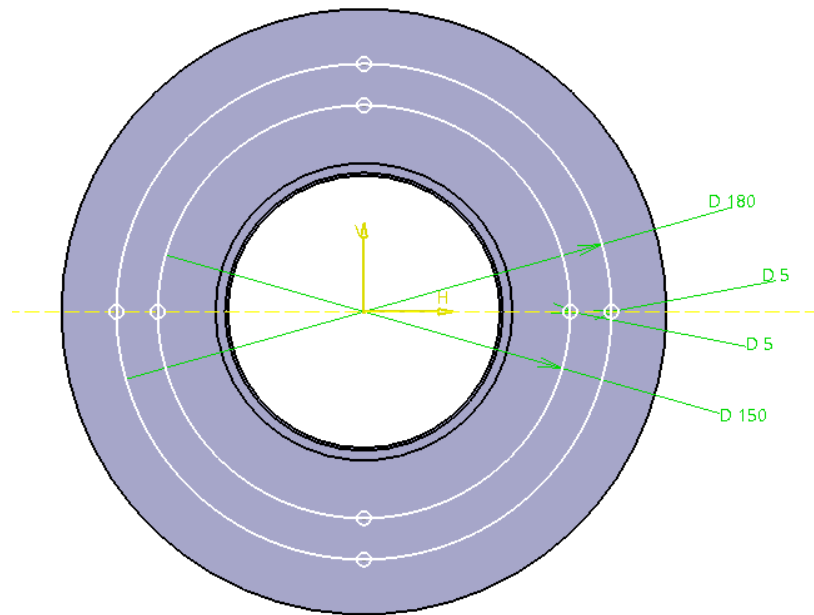


Figura P - Posição dos furos do ânodo.

Anexo Q

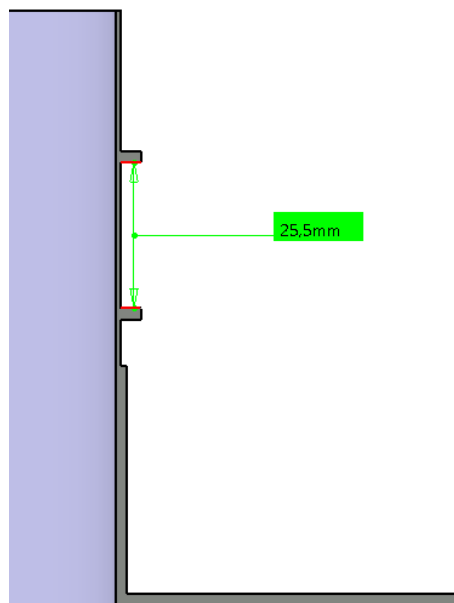


Figura Q - Medidas das alhetas do ânodo.

Anexo R

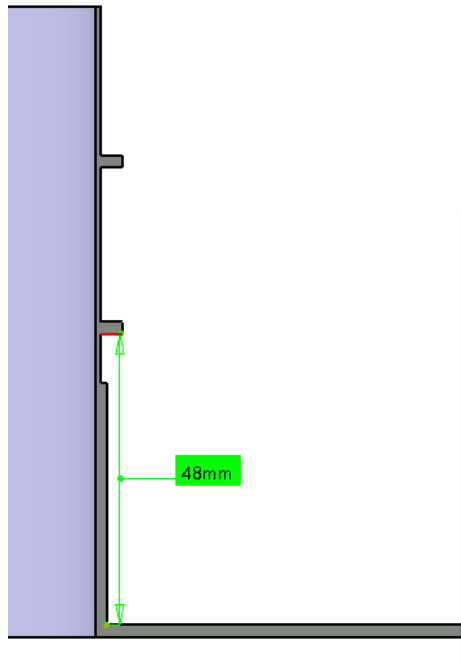


Figura R - Medidas das alhetas do ânodo.

Anexo S

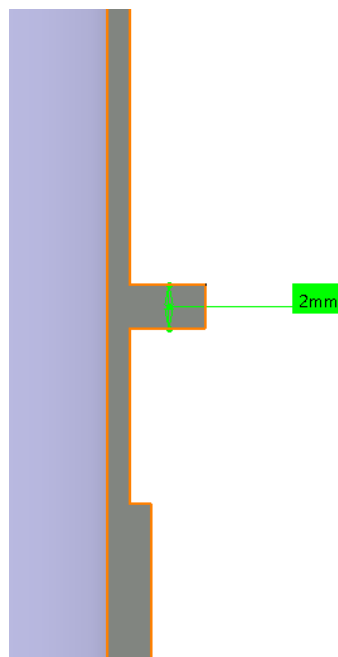


Figura S - Medidas das alhetas do ânodo.

Anexo T

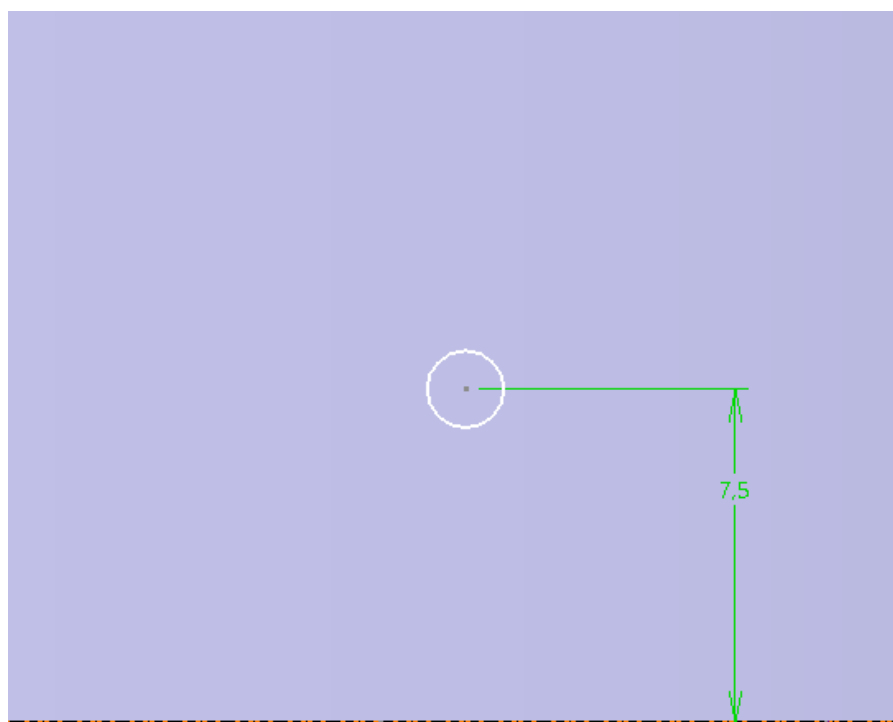


Figura T - Posição do furo do suporte dos ímãs.

Anexo U

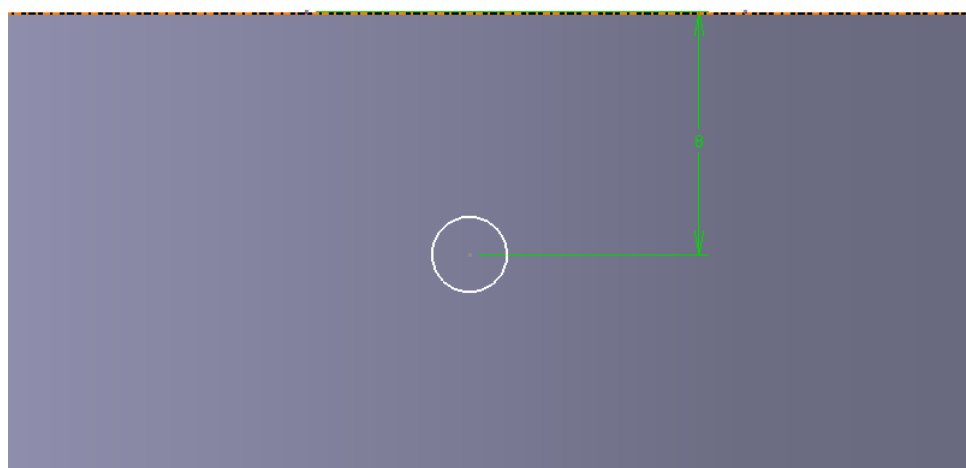


Figura U - Posição do furo do suporte dos ímãs.

Anexo V

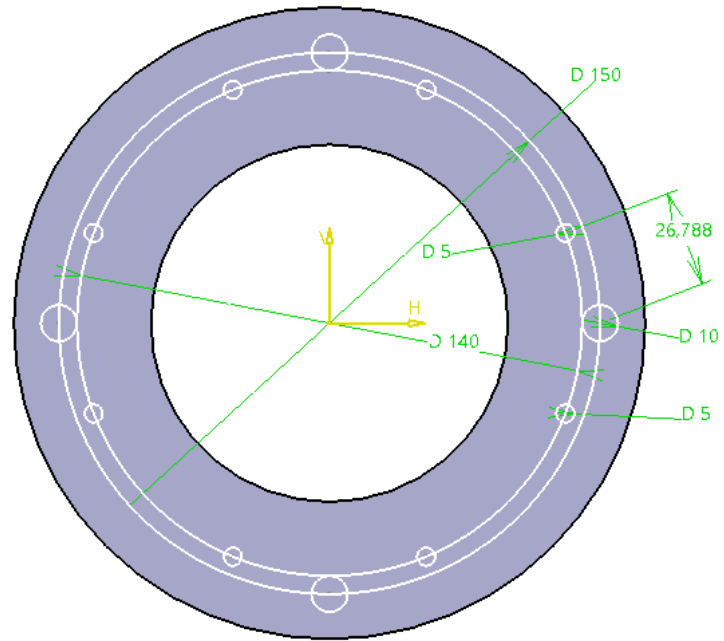


Figura V - Posição do furos do isolador das grelhas.

Anexo W

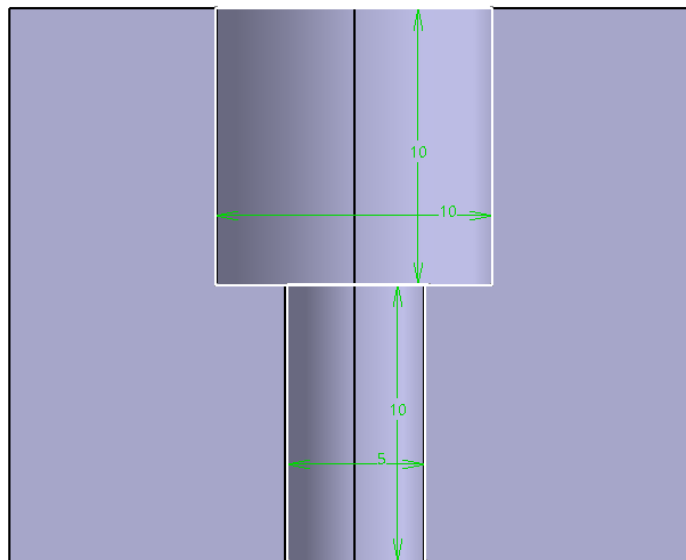


Figura W - Dimensões dos furos do isolador das grelhas.

Anexo X

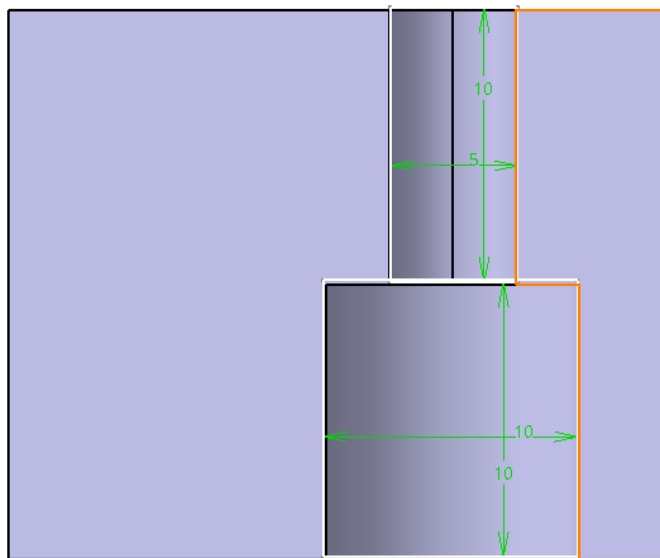


Figura X - Dimensão dos furos do isolador das grelhas.

Anexo Y

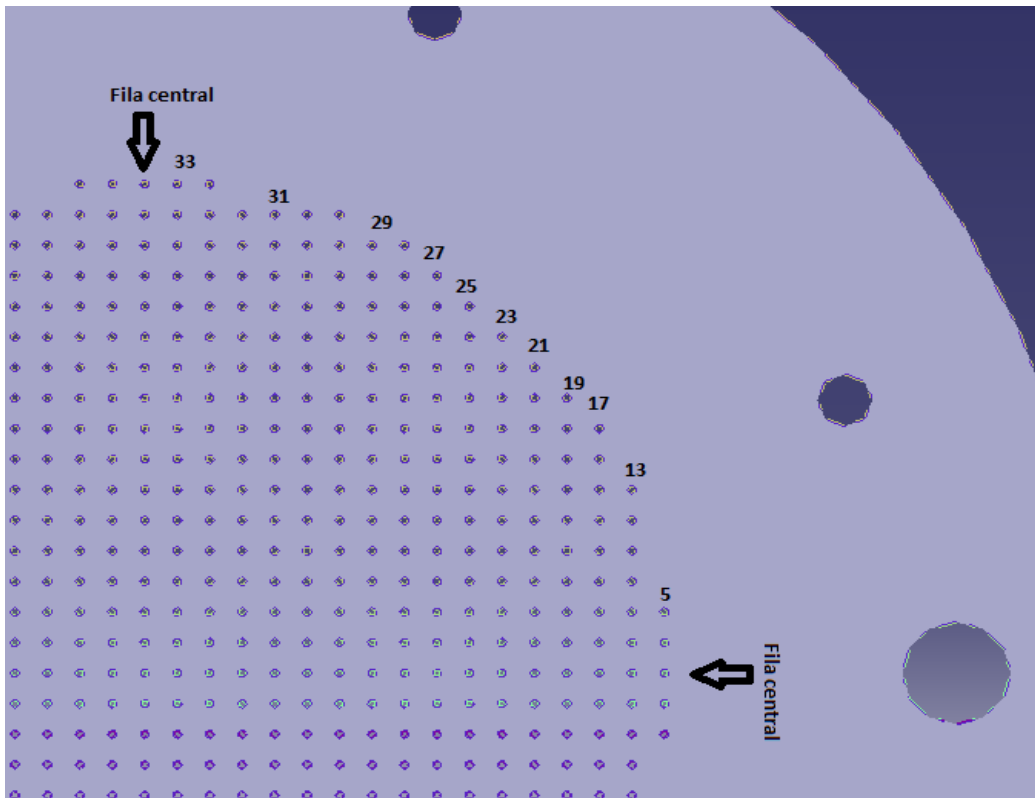


Figura Y - Número de pontos por fila nas grelhas.

Anexo Z

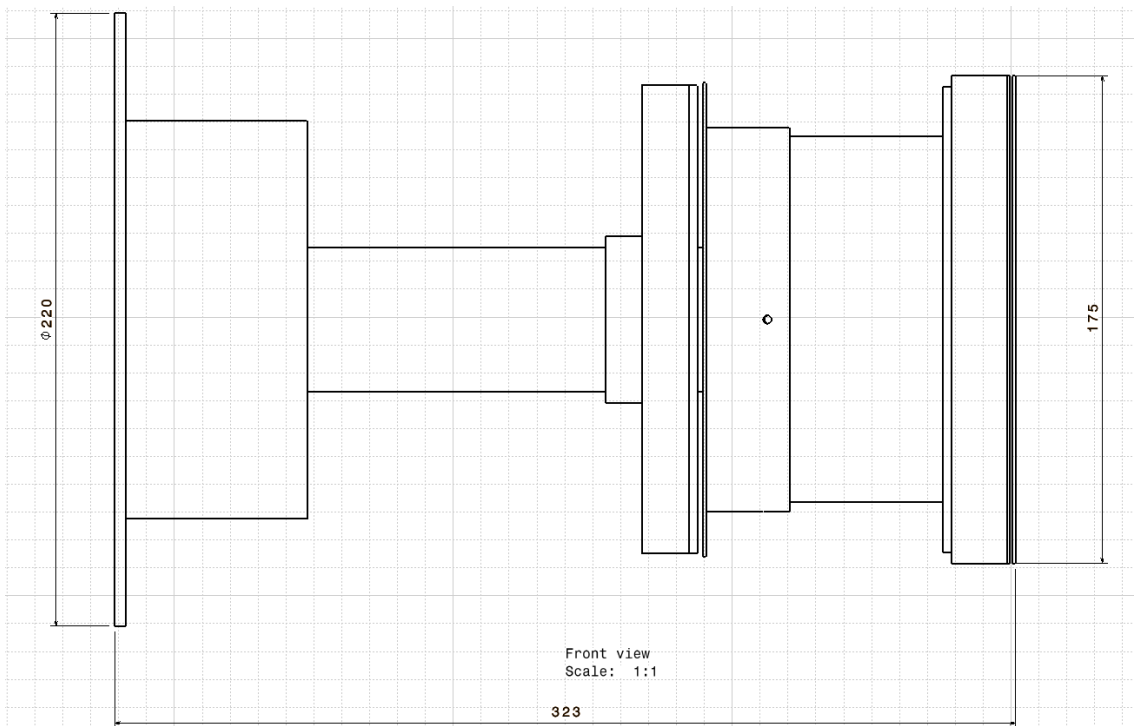


Figura Z - Esquema 2D do propulsor desenhado.

Anexo AA

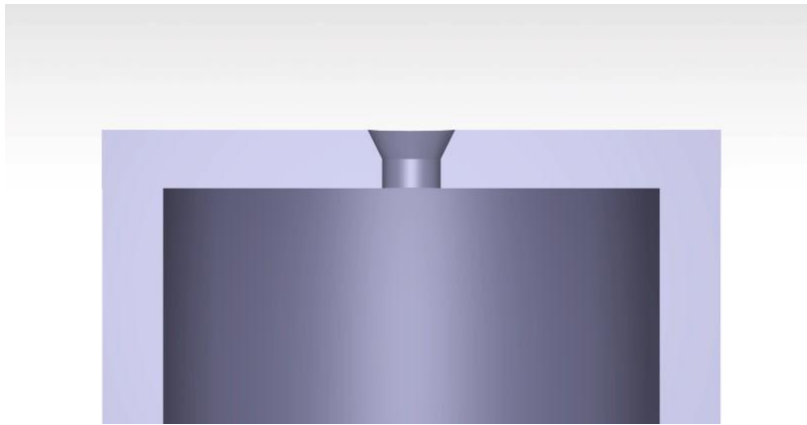


Figura AA.1 - Orifício tipo A da linha de propelente.

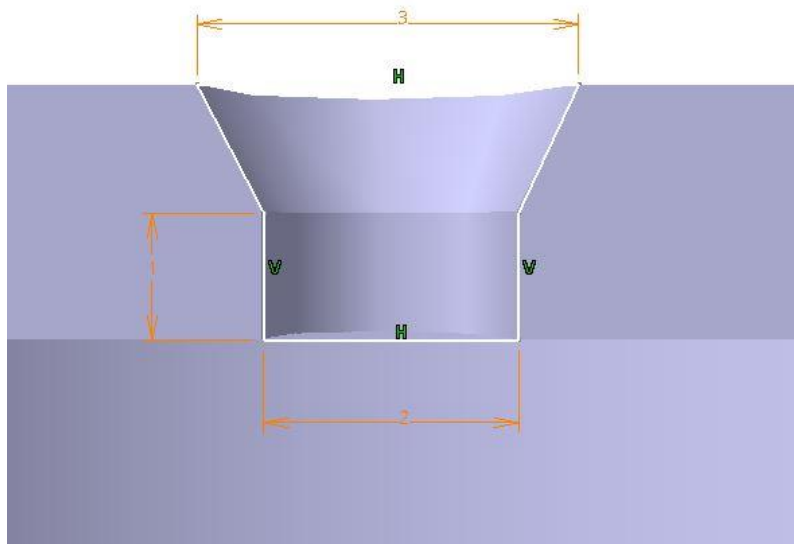


Figura AA.2 - Dimensões do orifício da parte superior.

Anexo BB

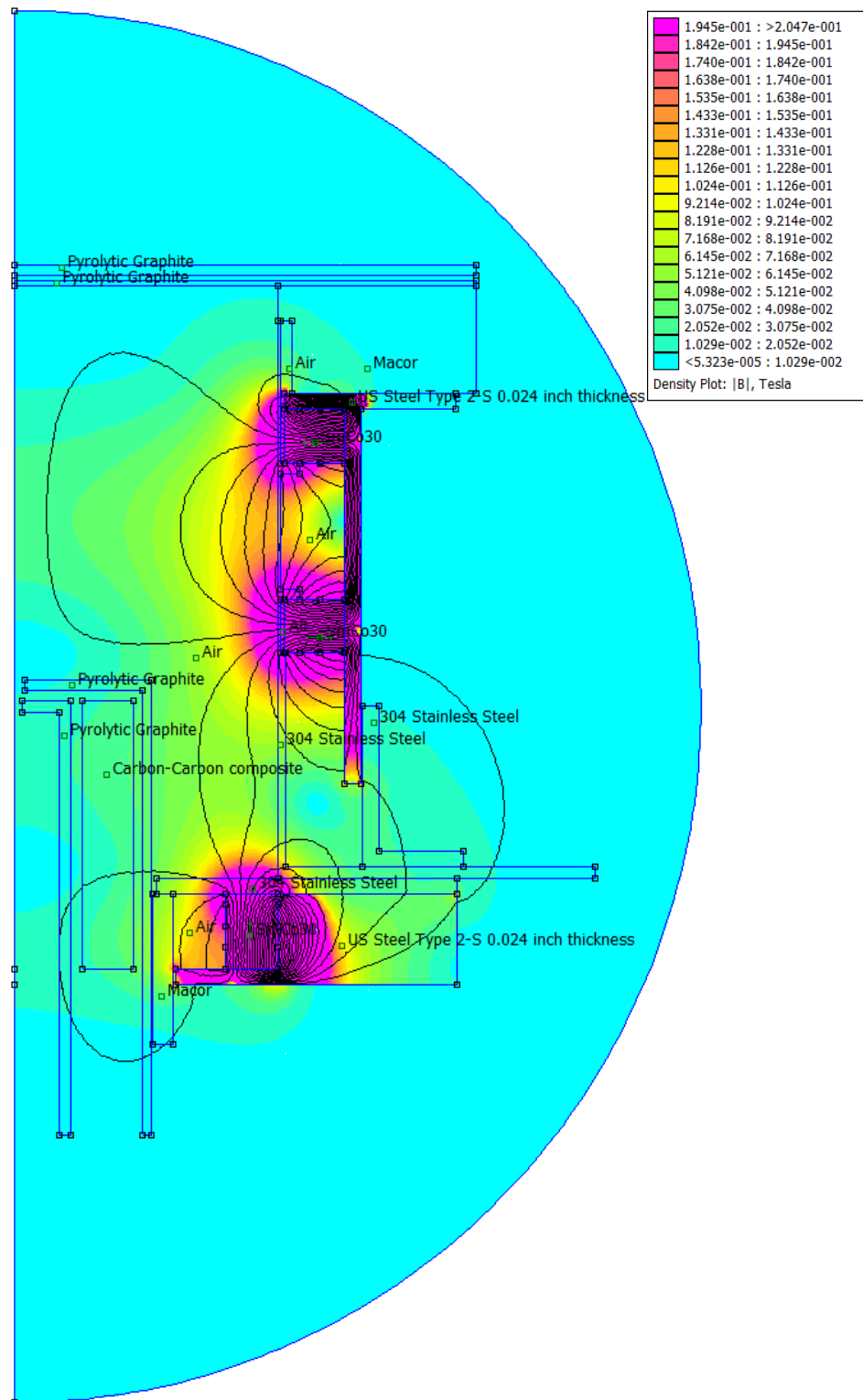


Figura BB.1 - Resultados obtidos para o “US Steel Type 2-S 0.024 inch thickness” com malha de 157.499 pontos.

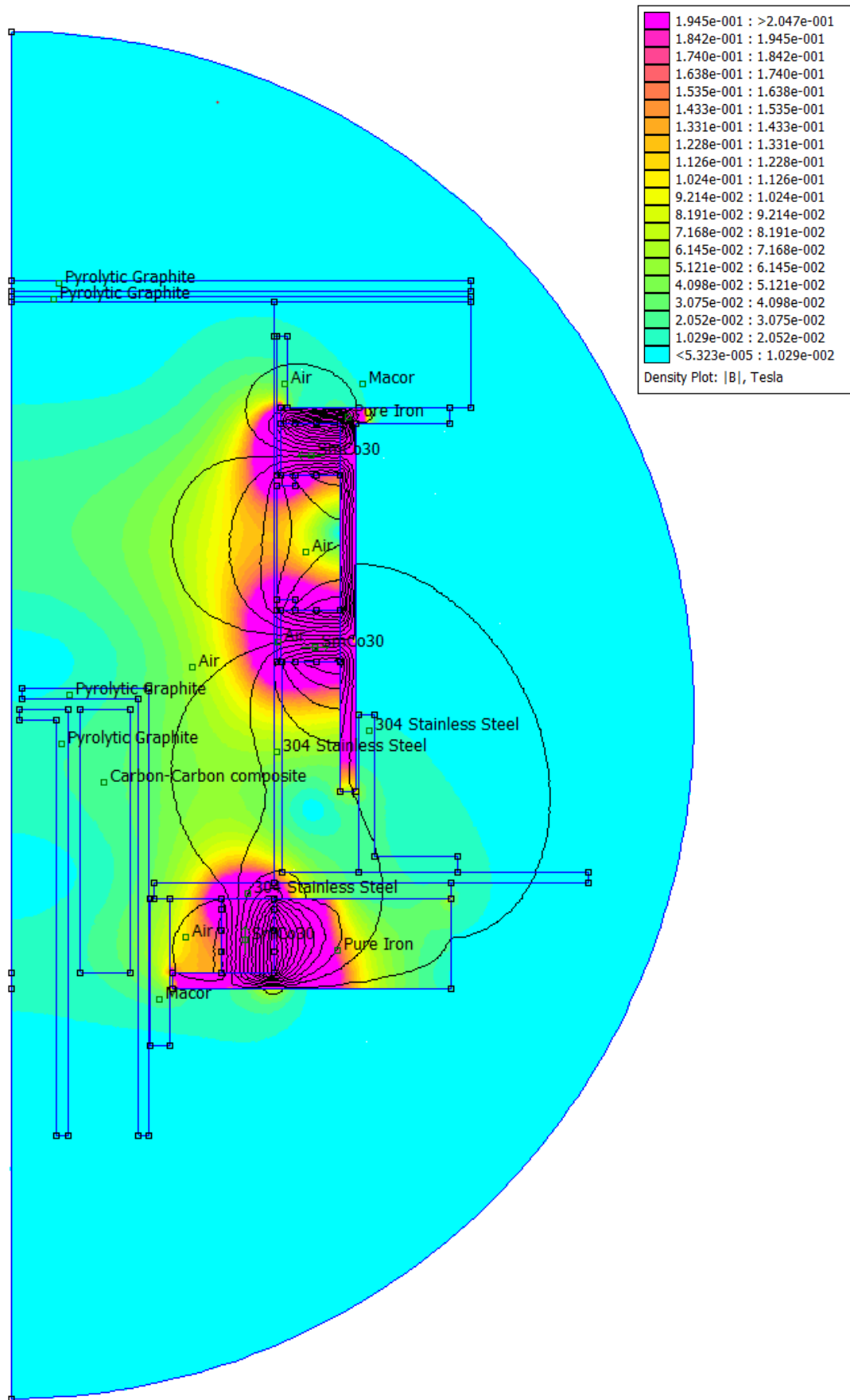


Figura BB.2 - Resultados obtidos para o Ferro puro com malha de 157499 pontos.

Anexo CC

Electron Energy (eV)	Ionization (m ³ /s)	Excitation (m ³ /s)
0.5	4.51×10^{-25}	1.99×10^{-22}
0.6	3.02×10^{-23}	4.01×10^{-21}
0.7	6.20×10^{-22}	3.61×10^{-20}
0.8	6.04×10^{-21}	1.95×10^{-19}
0.9	3.58×10^{-20}	7.44×10^{-19}
1.0	1.50×10^{-19}	2.21×10^{-18}
1.5	1.16×10^{-17}	6.64×10^{-17}
2.0	1.08×10^{-16}	4.02×10^{-16}
2.5	4.24×10^{-16}	1.23×10^{-15}
3.0	1.08×10^{-15}	2.66×10^{-15}
3.5	2.13×10^{-15}	4.66×10^{-15}
4.0	3.59×10^{-15}	7.12×10^{-15}
4.5	5.43×10^{-15}	9.93×10^{-15}
5.0	7.61×10^{-15}	1.30×10^{-14}
5.5	1.01×10^{-14}	1.61×10^{-14}
6.0	1.28×10^{-14}	1.94×10^{-14}
6.5	1.57×10^{-14}	2.26×10^{-14}
7.0	1.88×10^{-14}	2.57×10^{-14}
7.5	2.20×10^{-14}	2.87×10^{-14}
8.0	2.53×10^{-14}	3.14×10^{-14}
8.5	2.86×10^{-14}	3.34×10^{-14}
9.0	3.20×10^{-14}	3.41×10^{-14}
9.5	3.55×10^{-14}	3.21×10^{-14}
10.0	3.90×10^{-14}	2.48×10^{-14}

Figura CC - Energia de ionização e excitação do xénon [12].

Anexo DD

Tabela DD.1 - Empresas contactadas para o hexaboreto de lântanio

Material: Hexaboreto de Lantânio				
Empresa (contacto)	Custo Total (€)	Tempo de Entrega (semanas)	Localização da Empresa	Observações
StandFord Magnets [102] (Coco Morgan)	1336	3-4	Lake Forrest, EUA	Este preço é relativo a 2 unidades
NanoGrapi [103] (Yasemin Korkulu)	-	-	Jena, Alemanha	A empresa não tem capacidade de produzir as peças necessárias
American Elements [104] (Kristi Wlaker)	-	-	Los Angeles, EUA	A empresa não tem capacidade de produzir as peças necessárias
GoodFellow [105] (Heike Riddle)	-	-	Huntingdon, Inglaterra	A empresa não tem disponibilidade para produzir as peças necessárias
CloudNC [106] (Daniel Ford)	-	-	Londres, Inglaterra	A empresa não tem disponibilidade para produzir as peças necessárias
Boyd [107] (Silvia Fedeli)	-	-	Modesto, EUA	A empresa não tem capacidade de produzir as peças necessárias
Lapmaster Wolters [108] (Angelo Mehrens)	-	-	RendsBurg, Alemanha	Não se obteve resposta relativamente ao orçamento pedido

Tabela DD.2 - Empresas contactadas para o compósito Carbono-Carbono

Material: Compósito Carbono-Carbono				
Empresa (contacto)	Custo Total (€)	Tempo de Entrega (semanas)	Localização da Empresa	Observações
CFC Design [109] (Inteak Yim)	330	5	Fukui, Japan	
NanoShel [110]	-	-	Congleton, Reino Unido	Não se obteve resposta relativamente ao orçamento pedido
ChinaTungsten [111] (não especificado)	389	7	Dongdu, China	A empresa não tem capacidade de produzir a peça no compósito necessário, apresentou o preço da peça em molibdeno
GoodFellow [105] (Heike Riddle)	-	-	Huntingdon, Inglaterra	A empresa não tem disponibilidade para produzir as peças necessárias
StandFord Magnets [102] (Coco Morgan)	-	-	Lake Forrest, EUA	A empresa não tem disponibilidade para produzir as peças necessárias
CloudNC [106] (Daniel Ford)	-	-	Londres, Inglaterra	A empresa não tem disponibilidade para produzir as peças necessárias
Boyd [107] (Silvia Fedeli)	-	-	Modesto, EUA	A empresa não tem capacidade de produzir as peças necessárias
Lapmaster Wolters [108] (Angelo Mehrens)	-	-	RendsBurg, Alemanha	Não se obteve resposta relativamente ao orçamento pedido

Tabela DD.3 - Empresas contactadas para o fio de tântalo

Material: Fio de Tântalo				
Empresa (contacto)	Custo Total (€)	Tempo de Entrega (semanas)	Localização da Empresa	Observações
StandFord Magnets [102] (Coco Morgan)	480	4-5	Lake Forrest, EUA	
Special Metals Fabrication [112]	-	-	Basildon, Inglaterra	Não se obteve resposta relativamente ao orçamento pedido
TermoLab [113] (Francisco Simões)	-	-	Águeda, Portugal	A empresa não tem capacidade de produzir as peças necessárias
American Elements [104] (Kristi Wlaker)	-	-	Los Angeles, EUA	A empresa não tem capacidade de produzir as peças necessárias
GoodFellow [105] (Heike Riddle)	-	-	Huntingdon, Inglaterra	A empresa não tem disponibilidade para produzir as peças necessárias
CloudNC [106] (Daniel Ford)	-	-	Londres, Inglaterra	A empresa não tem disponibilidade para produzir as peças necessárias
Boyd [107] (Silvia Fedeli)	-	-	Modesto, EUA	A empresa não tem capacidade de produzir as peças necessárias
Lapmaster Wolters [108] (Angelo Mehrens)	-	-	RendsBurg, Alemanha	Não se obteve resposta relativamente ao orçamento pedido

Tabela DD.4 - Empresas contactadas para o fio de tungsténio

Material: Fio de Tungsténio				
Empresa (contacto)	Custo Total (€)	Tempo de Entrega (semanas)	Localização da Empresa	Observações
StandFord Magnets [102] (Coco Morgan)	430	4-5	Lake Forrest, EUA	
Special Metals Fabrication [112]	-	-	Basildon, Inglaterra	Não se obteve resposta relativamente ao orçamento pedido
TermoLab [113] (Francisco Simões)	-	-	Águeda, Portugal	A empresa não tem capacidade de produzir as peças necessárias
American Elements [104] (Kristi Wlaker)	-	-	Los Angeles, EUA	A empresa não tem capacidade de produzir as peças necessárias
GoodFellow [105] (Heike Riddle)	-	-	Huntingdon, Inglaterra	A empresa não tem disponibilidade para produzir as peças necessárias
CloudNC [106] (Daniel Ford)	-	-	Londres, Inglaterra	A empresa não tem disponibilidade para produzir as peças necessárias
Boyd [107] (Silvia Fedeli)	-	-	Modesto, EUA	A empresa não tem capacidade de produzir as peças necessárias
Lapmaster Wolters [108] (Angelo Mehrens)	-	-	RendsBurg, Alemanha	Não se obteve resposta relativamente ao orçamento pedido

Tabela DD.5 - Empresas contactadas para a grafite pirolítica

Material: Grafite Pirolítica				
Empresa (contacto)	Custo Total (€)	Tempo de Entrega (semanas)	Localização da Empresa	Observações
Hongtusic [114]H (Judy)	-	-	Liaoning, China	Não se obteve resposta relativamente ao orçamento pedido
Mineral Technologies [115] (Mark Breloff)	-	-	Nova Iorque, EUA	Não se obteve resposta relativamente ao orçamento pedido
Olmec [116] (Paul Lancaster)	-	-	Sheffield, Inglaterra	A empresa não tem capacidade de produzir as peças necessárias
Applied Ceramis [117] (Vesna Turk)	-	5-6	Sisak, Croácia	A empresa não tem capacidade de produzir as peças em grafite pirolítica, mas apresentou a alternativa em alumina (6838€)
NanoGrapl [103] (Yasemin Korkulu)	-	-	Jena, Alemanha	A empresa não tem capacidade de produzir as peças necessárias
American Elements [104] (Kristi Wlaker)	-	-	Los Angeles, EUA	A empresa não tem capacidade de produzir as peças necessárias
GoodFellow [105] (Heike Riddle)	-	-	Huntingdon, Inglaterra	A empresa não tem disponibilidade para produzir as peças necessárias
CloudNC [106] (Daniel Ford)	-	-	Londres, Inglaterra	A empresa não tem disponibilidade para produzir as peças necessárias
Boyd [107] (Silvia Fedeli)	-	-	Modesto, EUA	A empresa não tem capacidade de produzir as peças necessárias
Lapmaster Wolters [108]	-	-	Rendsburg, Alemanha	Não se obteve resposta

(Angelo Mehrens)				relativamente ao orçamento pedido
------------------	--	--	--	-----------------------------------

Tabela DD.6 - Empresas contactadas para o MACOR

Material: MACOR				
Empresa (contacto)	Custo Total (€)	Tempo de Entrega (semanas)	Localização da Empresa	Observações
Ortech Ceramics [118] (Mey Saeturn)	4148	4-5	Sacramentos, EUA	
GoodFellow [105] (Heike Riddle)	1886,2	9	Huntingdon, Inglaterra	Tempo de produção demasiado extenso
Multi-Lab [119] (Adam Potter)	1100	8-10	Newcastle, Inglaterra	O valor do orçamento não ser tido em conta, uma vez que a empresa forneceu os preços para produção de 4. Como apenas se requereu uma peça de cada e o preço será superior. Estes valor não foi aprofundado pois o tempo de produção é muito elevado e esta empresa foi excluída
Quartztech [120] (Mark Harland)	-	-	Glasgow, Escócia	A empresa não tem capacidade de produzir as peças necessárias
Hightech Ceram [121] (Detlef Steinmann)	-	-	Blankenheim, Alemanha	A empresa não tem capacidade de produzir as peças necessárias
Innovnano [122]	-	-	Coimbra, Portugal	Não se obteve resposta relativamente ao orçamento pedido
Corning [123] (Franziska Wienholz)	-	-	Nova Iorque, EUA	A empresa não tem capacidade de produzir as peças necessárias

Schroeder [124] (Marc Knack)	-	-	Ellerau, Alemanha	Não se obteve resposta relativamente ao orçamento pedido
Lapmaster Wolters [108] (Angelo Mehrens)	-	-	RendsBurg, Alemanha	Não se obteve resposta relativamente ao orçamento pedido
San Jose Delta [125]	-	-	Santa Clara, EUA	Não se obteve resposta relativamente ao orçamento pedido
Precision Ceramics USA [126]	-	-	St. Petersburg, EUA	Não se obteve resposta relativamente ao orçamento pedido
CloudNC [106] (Daniel Ford)	-	-	Londres, Inglaterra	A empresa não tem disponibilidade para produzir as peças necessárias
Boyd [107] (Silvia Fedeli)	-	-	Modesto, EUA	A empresa não tem capacidade de produzir as peças necessárias

Tabela DD.7 - Empresas contactadas para o aço inoxidável 304

Material: Aço Inoxidável 304				
Empresa (contacto)	Custo Total (€)	Tempo de Entrega (semanas)	Localização da Empresa	Observações
Cox Manufacturing [127] (Art Raynes)	-	-	San Antonio, EUA	A empresa não tem capacidade de produzir as peças necessárias
MFC Machining [128] (Fluvio Ponchiardi)	-	-	San Sebastiano, Itália	Não se obteve resposta relativamente ao orçamento pedido
Valbruna [129]	-	-	Fort Wayne, EUA	Não se obteve resposta relativamente ao orçamento pedido
Upmet [130] (Simon Hull)	-	-	County Down, Inglaterra	A empresa não tem capacidade de produzir as peças necessárias

AC Manufacturing [131]	-	-	San Jose, EUA	Não se obteve resposta relativamente ao orçamento pedido
Wisconsin metal tech [132]	-	-	Milwaukee, EUA	Não se obteve resposta relativamente ao orçamento pedido
CloudNC [106] (Daniel Ford)	-	-	Londres, Inglaterra	A empresa não tem disponibilidade para produzir as peças necessárias
Tmetal [133]	-	-	Dongguan City, China	Não se obteve resposta relativamente ao orçamento pedido
Boyd [107] (Silvia Fedeli)	-	-	Modesto, EUA	A empresa não tem capacidade de produzir as peças necessárias
Lapmaster Wolters [108] (Angelo Mehrens)	-	-	RendsBurg, Alemanha	Não se obteve resposta relativamente ao orçamento pedido

Tabela DD.8 - Empresas contactadas para o ferro puro

Material: Ferro Puro				
Empresa (contacto)	Custo Total (€)	Tempo de Entrega (semanas)	Localização da Empresa	Observações
Ferpinta [134]	-	-	Vale de Cambra, Portugal	A empresa não tem capacidade de produzir as peças necessárias
Ramada [135] (Ângela Martins)	-	-	Ovar, Portugal	A empresa não tem capacidade de produzir as peças necessárias
Usimeca [136] (Joana Martins)	-	-	Leiria, Portugal	Ainda à espera de resposta relativamente ao orçamento pedido
Frezzimeia [137]	-	-	Porto, Portugal	Ainda à espera de resposta relativamente ao orçamento pedido

CloudNC [106] (Daniel Ford)	-	-	Londres, Inglaterra	A empresa não tem disponibilidade para produzir as peças necessárias
Tmetal [133]	-	-	Dongguan City, China	Não se obteve resposta relativamente ao orçamento pedido
Boyd [107] (Silvia Fedeli)	-	-	Modesto, EUA	A empresa não tem capacidade de produzir as peças necessárias
Lapmaster Wolters [108] (Angelo Mehrens)	-	-	RendsBurg, Alemanha	Não se obteve resposta relativamente ao orçamento pedido

Tabela DD.9 - Empresas contactadas para os ímanes

Material: Ímanes				
Empresa (contacto)	Custo Total (€)	Tempo de Entrega (semanas)	Localização da Empresa	Observações
Ima Magnets [138] (Rafael Wenceslau)	189	5-6	Madrid, Espanha	
StandFord Magnets [102] (Coco Morgan))	809	4-5	Lake Forrest, EUA	Este orçamento foi descartado devido ao elevado preço comparativamente à outra hipótese existente
Magsy [139]	-	-	Fryšták, República Checa	Não se obteve resposta relativamente ao orçamento pedido

Tabela DD.10 - Empresas contactadas para as fontes de energia

Material: Fontes de Energia				
Empresa (contacto)	Custo Total (€)	Tempo de Entrega (semanas)	Localização da Empresa	Observações
Vox Techonologies [140] (Jay Nnamdl)	1840	2-3	Richardson, EUA	Não se obteve resposta ao contacto efetuado para se realizar a compra. O valor apresentado é referente à fonte de energia Glassman High Voltage FC1P120
Industrial Partner [141]	-	-	Richardson, EUA	Não se obteve resposta relativamente ao orçamento pedido
Thurlby Thandar instrument distribution [142]	-	-	Cambridgeshire, Inglaterra	Não se obteve resposta relativamente ao orçamento pedido
TestWorld [143]	-	-	Rocklin, EUA	Não se obteve resposta relativamente ao orçamento pedido
Ametek [144]	2242	-	San Diego, EUA	Não se obteve resposta ao contacto efetuado para se realizar a compra. O valor apresentado é referente à fonte de energia Sorensen XG 1700W 300-5.6

Tabela DD.11 - Empresas contactadas para a mola

Material: Mola				
Empresa (contacto)	Custo Total (€)	Tempo de Entrega (semanas)	Localização da Empresa	Observações
MW Industries [145]	Aida Mashhadchi	-	Chicago, EUA	Não se obteve resposta relativamente ao orçamento pedido
ABSSAC [146] (Peter Wright)	-	-	Worcestershire, Inglaterra	A empresa elucidou para o facto de as dimensões utilizadas não justificarem a utilização desta peça
Clear Carbon [147]	-	-	Bristol, Inglaterra	Não se obteve resposta relativamente ao orçamento pedido
Spring [148]	-	-	Monteviale, Itália	Não se obteve resposta relativamente ao orçamento pedido
Associated Spring [149]	-	-	Campinas, Brasil	Não se obteve resposta relativamente ao orçamento pedido
Patrick [150] (Pattie Lane)	-	-	Elgin, EUA	A empresa não tem disponibilidade para produzir as peças necessárias
Lee Spring [151] (Kathleen Mäder)	-	-	Berkshire, Inglaterra	Não se obteve resposta relativamente ao orçamento pedido