



Mestrado em Engenharia Mecânica

Experiência Profissional na Active Space Technologies

Relatório de Estágio apresentado para a obtenção do grau de Mestre em
Engenharia Mecânica
Especialização em Equipamentos e Sistemas Mecânicos

Autor

Juan Miguel Peiró García

Orientador

Prof. Doutor Urbano Ramos

Professor do Departamento Área Científica de E. Mecânica
Instituto Superior de Engenharia de Coimbra

Coimbra, Março, 2017

AGRADECIMENTOS

À minha família e amigos, ao meu orientador, e a Active Space Technologies, pela paciência, apoio e ajuda que me têm dado durante o desenvolvimento desta tese.

RESUMO

O objetivo do presente documento é apresentar o meu trabalho como engenheiro mecânico, demonstrando as competências e aptidões adquiridas ao longo destes anos.

O documento apresenta inicialmente a empresa onde tenho trabalhado até agosto do ano 2016, a Active Space Technologies S.A.. Posteriormente serão apresentados os projetos desenvolvidos e também explicadas outras tarefas desempenhadas.

PALAVRAS CHAVE

Active Space Technologies	2
Análise térmica	Anexos
Conceptual Design Review	3.6.1, 3.6.2, 3.6.3
Controlo dimensional	3.5.1
CXRS	Anexos
Delicat	3.2
Desenho CAD	3.1, 3.2, 3.3, 3.4, 3.5.1, 3.6.1, 3.6.2, 4
Design Office	4
Dispersão Tipo Thomson	Anexos
Fabrico	3.2, 3.4
Feedthroughs	3.5.2
Fusão Nuclear	3.6.1, 3.6.2, 3.6.3, Anexos
Gestão	3.5.1, 4
Greenwake	3.3
ITER	3.6
Mass Thermal Dummies	3.5.1
Modelo estrutural	3.1
Seosat	3.1, 3.4
Solar Orbiter	3.5

ABSTRACT

The purpose of the present document is to present my work as a mechanical engineer, showcasing the competences and skills acquired through the years.

The document starts with a short presentation of the company where I have worked these past years, Active Space Technologies S.A., followed by a route through the projects I have developed along other tasks that were also my responsibility.

KEY WORDS

Active Space Technologies	2
Análise térmica	Anexos
Conceptual Design Review	3.6.1, 3.6.2, 3.6.3
Controlo dimensional	3.5.1
CXRS	Anexos
Delicat	3.2
Desenho CAD	3.1, 3.2, 3.3, 3.4, 3.5.1, 3.6.1, 3.6.2, 4
Design Office	4
Dispersão Tipo Thomson	Anexos
Fabrico	3.2, 3.4
Feedthroughs	3.5.2
Fusão Nuclear	3.6.1, 3.6.2, 3.6.3, Anexos
Gestão	3.5.1, 4
Greenwake	3.3
ITER	3.6
Mass Thermal Dummies	3.5.1
Modelo estrutural	3.1
Seosat	3.1, 3.4
Solar Orbiter	3.5

ÍNDICE

1	INTRODUÇÃO	1
2	ACTIVE SPACE TECHNOLOGIES S.A.	2
3	PROJETOS.....	3
3.1	Seosat SM (Structural Model)	3
3.2	Delicat.....	5
3.3	Greenwake	8
3.4	Seosat STM (Structural Thermal Model)	14
3.5	Solar Orbiter	32
3.5.1	Mass Thermal Dummies.....	32
3.5.2	Feedthroughs	40
3.6	ITER.....	43
3.6.1	Core Plasma Thomson Scattering System.....	43
3.6.2	Core eXchange Recombination Spectroscopy (CXRS)	72
3.6.3	Tritium and Deposition Monitor	91
4	GESTÃO DA DESIGN OFFICE.....	104
4.1	Configuração do sistema CAD na Active Space Technologies.....	104
4.2	Software de desenho	104
4.3	Gestão de versões e qualidade nas tarefas de desenho	105
4.4	Proceso de melhora das atividades de desenho.....	106
5	CONCLUSÃO	108
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	109
	ANEXOS	111
	Resultados da análise térmica dos componentes do Core Plasma Thomson Scattering System.....	111
	Resultados da análise termo-elástica do Tritium monitor.....	119
	Dispersão tipo Thomson (Thomson Scattering)	122
	Charge Exchange Recombination Spectroscopy	128

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 2.1: Logotipo da Active Space Technologies.	2
Figura 2.2: Instalações da Active Space Technologies S.A.	2
Figura 3.1: Modelo do TA (fonte: Active Space Technologies).	4
Figura 3.2: Modelo CAD do modelo estrutural do EA (fonte: Active Space Technologies).	4
Figura 3.3: Vista geral da unidade do telescópio e conjunto ótico (fonte: Active Space Technologies).	6
Figura 3.4: Imagem do sistema real (fonte: Active Space Technologies).	6
Figura 3.5: Modelo CAD da caixa pressurizada (fonte: Active Space Technologies).	7
Figura 3.6: Detalhe do fitting montado na caixa após a correção do erro (fonte: Active Space Technologies).	7
Figura 3.7: Vista de detalhe da unidade laser (fonte: Active Space Technologies).	8
Figura 3.8: Modelo CAD do sistema, com a tampa montada (fonte: Active Space Technologies).	9
Figura 3.9: Modelo CAD do sub-assembly do scanning system (fonte: Active Space Technologies).	10
Figura 3.10: Imagem comercial do telescópio utilizado no projeto (fonte: MEADE). ...	10
Figura 3.11: Conjunto de componentes óticos (fonte: Active Space Technologies).	11
Figura 3.12: Modelo CAD da estrutura de barras do conjunto ótico (fonte: Active Space Technologies).	11
Figura 3.13: Vista geral de um etalon montado na sua frame (fonte: Active Space Technologies).	12
Figura 3.14: Detalhe dos elementos de fixação do etalon (fonte: Active Space Technologies).	12
Figura 3.15: Pormenor da base de aço inox. SS 316 (peça amarela) e envoltura de alumínio (peça rosa) (fonte: Active Space Technologies).	13
Figura 3.16: Detalhe da caixa pressurizada (fonte: Active Space Technologies).	14
Figura 3.17: Desenho ótico do telescópio (Fonte: Active Space Technologies).	15
Figura 3.18: Trajetória da luz no modo de calibração (fonte: Active Space Technologies).	16
Figura 3.19: Trajetória da luz no modo operacional (fonte: Active Space Technologies).	16
Figura 3.20: Modelo CAD de um dos espelhos de calibração (fonte: Active Space Technologies).	17
Figura 3.21: Detalhe do escâner (fonte: Active Space Technologies).	17
Figura 3.22: Modelo CAD do depolarizador (fonte: Active Space Technologies).	18
Figura 3.23: Detalhe do zoom e os dicróicos (fonte: Active Space Technologies).	19
Figura 3.24: Modelo CAD do espectrómetro visível, sem as paredes exteriores (fonte: Active Space Technologies).	19

Figura 3.25: Imagem do espectrômetro real (fonte: Active Space Technologies).....	20
Figura 3.26: Vista de topo do sistema ótico do espectrômetro (fonte: Active Space Technologies).	21
Figura 3.27: Montura cilíndrica dos tercetos (fonte: Active Space Technologies).	21
Figura 3.28: Detalhe do segundo terceto (fonte: Active Space Technologies).	22
Figura 3.29: Componentes das molduras das lentes (fonte: Active Space Technologies).	22
Figura 3.30: Exemplo de anilhas peláveis (fonte: Internet).....	22
Figura 3.31: Detalhe do grating (fonte: Active Space Technologies).	23
Figura 3.32: Detalhe da lente a seguir ao grating (fonte: Active Space Technologies).	23
Figura 3.33: Detalhe do espelho (fonte: Active Space Technologies).	24
Figura 3.34: Detalhe do doblote (fonte: Active Space Technologies).....	24
Figura 3.35: Conjunto do CCD (fonte: Active Space Technologies).....	25
Figura 3.36: Detalhe do desenho da máscara do CCD (fonte: Active Space Technologies).	25
Figura 3.37: Suportes do CCD (fonte: Active Space Technologies).....	26
Figura 3.38: Detalhe dos parafusos de ajustamento do CCD e exemplo real (fonte: Active Space Technologies).....	26
Figura 3.39: Detalhe do thermal strap do CCD (fonte: Active Space Technologies). ...	27
Figura 3.40: Modelo CAD da baseplate do telescópio com os insertos (fonte: Active Space Technologies).....	28
Figura 3.41: Vista em perspectiva do telescópio sem tampa, mostrando as três câmaras no seu interior (fonte: Active Space Technologies).	28
Figura 3.42: Modelo CAD dos shutters: nadir shutter (esquerda) e sun shutter (direita) (fonte: Active Space Technologies).	29
Figura 3.43: Detalhe de uma das patas do telescópio (fonte: Active Space Technologies).	30
Figura 3.44: Imagem dos radiadores (fonte: Active Space Technologies).....	31
Figura 3.45: Representação artística do satélite Solar Orbiter (fonte: ESA).....	32
Figura 3.46: Ilustração do satélite Solar Orbiter (fonte: ESA).	33
Figura 3.47: Modelo de dummy que combina vários materiais (fonte: Active Space Technologies).	34
Figura 3.48: Exemplo da baseplate de um dos dummies com os heaters (fonte: Active Space Technologies).....	36
Figura 3.49: Exemplo de modelo do primeiro grupo (fonte: Active Space Technologies).	37
Figura 3.50: Exemplo de modelo do segundo grupo (fonte: Active Space Technologies).	37
Figura 3.51: Exemplo de modelo do terceiro grupo (fonte: Active Space Technologies).	37

Figura 3.52: Rugosímetro Mitutoyo SJ-210, utilizado no controlo dimensional (fonte: Mitutoyo).....	39
Figura 3.53: Equipamento utilizado no controlo dimensional (fonte: Active Space Technologies).....	39
Figura 3.54: Exemplo de vane e detalhe da secção mostrando o chamfro e a aresta (fonte: Active Space Technologies).....	41
Figura 3.55: Exemplo de peça fabricada (fonte: Active Space Technologies).....	41
Figura 3.56: Exemplo de tubo e detalhe da flange de montagem com os furos de alinhamento (conjunto furo redondo - furo rasgado) (fonte: Active Space Technologies).....	42
Figura 3.57: Representação artística do interior do Tokamak (fonte: ITER).....	43
Figura 3.58: Vista lateral do Thomson Scattering System (fonte: Active Space Technologies).....	44
Figura 3.59: Overview dos componentes principais do sistema (fonte: Active Space Technologies).....	45
Figura 3.60: Descomposição do primeiro nível (fonte: Active Space Technologies)....	46
Figura 3.61: Descomposição do segundo nível (fonte: Active Space Technologies)....	46
Figura 3.62: Descomposição do terceiro nível (fonte: Active Space Technologies)....	47
Figura 3.63: Vista isométrica do DFW (fonte: Active Space Technologies).....	47
Figura 3.64: Vista frontal e traseira do First Block (fonte: Active Space Technologies).....	48
Figura 3.65: Vista transparente do First Block, a mostrar a rede de canais de arrefecimento (fonte: Active Space Technologies).....	49
Figura 3.66: Detalhe do montagem do shutter (fonte: Active Space Technologies).....	49
Figura 3.67: Detalhe do shutter nas suas duas posições, aberto e fechado (fonte: Active Space Technologies).....	50
Figura 3.68: Detalhe da tampa, mostrando os canais de arrefecimento (fonte: Active Space Technologies).....	50
Figura 3.69: Vista geral dos componentes da estrutura da gaveta (fonte: Active Space Technologies).....	51
Figura 3.70: Detalhe do painel superior de das interfaces mecânicas (fonte: ITER)....	51
Figura 3.71: Detalhe do painel traseiro e da viga de reforço (fonte: Active Space Technologies).....	52
Figura 3.72: Vista geral do circuito de arrefecimento (fonte: Active Space Technologies).....	52
Figura 3.73: Detalhe do circuito de arrefecimento, identificando os diferentes ramos para cada sub-sistema ou componente (fonte: Active Space Technologies).....	53
Figura 3.74: Distribuição do caudal da água no EPP#10 (fonte: ITER).....	53
Figura 3.75: Vista geral do CPTSS com os blocos de carboneto de boto (fonte: Active Space Technologies).....	54
Figura 3.76: Exemplo de bloco de B ₄ C (fonte: Active Space Technologies).....	55

Figura 3.77: Vista isometrica da bancada ótica (fonte: Active Space Technologies). ...	55
Figura 3.78: Detalhe dos rodízios da bancada ótica (fonte: Active Space Technologies).	56
Figura 3.79: Detalhe dos rodízios e da bancada integrada na gaveta (fonte: Active Space Technologies).	56
Figura 3.80: Vista geral do sistema, com o primeiro espelho destacado em verde (fonte: Active Space Technologies).	57
Figura 3.81: Modelo do primeiro espelho (fonte: Active Space Technologies).	58
Figura 3.82: Conjunto do primeiro espelho e a moldura e detalhe dos canais de arrefecimento da base (fonte: Active Space Technologies).	58
Figura 3.83: Detalhe dos injetores de gas do sistema de limpeza do primeiro espelho (fonte: Active Space Technologies).	59
Figura 3.84: Detalhe do bloco de suporte do primeiro espelho (fonte: Active Space Technologies).	59
Figura 3.85: Vista geral do port plug, com o segundo espelho destacado em verde (fonte: Active Space Technologies).	60
Figura 3.86: Detalhe do segundo espelho (fonte: Active Space Technologies).	60
Figura 3.87: Detalhe do esquema de fixação do espelho (fonte: Active Space Technologies).	61
Figura 3.88: Detalhe do sistema de arrefecimento da base (fonte: Active Space Technologies).	61
Figura 3.89: Suporte do segundo espelho (fonte: Active Space Technologies).	61
Figura 3.90: Vista geral do sistema com os espelhos destacados em verde (fonte: Active Space Technologies).	62
Figura 3.91: Detalhe da moldura do terceiro espelho (fonte: Active Space Technologies).	62
Figura 3.92: Detalhe da moldura do quarto espelho (fonte: Active Space Technologies).	63
Figura 3.93: Detalhe das lentes do interspace e vista superior identificando os quatro conjuntos de lentes e espelhos (fonte: ITER).	63
Figura 3.94: Vista geral das molduras dos elementos óticos do interspace (fonte: Active Space Technologies).	63
Figura 3.95: Detalhe da fixação dos espelhos (fonte: Active Space Technologies).	64
Figura 3.96: Moldura das lentes coaxiais (fonte: Active Space Technologies).	64
Figura 3.97: Moldura do terceiro conjunto de elementos óticos (fonte: Active Space Technologies).	65
Figura 3.98: Moldura do último conjunto de lentes (fonte: Active Space Technologies).	65
Figura 3.99: Detalhes da moldura do terceiro conjunto (fonte: Active Space Technologies).	66

Figura 3.100: Detalhe do ângulo na flange da moldura (fonte: Active Space Technologies).....	66
Figura 3.101: Detalhe das cavilhas de alinhamento (fonte: Active Space Technologies).	66
Figura 3.102: Detalhe das lentes do interspace já integradas e detalhe do corte para evitar bater na estrutura do interspace (fonte: Active Space Technologies).	67
Figura 3.103: Exemplos de interfaces para a manipulação remota (fonte: Active Space Technologies).	68
Figura 3.104: Coeficiente de transferência de calor por convecção (fonte: Active Space Technologies).	70
Figura 3.105: Fluxo de calor em função da distância ao DFW (fonte: Active Space Technologies).	71
Figura 3.106: Overview do sistema CXRS (fonte: Active Space Technologies).....	73
Figura 3.107: Desenho óptico final, utilizado como base no desenvolvimento dos componentes mecânicos (fonte: ITER).	74
Figura 3.108: Decomposição do primeiro nível (fonte: Active Space Technologies). ..	75
Figura 3.109: Decomposição do segundo nível (fonte: Active Space Technologies)....	75
Figura 3.110: Decomposição do terceiro nível (fonte: Active Space Technologies)....	76
Figura 3.111: Exemplo do DFW do CXRS (fonte: ITER).	77
Figura 3.112: Vista isométrica do DSM (fonte: Active Space Technologies).	77
Figura 3.113: Vista frontal do DSM, com as principais aberturas (fonte: Active Space Technologies).	78
Figura 3.114: DSM extension frame montado na estrutura do UPP (fonte: ITER, Active Space Technologies).....	78
Figura 3.115: Pormenor da flange de fixação da estrutura (fonte: Active Space Technologies).	79
Figura 3.116: Detalhe dos suportes de apoio da estrutura (fonte: ITER).´.....	79
Figura 3.117: DSM Mirrors Cassette montado no sistema (fonte: Active Space Technologies).	80
Figura 3.118: Elementos principais do DSM Mirrors Cassette (fonte: Active Space Technologies).	80
Figura 3.119: Detalhe dos tubos de refrigeração (em cor rosa) do segundo espelho (fonte: Active Space Technologies).	81
Figura 3.120: Circuito de refrigeração destacado em laranja (fonte: Active Space Technologies).	81
Figura 3.121: Detalhe do primeiro espelho (fonte: Active Space Technologies).	82
Figura 3.122: Proposta de abordagem de fabrico (fonte: Active Space Technologies). 82	
Figura 3.123: Espelho M1 na sua posição (fonte: Active Space Technologies).	83
Figura 3.124: Detalhe dos elementos do primeiro espelho (fonte: Active Space Technologies).	83

Figura 3.125: Detalhe do primeiro espelho montado no DSM Mirrors Cassette (fonte: ATS).	84
Figura 3.126: Detalhe da moldura do espelho, com transparência aplicada para mostrar os canais de refrigeração (fonte: Active Space Technologies).	84
Figura 3.127: Esquema de funcionamento do sistema de limpeza do primeiro espelho (fonte: ITER).	85
Figura 3.128: Bosquejo da união parafusada do espelho, incluindo o casquilho cerâmico (fonte: Active Space Technologies).	86
Figura 3.129: Detalhe da folga entre a moldura e o espelho (fonte: Active Space Technologies).	86
Figura 3.130: Detalhe do tubo coaxial (fonte: Active Space Technologies).	87
Figura 3.131: Detalhe do cabo de RF, representado em cor verde (fonte: Active Space Technologies).	88
Figura 3.132: Segundo espelho montado no DSM Mirrors Cassette (fonte: Active Space Technologies).	88
Figura 3.133: Detalhe do segundo espelho (fonte: Active Space Technologies).	89
Figura 3.134: Base do segundo espelho e detalhe dos tubos de refrigeração (fonte: Active Space Technologies).	89
Figura 3.135: Detalhe dos espelhos M3 e M4 (fonte: Active Space Technologies).	90
Figura 3.136: Detalhe dos espelhos M5 e M6 (fonte: Active Space Technologies).	90
Figura 3.137: Detalhe do shutter (fonte: ITER).	91
Figura 3.138: Detalhe das óticas do interspace (fonte: ITER).	91
Figura 3.139: Esquema simplificado dos componentes do Tritium Monitor (fonte: ITER).	92
Figura 3.140: Vista isométrica do diagnóstico Tritium Monitor e os subsistemas analisados (fonte: Active Space Technologies).	92
Figura 3.141: Fluxo de calor em kW/m ² (fonte: Active Space Technologies).	94
Figura 3.142: Calor gerado internamente (fonte: Active Space Technologies).	94
Figura 3.143: Propriedades mecânicas do AISI 316 L(N)-IG.	95
Figura 3.144: Propriedades do molibdénio.	96
Figura 3.145: Shutter em vista superior (acima) e lateral (abaixo). As setas laranjas mostram os movimentos dos componentes, ilustrando o funcionamento (fonte: ITER).	97
Figura 3.146: Exemplo de flex pivots (fonte: Riverhawk Flex Pivots).	97
Figura 3.147: Modelo simplificado do shutter (fonte: Active Space Technologies).	98
Figura 3.148: Restrições no shutter (fonte: Active Space Technologies).	99
Figura 3.149: Distribuição de temperaturas no shutter em condições de thermal operation (fonte: Active Space Technologies).	99
Figura 3.150: Escâner 2D (fonte: ITER).	100
Figura 3.151: Distribuição de temperaturas no escâner 2D (fonte: Active Space Technologies).	101

Figura 3.152: Diferentes configurações das fixações do espelho e resultados de temperatura e deformação de cada uma delas (fonte: Active Space Technologies). ...	102
Figura 5.1: Distribuição de temperatura no primeiro espelho, incluindo a moldura (fonte: Active Space Technologies).	111
Figura 5.2: Distribuição de temperatura no espelho (fonte: Active Space Technologies).	111
Figura 5.3: Deformação total do conjunto (fonte: Active Space Technologies).	112
Figura 5.4: Deformação total do espelho (fonte: Active Space Technologies).	112
Figura 5.5: Deformação no eixo Z da superfície do espelho (fonte: Active Space Technologies).	113
Figura 5.6: Distribuição de temperatura no conjunto do segundo espelho (fonte: Active Space Technologies).	114
Figura 5.7: Distribuição de temperatura no segundo espelho isolado (fonte: Active Space Technologies).	114
Figura 5.8: Deformação total do conjunto do segundo espelho (fonte: Active Space Technologies).	115
Figura 5.9: Deformação total do segundo espelho isolado (fonte: Active Space Technologies).	115
Figura 5.10: Deformação da superfície do segundo espelho segundo a sua normal (fonte: Active Space Technologies).	116
Figura 5.11: Distribuição de temperaturas na bancada ótica (fonte: Active Space Technologies).	117
Figura 5.12: Deformação total da bancada (fonte: Active Space Technologies).	117
Figura 5.13: Deformação da bancada segundo o eixo X (fonte: Active Space Technologies).	118
Figura 5.14: Deformação da bancada segundo o eixo Y (fonte: Active Space Technologies).	118
Figura 5.15: Deformação da bancada segundo o eixo Z (fonte: Active Space Technologies).	118
Figura 5.16: Ilustração do fenómeno da dispersão (fonte: Internet).	122
Figura 5.17: Representação da dispersão (fonte: Internet).	122
Figura 5.18: Exemplo de medições de espectros a diferentes temperaturas (fonte: (Hutchinson, 2002).	126
Figura 5.19: Sistema de referência adotado na equação que define a dispersão tipo Thomson (fonte: (Beausang, 2011)).	126
Figura 5.20: Descomposição de um feixe de luz branca no espectro visível (fonte: (NASA, s.d.)).	128
Figura 5.21: Espectro eletromagnético completo (fonte: (NASA, s.d.)).	128
Figura 5.22: Exemplo de espectro de emissão (fonte: (NASA, s.d.)).	129
Figura 5.23: Exemplo de espectro de emissão e a sua fonte (fonte da imagem: (NASA, s.d.)).	129

Figura 5.24: Exemplos de espectro de absorção (fonte: (NASA, s.d.)).	129
Figura 5.25: Representação do átomo de hidrogénio segundo o modelo de Bohr (By JabberWok at the English language Wikipedia, CC BY-SA 3.0, https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=2639910).	131
Figura 5.26: Exemplos de espectros obtidos na experiência no PDX (fonte: (Jaehnig, Fonck, Ida, & Powell, 1985)).	132
Figura 5.27: Esquema de funcionamento do CXRS (fonte: (ITER)). O exemplo de espectro corresponde ao íon C VI, e foi obtido no reator TEXTOR.	133
Figura 5.28: Simulação do espectro de He II e Be IV, e a presença de ruído no sinal (ITER).	134

ÍNDICE DE QUADROS

Quadro 3.1: Carga térmica devida à radiação para os diferentes materiais.....	72
Quadro 3.2: Combinações de cargas.	93
Quadro 3.3: Valores de aceleração no evento SL-2.	95
Quadro 5.1: Resultado da análise do primeiro espelho.	113
Quadro 5.2: Resumo dos resultados do segundo espelho.....	116
Quadro 5.3: Resultados da análise da bancada ótica.	119
Quadro 5.4: Resultados da análise do shutter.....	119
Quadro 5.5: Resultados do escâner 2D.....	120

SIMBOLOGIA

$\frac{d^2 P}{d \Omega_s d \omega_s}$	Portência dissipada na dispersão de uma onda em função do ângulo sólido e da frequência angular
$\langle S_i \rangle$	Média do vetor de Poynting
2D	Desenho técnico
3D	Modelo tridimensional
a	Raio menor do Tokamak
A	Iões no plasma
Ar XVIII	Isótopo de Árgon
B ¹⁰	Isótopo do Boro
Be IV	Isótopo de Berílio
C VI	Isótopo de Carbono
CoG	Centro de gravidade
d	Distância entre o ponto a estudar e o DFW
E	Módulo de elasticidade (resistência de materiais)
E	Nível energético (física de partículas)
E _p	Energia do fóton
f	Flecha máxima
F	Força aplicada ou suportada pelo componente
f(β)	Distribuição da velocidade relativista dos eletrões
h	Constante de Planck
ħ	Constante de Planck reduzida
H ⁰	Átomo neutro do hidrogénio
He II	Isótopo de hélio
He ⁺	Íon de hélio
He ⁴	Isótopo de Hélio
I	Momento de inércia
k	Número de onda
L	Comprimento da viga
L	Momento angular
Li ⁷	Isótopo de Lítio
m	Índice de dispersão
m, n	Órbitas dos eletrões num átomo (espectrografia)

m_0	Índice de refração da vizinhança em fenómenos de dispersão
m_0c^2	Energia do elétron
MOS_u	Margem de segurança na carga de rotura
MOS_y	Margem de segurança na carga de cedência
n	Refração da luz
$Ne X$	Isótopo de néon
O^{x+}	Íon de oxigénio (onde $X+$ representa o valor da carga do íon)
P_0	Fluxo de calor na superfície do DFW
P_1	Fluxo de calor no ponto a estudar
r	Raio equivalente da abertura do DFW
R	Raio maior do Tokamak
R	Constante de Rydberg
r_e	Raio do elétron
R_H	Constante de Rydberg para o hidrogénio
T_b	Temperatura dos iões
w	Frequência angular
α	Parâmetro adimensional que define o tamanho da partícula nos fenómenos de dispersão
β_i, β_s	Componentes da velocidade do elétron
ΔT	Incremento de temperatura
λ	Comprimento de onda
λ_0	Comprimento de onda no vácuo
φ	Ângulo entre a trajetória incidente e a dispersada

ABREVIATURAS

AST	Active Space Technologies S.A.
CAD	Computer Aided Design
CAE	Computer Aided Engineering
CDR (ITER)	Conceptual Design Review
CDR (Projetos de espaço)	Critical Design Review
CNC	Computer Numerical Control
CoG	Center of Gravity
CPTSS	Core Plasma Thomson Scattering System
CTE	Coefficient of Thermal Expansion
CXRS	Core eXchange Recombination Spectroscopy
DFW	Diagnostic First Wall
DNB	Diagnostic Neutral Beam
DSM	Diagnostic Shielding Module
DW	Dead Weight
FEM	Finite Element Method
GFRP	Glass Fiber Reinforced Plastic
ISO	International Organization for Standardization
KIT	Karlsruhe Institute of Technology
MLI	Multi-layer Insulator
NBI	Neutral Beam Injection
PLM	Product Life Management
QMS	Quality Management System
RFH	Radio Frequency Heating
SAE	Society of Automotive Engineers
SL-1	Seismic Load - 1
SL-2	Seismic Load - 2
SMHV	Séismes Maximaux Historiquement Vraisemblables
THB	Thermal Baking
THO	Thermal Operation
VDE	Vertical Displacement Event

DEFINIÇÕES

Cross Section	<p>Área no plano normal à direção da radiação incidente que intercepta a mesma potência que emite a partícula que causa a dispersão.</p> <p>É uma forma de medir a hipótese do fenômeno da dispersão acontecer.</p>
Payload	<p>Numa missão espacial, é o componente mais importante da missão.</p>
Pulverização catódica	<p>Técnica que consiste na remoção de partículas de uma superfície por meio de íons altamente energizados que são bombardeados sobre a superfície alvo. Embora na indústria é uma técnica utilizada para a deposição de material sobre um substrato, no ITER é utilizada para remover partículas aderidas à superfície refletora do espelho.</p>
Thermal Baking	<p>Processo que consiste em injetar água sob pressão pelos circuitos de canais de arrefecimento dos componentes e aumentar a temperatura gradualmente até os 240°C. É um processo de limpeza que ajuda a remover os resíduos das paredes do reator. Não há plasma durante o processo de baking.</p>
Thermal Operation	<p>Condições normais de operação do plasma. A água é injetada pelas condutas de refrigeração a 4 MPa e 70°C.</p>
Vetor de Poynting	<p>Vetor que representa a densidade direcional do fluxo de energia, a quantidade de energia transferida por unidade de área, em Watts por metro quadrado [W/m^2] de um campo eletromagnético.</p>

1 INTRODUÇÃO

Antes de tirar o mestrado em Equipamentos e Sistemas Mecânicos, tirei o curso de Engenharia Mecânica na Universitat Politècnica de València, na especialidade de Engenharia do Produto.

A estrutura deste curso é pré-Bolonha, estando planeado para ser um curso de 5 anos. O conteúdo dos primeiros três anos e meio é comum para todos os alunos, sendo no último ano e meio onde o aluno estuda as disciplinas relativas à especialidade escolhida. No meu caso, a escolha foi Engenharia do Produto. Esta especialidade está orientada ao desenho e produção de bens de consumo, e caracteriza-se por ter uma mistura de disciplinas de diferentes áreas, nomeadamente desenho industrial, engenharia mecânica e gestão.

Porém, desde que comecei a trabalhar na Active Space Technologies como estagiário tenho desenvolvido tarefas de engenharia mecânica. A falta de conhecimentos e formação em certas matérias levou-me à resolução de tirar o mestrado para complementar a minha formação prévia.

2 ACTIVE SPACE TECHNOLOGIES S.A.

A Active Space Technologies S.A. é uma empresa situada em Coimbra que oferece serviços de engenharia nos sectores do espaço, aeronáutico, grandes instalações de pesquisa, defesa e indústria.



Figura 2.1: Logotipo da Active Space Technologies.

As principais competências da empresa são nos campos da engenharia mecânica (desenho CAD, análise estrutural e térmica, maquinação de precisão, montagens e testes), engenharia eletrónica (automatismos, sistemas de instrumentação e controlo) e apoio na gestão e desenvolvimento de projetos (quality assurance, project management, etc). A especialidade da Active Space Technologies é o desenvolvimento de soluções customizadas segundo os requisitos do cliente num curto prazo, garantindo a máxima qualidade, e abrangendo desde a fase de desenho conceptual até a integração e testes do produto final.

A Active Space Technologies foi criada no ano 2004 e desde então tem trabalhado principalmente nos setores aeronáutico e do espaço. Porém, a estratégia nos últimos tempos é aumentar a presença em outros setores como a indústria ou o setor energético. Esta diversificação tem sido apoiada por um aumento do número de funcionários, contratando novos colaboradores com diferentes perfis e formações e a aquisição de novo equipamento. Esta renovação foi completada no ano 2014 com a mudança às novas instalações na zona industrial de Taveiro.



Figura 2.2: Instalações da Active Space Technologies S.A.

3 PROJETOS

Esta secção apresenta os projetos mais importantes em que tenho trabalhado nos últimos anos, ilustrando a descrição com imagens. Os projetos aparecem por ordem cronológica.

3.1 Seosat SM (Structural Model)

O Seosat é um satélite espanhol que tem como missão principal a obtenção de imagens de alta resolução da península ibérica. Além do payload, o satélite tem integrado vários instrumentos que trabalham de maneira independente à payload principal. Cada um destes instrumentos é considerado como um projeto independente e é gerido por empresas ou equipas de trabalho independentes.

É importante salientar que um projeto de um instrumento para espaço tem habitualmente várias fases na sua evolução. Cada fase apresenta um desenho mais evoluído do que a anterior, com mais funcionalidades e mais semelhante ao modelo final (modelo de vôo). O modelo obtido em cada uma é submetido a diferentes testes em condições piores das que o instrumento irá suportar na sua missão.

No caso do Seosat, o papel da Active Space Technologies foi desenhar e construir o primeiro modelo de testes de um dos instrumentos, um telescópio. Este instrumento consistia em duas unidades, o instrumento propriamente dito (Telescope Assembly ou TA) e a caixa de controlo do instrumento (Electronics Assembly ou EA). Esta caixa continha parte da eletrónica que fazia funcionar o instrumento.

Nesta primeira fase, o modelo é chamado modelo estrutural ou Structural Model (SM), e a sua função é replicar o comportamento dinâmico do modelo real. Para atingir esse objetivo, a geometria básica, massa e posição do centro de gravidade do modelo real é replicada bem como a interface mecânica com o satélite (numero, diâmetro e posição dos furos de fixação). Estes modelos são importantes para a missão além dos testes a que foram submetidos, já que se por alguma causa não puder haver modelo de vôo deste instrumento, estes modelos de teste serão montados no satélite.

O envelope do TA (volume máximo do instrumento) é um paralelepípedo reto, com uma base de 410 x 265 mm (comprimento x largura), e uma altura de 207 mm, montado sobre uma série de “patas” que ligam o modelo ao satélite.

O desenho final consistiu numa baseplate montada sobre as patas de interface e um bloco aparafusado sobre dita baseplate. A posição do bloco e as suas dimensões definia a massa e o CoG. Tanto a baseplate como o bloco foram fabricados em alumínio 5083 H111, enquanto as patas foram feitas em titânio. Este alumínio é um alumínio comum em termos de mercado e que se facilmente maquinável. O titânio, por outro lado, é um material menos comum mas apresenta-se como o metal mais usado para aplicações estruturais em projetos espaciais pela sua boa relação entre densidade e resistência.

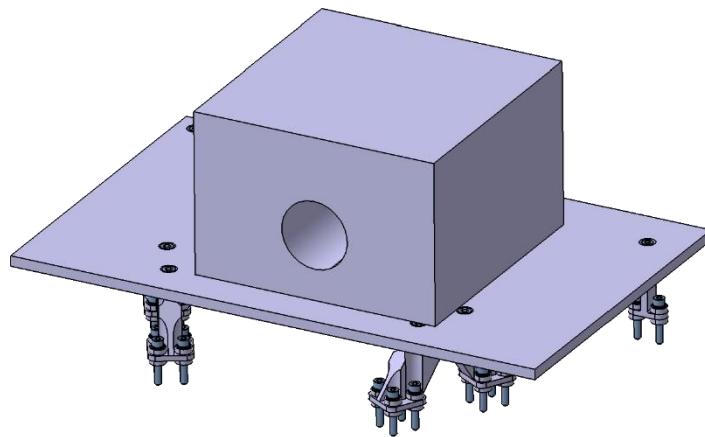


Figura 3.1: Modelo do TA (fonte: Active Space Technologies).

Por sua vez, o EA era uma caixa, um paralelepípedo de 245 x 154 x 120 mm, incorporando a interface mecânica.

O desenho neste caso foi aproximado a um paralelepípedo reto com duas flanges que incorporam a interface mecânica com o satélite. O modelo tinha dois furos passantes para atingir a massa e a posição do CoG. O modelo foi fabricado também em Al 5083 H111.

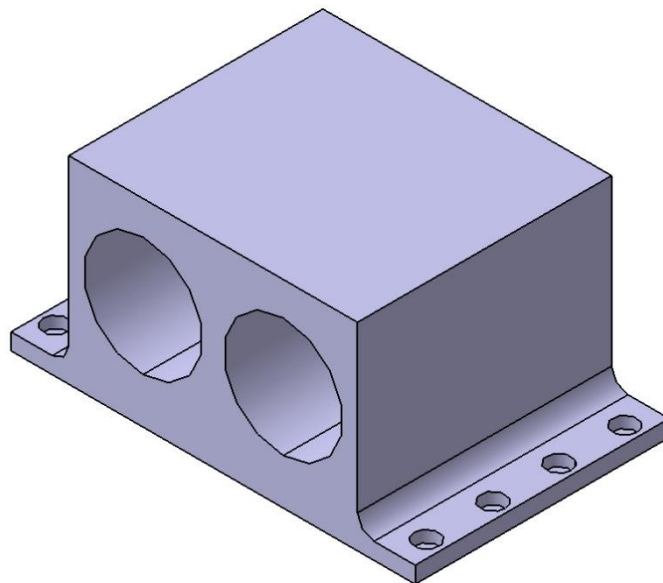


Figura 3.2: Modelo CAD do modelo estrutural do EA (fonte: Active Space Technologies).

As minhas tarefas neste projeto foram o desenho CAD dos modelos em 3D e preparação dos 2D para fabrico, preparação de documentação técnica do projeto, procurement, trato com o cliente, montagem dos modelos e suporte ao cliente na entrega final.

O software escolhido para o desenho CAD dos modelos foi o CATIA V5, da Dassault Systemes. Embora eu já tivesse experiência com este software, foi o meu primeiro

desenho num âmbito profissional. Também aprendi fazer 2D para fabrico, e trabalhei na documentação técnica dos modelos.

O principal problema neste projeto foi que durante os testes de vibração, o dummy model do EA desenvolveu uma fenda que acabou por ser fatal na união entre uma das flanges e o bloco. Isto foi um erro de desenho por não ter deixado um raio de concordância nessa aresta, atuando como concentrador de tensões e eventualmente partindo a peça.

O modelo foi corrigido e fabricado de novo, superando os testes de vibração sem problemas.

3.2 Delicat

Delicat é um acrónimo que significa Demonstration of LIDAR based Clear Air Turbulence. É um dispositivo desenhado para detetar turbulências conhecidas como Clear Air Turbulence, que se produzem em zonas de céu aberto sem causa aparente. Este fenómeno não pode ser detetado pelos radares convencionais, pelo que é um grande risco para os aviões e a passagem e tripulação.

O objetivo do projeto é validar a eficácia da tecnologia LIDAR (semelhante ao RADAR mas com luz e não com ondas de som) para detetar este fenómeno meteorológico. Esta validação baseia-se na comparação dos dados obtidos com este aparato e dos dados obtidos pelos diferentes sensores da aeronave (velocidade do ar, aceleração, temperatura, etc). Esta tecnologia já demonstrou ser eficaz em dispositivos de curto alcance (até 300 m de distância), e com este projeto procura-se validar o conceito para um alcance maior (até 30 km).

O dispositivo LIDAR funciona emitindo um feixe de luz que é projetado no sentido do voo do avião. Estes feixes de luz são refletidos nas partículas em suspensão no ar e dispersados. Os feixes que voltam na direção do avião são captados pelo aparato e analisados, obtendo informação da velocidade e direção do vento.

O feixe de luz é emitido por uma unidade Laser e é projetado no exterior por um scanner, um sistema de espelhos móveis que varrem o espaço a frente do avião. Quando o feixe chega ao aparato, é captado pelo scanner e é guiado até o conjunto ótico até chegar ao sensor no fim do percurso.

No caso deste projeto, o scanner e a unidade laser formavam uma unidade, enquanto o conjunto ótico e o telescópio que capta o feixe da luz integra outra unidade diferente.

O papel da Active Space Technologies foi desenhar a parte mecânica da unidade do telescópio e conjunto ótico, fabricá-la e fazer a montagem. O projeto foi desenvolvido em parceria com outras empresas, responsáveis por outros aspetos do projeto como o desenho ótico, a campanha de testes, etc.

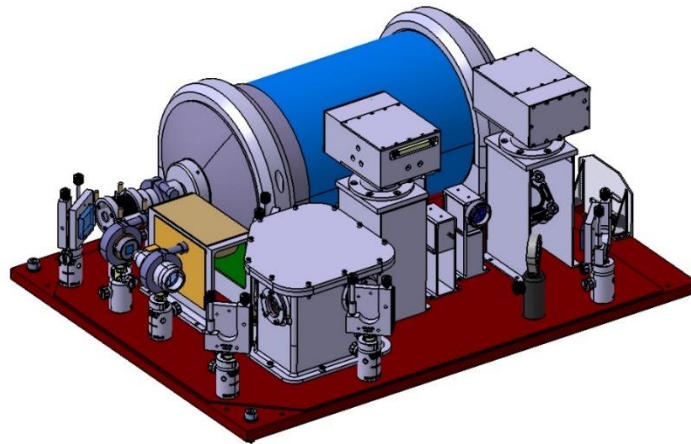


Figura 3.3: Vista geral da unidade do telescópio e conjunto ótico (fonte: Active Space Technologies).

A minha contribuição para o projeto no início foi a montagem do aparato, já que quando cheguei à empresa o desenho já tinha sido fechado e aprovado pelo cliente. Após a entrega do aparato e a execução da primeira ronda de testes, o desenho de algumas peças foi atualizado. Essa parte do desenho já foi responsabilidade minha, junto com a produção dos 2D para fabrico.

Com este projeto ganhei experiência na utilização do software de desenho e na criação de 2D para fabrico, e tive de manter uma comunicação fluida com os parceiros e o cliente para garantir que as alterações nas peças ficavam de acordo aos seus inputs.

Além disso, também ganhei experiência na integração de sistemas. Para um desenhador, ter experiência nestas atividades é importante porque ajuda ter uma visão global da peça ou do sistema, desde a concepção até o fabrico e a montagem. Sem esta visão, o desenhador pode cometer o erro de desenhar peças que depois não podem ser fabricadas ou integradas no sistema.



Figura 3.4: Imagem do sistema real (fonte: Active Space Technologies).

Um exemplo desta experiência adquirida foi o desenho da caixa pressurizada. Este componente contém dois etalons, uns componentes óticos que fazem a função de filtros, deixando passar só a luz de um determinado comprimento de onda. Na descrição do projeto Greenwake neste mesmo documento encontra-se mais informação sobre este tipo de componentes.

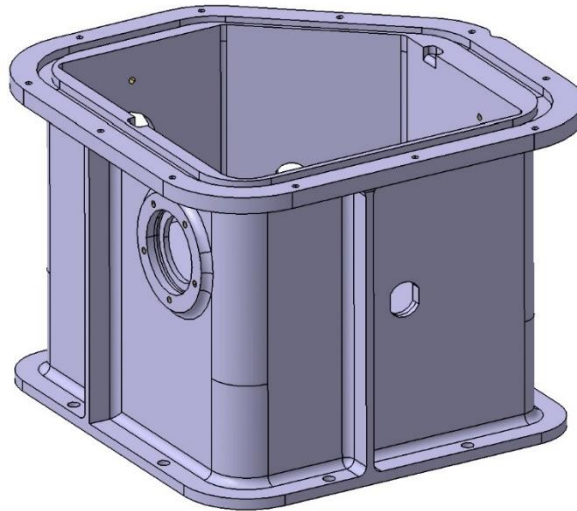


Figura 3.5: Modelo CAD da caixa pressurizada (fonte: Active Space Technologies).

Os etalons precisam de trabalhar em condições de vácuo e temperatura controlada. Um anel de borracha entre a tampa e a flange de fixação da tampa fazia a função de vedante, e o ar era extraído por meio de um fitting habitual em instalações pneumáticas ou que trabalham com gases. O modelo de fitting foi fornecido por um parceiro do projeto, um modelo que tinha rosca NPT, caracterizada por ser uma rosca cônica. Eu cometi o erro de não reparar na conicidade, e já que a parede da caixa era de só 3 mm de espessura, apenas um ou dois fillets roscavam na caixa. Isto fazia que o apoio do fitting não fosse adequado e não houvesse vedação. O problema foi resolvido com uma porca da mesma rosca montada no interior da caixa, e fita de teflon em ambos os dois lados para evitar fugas.



Figura 3.6: Detalhe do fitting montado na caixa após a correção do erro (fonte: Active Space Technologies).

3.3 Greenwake

O projeto Greenwake tem como objetivo desenvolver um sistema de detecção e medição de fenómenos meteorológicos como vórtices ou o fenómeno conhecido como windshear, num alcance de 50-100 m na direção de voo do avião. Esta distância corresponde a uma região de ar que fica suficientemente perto do avião tal que permite assumir que as características do vento se mantêm constantes, mas com o tamanho suficiente para permitir a ativação dos sistemas de controlo da aeronave de modo a compensar os efeitos dos fenómenos já nomeados.

Ditos fenómenos podem representar um grande risco para a passagem do avião e para a tripulação especialmente durante a decolagem e a aterragem, onde a hipótese de recuperação em caso de perda do controlo são mínimas.

O objetivo final do projeto é desenvolver um sistema que possa ser integrado em aviões comerciais e desenvolver a maneira de transmitir à tripulação do avião a informação relativa às condições meteorológicas. Para atingir este objetivo é necessário criar primeiro um protótipo para testar os componentes e a configuração, para uma vez validado o conceito, desenvolver o modelo definitivo.

O dispositivo foi desenvolvido em parceria com outras empresas. O papel da Active Space Technologies neste projeto foi o desenho e fabrico da parte mecânica do primeiro protótipo, que seria instalado nas cabeceiras das pistas de aterragem dos aeródromos / aeroportos para medir e estudar as condições meteorológicas nesse ambiente. A minha contribuição ao projeto foi o desenho CAD (3D e 2D para fabrico) e a montagem do bracket de suporte da unidade laser.

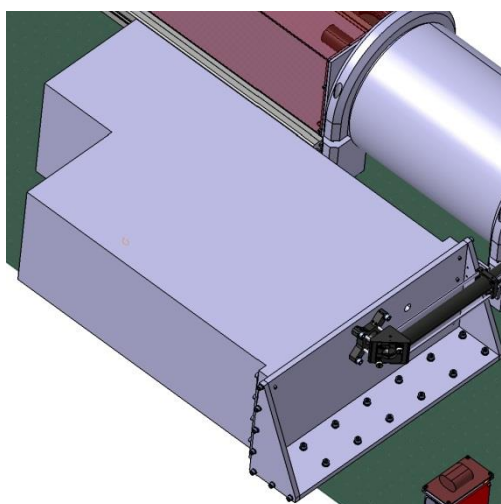


Figura 3.7: Vista de detalhe da unidade laser (fonte: Active Space Technologies).

O instrumento está baseado na tecnologia Doppler LIDAR. Um instrumento LIDAR funciona emitindo um feixe de luz à atmosfera (geralmente um laser). A radiação dispersa-se quando incide nos aerossóis e partículas em suspensão no ar e volta à fonte de emissão. Medindo o tempo que demora o sinal a voltar à fonte, podemos determinar a

distância das partículas com respeito a origem do sinal. Estas partículas e aerossóis se vem facilmente afetadas pelo vento, pelo que analisando as distâncias em cada momento podemos obter o padrão de circulação do vento na zona de estudo.

Este primeiro protótipo integra desde a fonte emissora de luz até os sensores que captam o feixe quando este volta ao aparato. A unidade laser emite feixes de luz que são projetados no exterior pelo scanner. O feixe de luz incide nas partículas e aerossóis no ar e é captado pelo scanner, o qual guia o feixe até o telescópio onde ondas de luz são concentradas. A partir de aí o feixe atravessa o conjunto ótico e chega aos sensores CCD montados no fim do percurso.

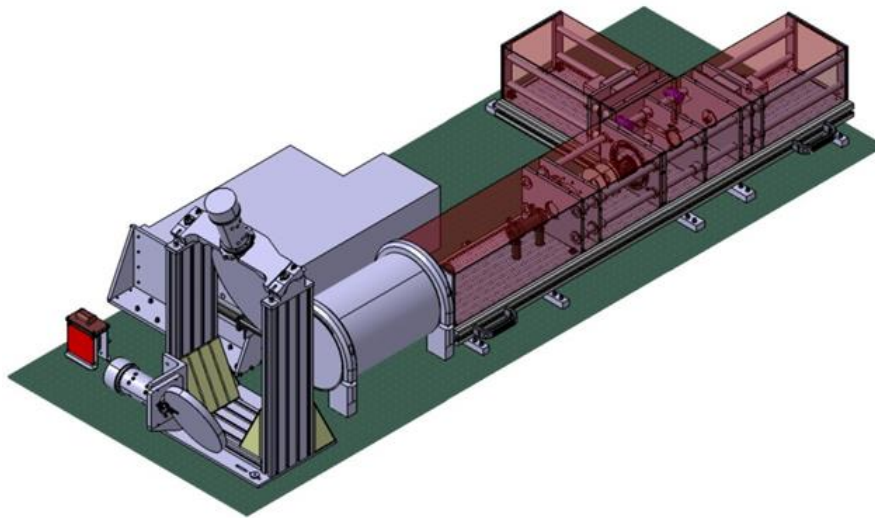


Figura 3.8: Modelo CAD do sistema, com a tampa montada (fonte: Active Space Technologies).

A performance do sistema depende em grande parte do desenho ótico, tanto nos próprios elementos como na sua disposição. Este desenho foi responsabilidade de um dos parceiros do projeto, especializado nesta área. Relativamente aos componentes do sistema, há dois que destacam sobre o resto, que são a unidade laser e o telescópio.

A unidade laser foi desenvolvida por um dos parceiros do projeto, sendo para nós uma caixa preta da qual só nos interessava a interface mecânica e qualquer característica que tivesse influência na integração no sistema. Por outro lado, o telescópio é um componente comercial da marca Meade (modelo LXD 75). Igualmente ao que acontece com a unidade laser, para nós o importante era a interface mecânica e a integração do componente no sistema.

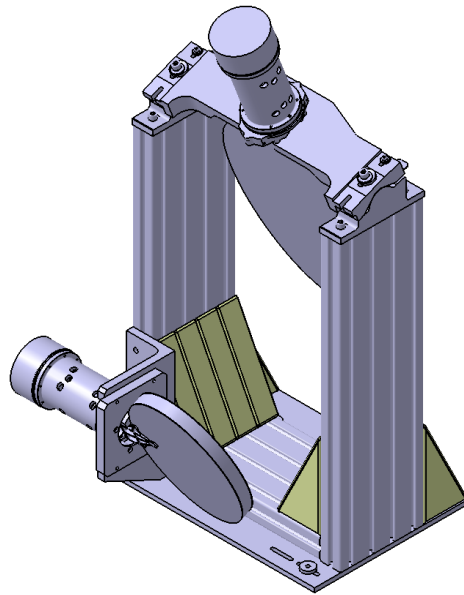


Figura 3.9: Modelo CAD do sub-assembly do scanning system (fonte: Active Space Technologies).



Figura 3.10: Imagem comercial do telescópio utilizado no projeto (fonte: MEADE).

Os componentes do sistema estão montados numa baseplate construída com perfis de alumínio comerciais montados sobre vigas transversais. O número de vigas necessárias foi calculado impondo uma flecha máxima admissível de 2 microns. Assumindo um caso de uma viga bi-apoiada com uma carga uniforme:

$$f \leq \frac{F \cdot L^3}{48 \cdot E \cdot I} \quad (1)$$

Onde f é a flecha máxima, F a força suportada pela peça, L o comprimento da viga, E o módulo de elasticidade do alumínio e I o momento de inércia da secção do perfil.

A força suportada pelas vigas é simplesmente o peso dos componentes montados na base, que no total somam 52,29 kg. Segundo os dados do fabricante do perfil utilizado, o

momento de inércia é de 118 cm^4 e o módulo de elasticidade do alumínio utilizado é de 70 GPa .

Substituindo estes valores na expressão anterior, temos que:

$$0,002 \leq \frac{(52,294 \cdot 9,81) \cdot L^3}{48 \cdot 70 \cdot 10^3 \cdot 0,118 \cdot 10^4} \quad (2)$$

Onde $L = 536 \text{ mm}$. Este comprimento é a distancia máxima entre apoios na base de perfis.

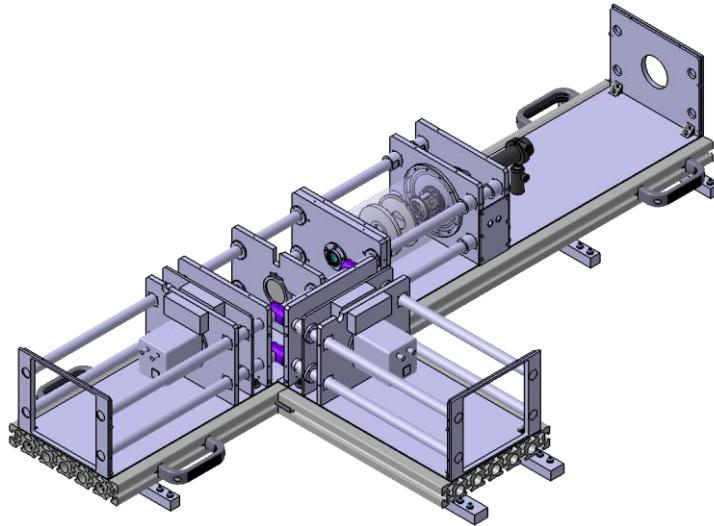


Figura 3.11: Conjunto de componentes óticos (fonte: Active Space Technologies).

Este conjunto ótico caracteriza-se por ter uma estrutura de barras de aço que permite deslocar os diferentes elementos e otimizar o funcionamento do dispositivo. Os componentes óticos estão integrados em peças de alumínio que deslizam sobre as barras de aço. Todas estas peças de alumínio têm casquilhos de bronze para reduzir o atrito. Isto é importante porque num dispositivo ótico é habitual trabalhar com tolerâncias de microns, pelo que qualquer atrito no movimento das peças pode ter uma grande influência no alinhamento das óticas.

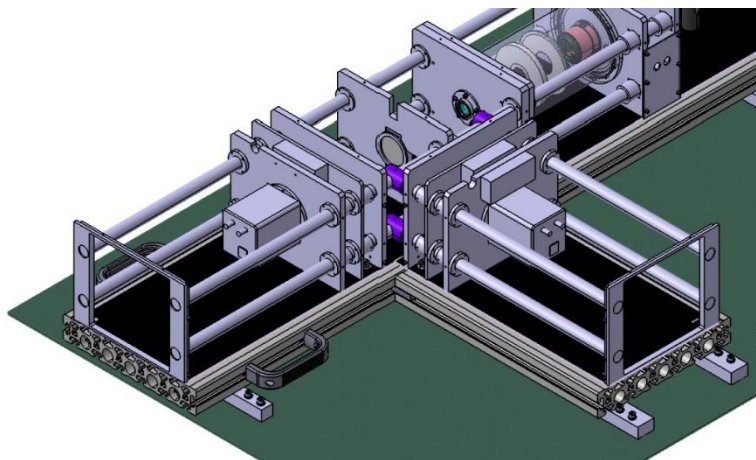


Figura 3.12: Modelo CAD da estrutura de barras do conjunto ótico (fonte: Active Space Technologies).

Além dos detetores (câmaras CCD), o componente mais importante do conjunto ótico é a caixa pressurizada e os interferómetros Fabry-Perot. Este componente, também conhecido como etalon, é um componente ótico cujas superfícies são tratadas para deixar passar as ondas de luz com o comprimento de onda desejado, pelo que funcionam a modo de filtro. O etalon utilizado é do tipo thermally tuned, o que significa que são muito sensíveis às mudanças de temperatura. É por isso que estes componentes foram instalados numa caixa pressurizada que permitia manter a temperatura e a pressão constantes.

Os etalon vão montados numa estrutura onde apoiam em três pontos na parte de cima e na de baixo. Cada ponto de apoio consiste numa peça que tem uma face plana em contacto com o etalon e uma ponta arredondada. Este extremo arredondado permite a rotação da peça mantendo o contacto com o etalon.

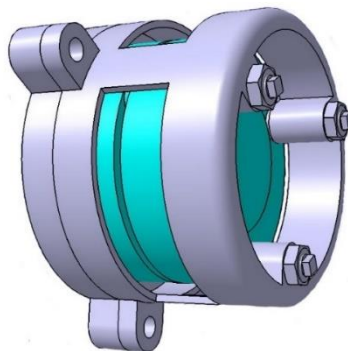


Figura 3.13: Vista geral de um etalon montado na sua frame (fonte: Active Space Technologies).

Na parte superior da estrutura temos três parafusos que empurram esta peça contra o etalon, garantindo que o etalon fica fixado. Ajustando cada parafuso da parte superior podemos ajustar e calibrar a posição do etalon e o seu alinhamento com o feixe ótico. As restantes peças na parte superior são apenas uma anilha cónica e um disco, que garantem um apoio perfeito entre a peça e o disco.

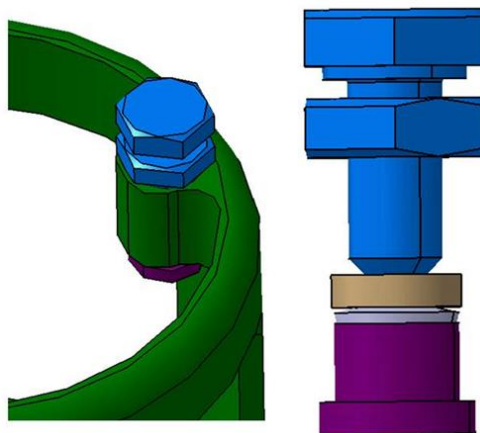


Figura 3.14: Detalhe dos elementos de fixação do etalon (fonte: Active Space Technologies).

Tanto a estrutura como todas as peças antes comentadas estão fabricadas em Invar, uma liga de Ni que se caracteriza pelo seu baixo CTE, e zincadas em preto para evitar reflexos não desejados.

A estrutura do etalon vai montada sobre uma peça de aço inox SS 316, que serve de interface a uma peça cilíndrica de alumínio que envolve o etalon. Sobre esta peça cilíndrica vai enrolado um fio de cobre que funciona como resistência. Esta envoltura, anodizada em preto por questões óticas, transmite calor ao etalon, garantindo uma temperatura constante.

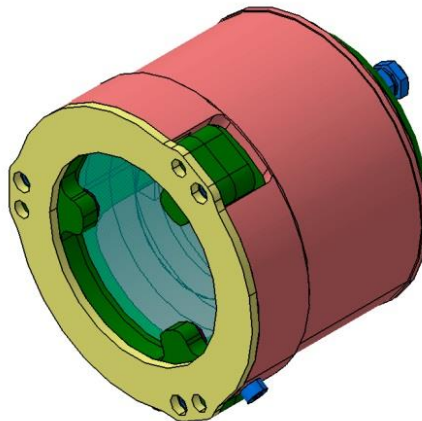


Figura 3.15: Pormenor da base de aço inox. SS 316 (peça amarela) e envoltura de alumínio (peça rosa) (fonte: Active Space Technologies).

Na caixa pressurizada vão montados duas unidades do etalon, separados por dois discos de PVC que funcionam como barreira térmica, criando dois espaços independentes. Além destes discos, uma peça de teflon entre a estrutura do etalon e a tampa da caixa evita o fluxo de calor entre a caixa e o etalon.

A caixa consiste num corpo cilíndrico e duas tampas que o fecham. As tampas também servem de interface com a estrutura de barras. As tampas incorporam uma janela, e uma delas também incorpora a válvula necessária para extrair o ar do interior da caixa para criar o vácuo e os conectores para alimentar o sistema de aquecimento dos etalon. Para garantir a estanqueidade da caixa, foram montados O-rings entre as tampas e o corpo da caixa e entre as janelas das tampas e as próprias tampas.

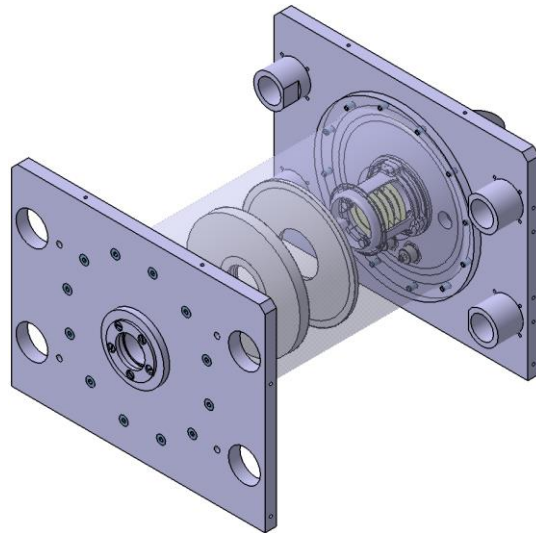


Figura 3.16: Detalhe da caixa pressurizada (fonte: Active Space Technologies).

Este foi o primeiro projeto que comecei desde o início. Como desenhador foi um avanço importante já que tive a oportunidade de trabalhar com um grande assembly desde o zero, e tive de aprender gerir um desenho CAD com um grande número de peças.

Isto também me ajudou como engenheiro porque me fez pensar no sistema global, no conjunto, e não só nos componentes individuais. Aprendi a gerir o meu tempo como desenhador e priorizar os aspetos mais importantes do desenho sobre outros secundários.

Além destes aspetos, com este projeto ganhei mais experiência na utilização do software de desenho e na criação de desenhos 2D para fabrico, com peças complexas e tolerâncias apertadas.

3.4 Seosat STM (Structural Thermal Model)

O Seosat STM foi a continuação do projeto Seosat SM, projeto já comentado anteriormente.

Esta nova fase partia da ideia de desenvolver o desenho para fazê-lo mais semelhante ao modelo de voo. O desenho seria muito mais evoluído e complexo, incorporando todos os subsistemas que integram o modelo definitivo e incorporando o desenho ótico definitivo. Estes subsistemas seriam evoluções mais ou menos avançadas dos desenhos finais.

Este modelo seria submetido a novos testes de vibrações além de testes térmicos e testes óticos. O ponto de partida desta nova fase do projeto foi um desenho CAD do instrumento que foi entregue pelo cliente. Este desenho CAD estava muito avançado, mas ainda precisava de muito trabalho para poder ser fabricado e integrado.

Igualmente ao Greenwake, este instrumento é um instrumento ótico, e o desenho dos componentes mecânicos está baseado e fortemente influenciado pelo desenho das óticas. O caminho ótico (percurso da luz) determina a posição e distribuição dos elementos do instrumento, enquanto os espelhos e lentes marcam o desenho dos suportes e resto de componentes mecânicos.

Os trabalhos na parte ótica evoluíram em paralelo com o desenho mecânico, sendo isto um grande desafio e um dos maiores problemas. Idealmente, o desenho mecânico só devia prosseguir uma vez estivesse garantido que o desenho ótico tinha sido fechado. Porém, isto não aconteceu, e mesmo quando chegou ao fim do projeto grande parte do desenho ótico não tinha sido fechado, o que levou a que vários dos componentes não estivessem definidos e que vários dos subsistemas estivessem longe de estar acabados.

A ideia inicial dos gestores do projeto era substituir os componentes óticos por blocos de alumínio para evitar danificá-los nos testes mais agressivos, e só utilizar os componentes reais nos testes óticos. Por tanto, todos os subsistemas cujo desenho ótico não foi acabado só receberam os blocos de alumínio e não as óticas. O espectrómetro do espectro visível foi o único componente cujo desenho ótico ficou fechado.

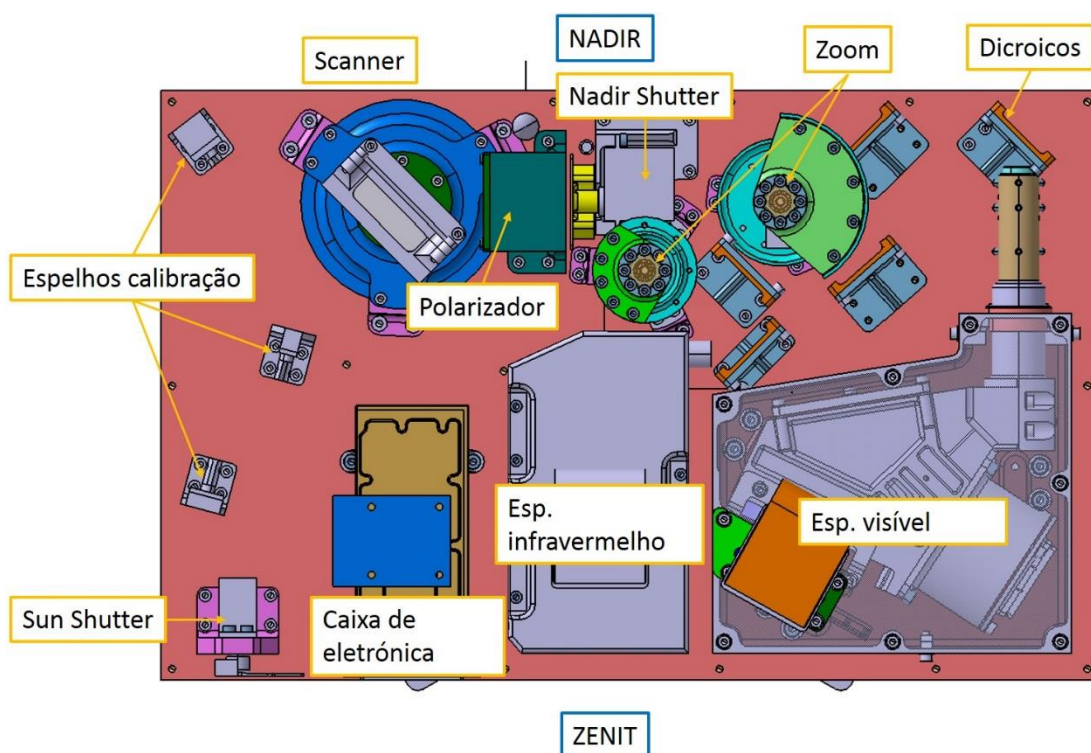


Figura 3.17: Desenho ótico do telescópio (Fonte: Active Space Technologies).

O telescópio desta vez já tinha a geometria do modelo de voo, sendo o envelope um paralelepípedo de 410 x 265 mm de base. Uma das faces do telescópio ficaria permanentemente orientada face a Terra (nadir), enquanto a cara oposta estaria sempre orientada ao sol (zenit). O instrumento tem dois modos de funcionamento: modo de calibração e modo operativo.

No modo de calibração, a luz entra pela face orientada ao sol e é guiada pelos espelhos até um pequeno sensor que iria montado no topo do primeiro espelho de calibração. Nesta fase do projeto o sensor não foi incorporado no sistema. Durante o funcionamento neste modo, o sun shutter está aberto para permitir a entrada da luz, enquanto o nadir shutter está fechado para evitar a entrada da luz na câmara dos espectrómetros.

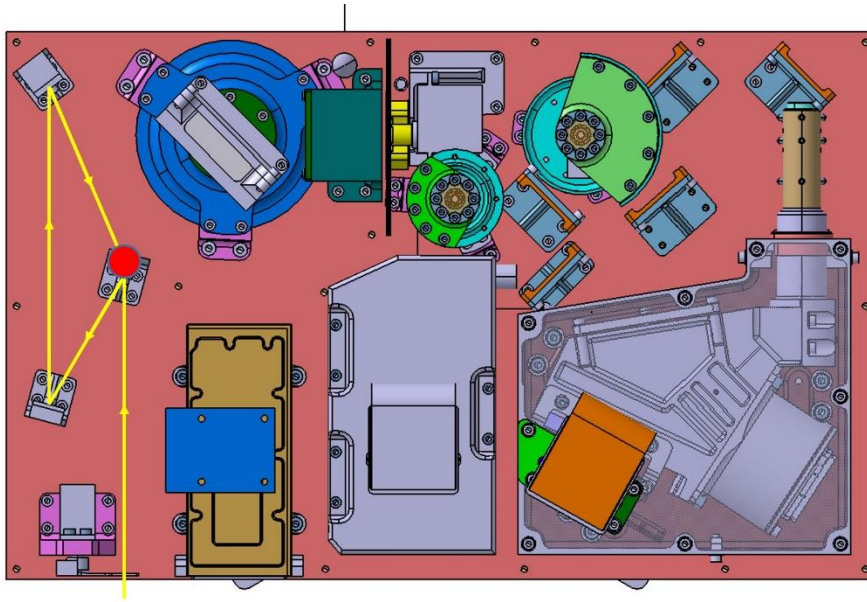


Figura 3.18: Trajetória da luz no modo de calibração (fonte: Active Space Technologies).

No modo de funcionamento nominal, a luz entra pela face orientada à Terra. O sun shutter está fechado enquanto o nadir shutter está aberto, permitindo a entrada da luz na câmara dos espectrômetros. O scanner funciona fazendo um varrimento para captar a luz e orientá-la para o polarizador. Depois de atravessar o polarizador, o feixe de luz entra numa segunda câmara, passando pelo subsistema de zoom e os dioicos até chegar aos espectrômetros. Estes instrumentos são o componente mais importante do instrumento, e foram a principal prioridade no projeto.

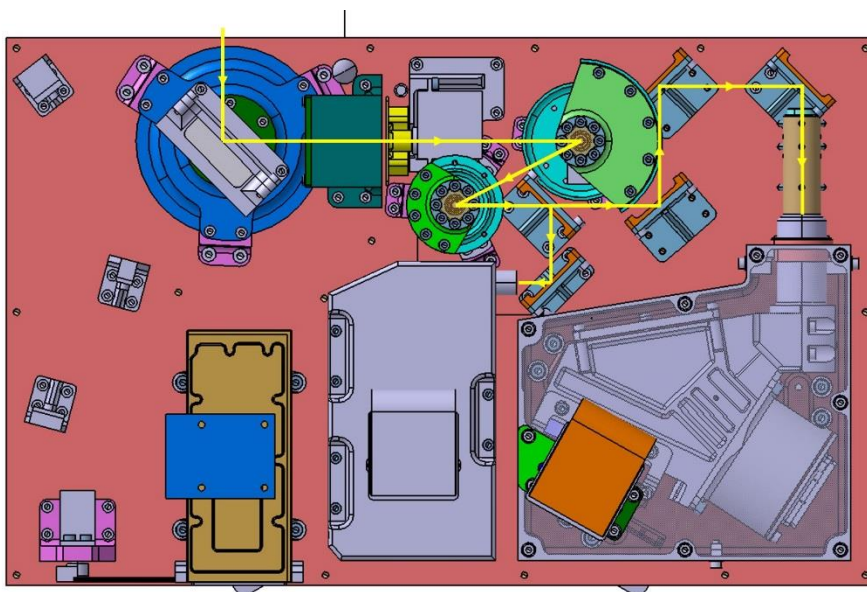


Figura 3.19: Trajetória da luz no modo operacional (fonte: Active Space Technologies).

Os espelhos de calibração guiam o feixe de luz até o polarizador. Porém, o desenho óptico dos espelhos não foi fechado, e foram substituídos por peças de alumínio que replicavam

a geometria. Os suportes desenhados para estes componentes consistiam numa base e uma moldura que fixava o espelho à base, e foram fabricados em titânio.

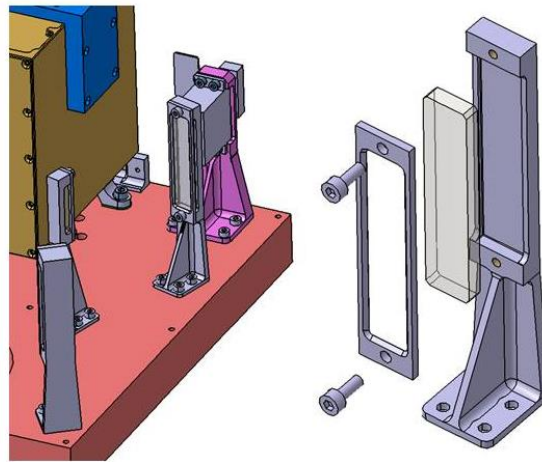


Figura 3.20: Modelo CAD de um dos espelhos de calibração (fonte: Active Space Technologies).

O scanner faz um varrimento para captar a luz que vem em diferentes direções. O espelho deste scanner também não foi desenhado, pelo que foi também substituído por um bloco de alumínio. O suporte do espelho do escâner seguiu a mesma estratégia que os suportes dos espelhos guias, uma base e uma moldura para manter o espelho no seu sítio. No caso do modelo de voo, o mecanismo incorporava um motor stepper criado ad hoc para a ocasião. Este motor foi substituído por um servomotor mais simples e mais económico, já que não havia necessidade de utilizar o motor definitivo para os testes previstos para este STM. A carcaça do instrumento foi desenhada mantendo o envelope original mas integrando este novo motor mais pequeno. As patas de interface que ligam o scanner à baseplate do telescópio e a base e a moldura do espelho foram fabricadas em titânio devido ao seu baixo CTE. O resto de peças do instrumento foram fabricadas em alumínio.

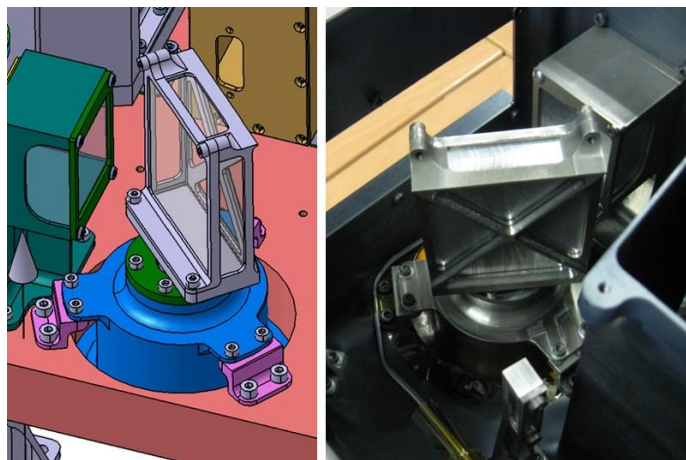


Figura 3.21: Detalhe do escâner (fonte: Active Space Technologies).

O seguinte componente é o polarizador. Este componente está pensado para funcionar como filtro, deixando passar só os comprimentos de onda desejados. O envelope do componente ótico é um paralelepípedo reto, enquanto o suporte foi muito semelhante aos espelhos do parágrafo anterior. Este suporte foi também fabricado em titânio.

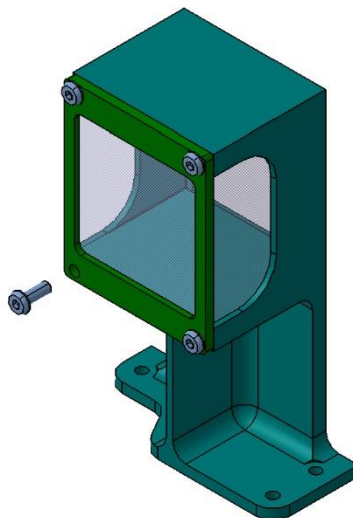


Figura 3.22: Modelo CAD do depolarizador (fonte: Active Space Technologies).

Após atravessar o polarizador, o feixe de luz chega ao mecanismo de Zoom. Este mecanismo permite selecionar duas distâncias focais diferentes. Consiste em duas unidades enfrentadas, com dois espelhos cada uma montados num suporte que roda à volta de um eixo vertical. Segundo a distância focal desejada, os suportes dos espelhos rotam 180 °, deixando à mostra os espelhos correspondentes. Neste instrumento os componentes óticos foram substituídos também por blocos de alumínio. E como no caso do scanner, as patas de interface entre o instrumento e a baseplate foram fabricadas em titânio, junto com o suporte dos espelhos. O resto das peças foram fabricadas em alumínio. O movimento do mecanismo de zoom estava guiado por o mesmo modelo de servomotor utilizado no scanner, um para cada unidade do mecanismo.

O passo seguinte no caminho da luz é o conjunto de dicróicos, tanto lentes como espelhos. Estes componentes funcionam como filtros, já que deixam passar (ou refletem no caso dos espelhos) só a luz com um determinado comprimento de onda. A semelhança dos componentes referidos até agora, estes componentes também não foram definidos já que a equipa responsável pelo desenho ótico tinha como prioridade os espectrómetros. Portanto, os componentes óticos foram substituídos por chapas de alumínio de 1 mm de espessura. O desenho dos suportes é semelhante ao dos suportes dos espelhos, uma base e uma moldura à volta do componente ótico, e também foram fabricados em titânio.



Figura 3.23: Detalhe do zoom e os dicróicos (fonte: Active Space Technologies).

Os dois primeiros espelhos dicróicos guiavam o feixe de luz até os espectrômetros, enquanto a lente dicróica refletia a luz visível e a guiava até o correspondente espectrômetro e deixava passar os raios infravermelhos. Estes eram depois guiados até o espectrômetro por um último espelho dicróico.

Os espectrômetros são a paragem final no caminho da luz, e são o elemento mais importante do instrumento. São instrumentos que medem as propriedades da luz em certas frequências. Os trabalhos de desenvolvimento dos espectrômetros estavam focados no espectrômetro do espectro visível. Para substituir ao espectrômetro dos infravermelhos, um modelo dummy foi desenhado.

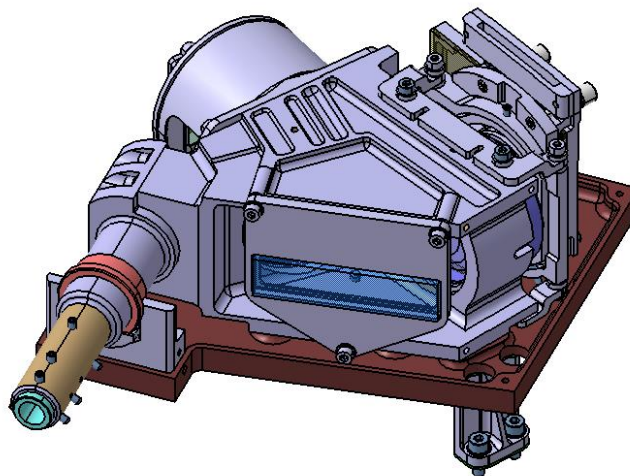


Figura 3.24: Modelo CAD do espectrômetro visível, sem as paredes exteriores (fonte: Active Space Technologies).



Figura 3.25: Imagem do espectrômetro real (fonte: Active Space Technologies).

O espectrômetro está formado por uma série de lentes na entrada da luz que levam o feixe de luz até um componente chamado grating. Este componente separa a luz em feixes de luz com diferentes comprimentos de onda. Os feixes de luz passam por uma lente que os foca sobre um espelho, desde onde são refletidos e orientados para um dobrate de lentes que os focam sobre o sensor CCD.

A equipa responsável pelo desenho ótico forneceu de um ficheiro CAD com as lentes na sua configuração final. Com esse ficheiro como ponto de partida fomos desenvolvendo o desenho mecânico, desde o interior, as lentes, até o envelope exterior. As peças que formam a caixa, o envelope exterior, foram fabricadas em alumínio. Todas as peças em contacto com componentes óticos foram fabricadas em titânio pelo seu menor CTE. O maior desafio neste tipo de instrumentos é que os componentes óticos precisam de poder ser ajustados individualmente. Habitualmente, o instrumento é montado e testado num laboratório antes da sua integração no instrumento ou no satélite.

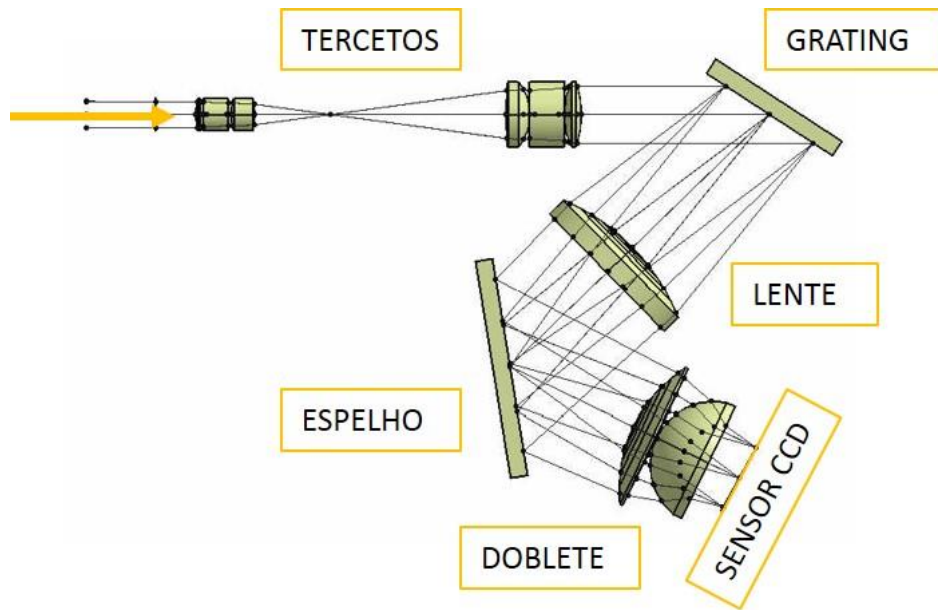


Figura 3.26: Vista de topo do sistema óptico do espectrómetro (fonte: Active Space Technologies).

O conjunto de lentes na zona da entrada da luz consiste em dois tercetos. O ajustamento necessário neste caso era só da posição relativa do primeiro grupo de lentes com respeito ao segundo, e a posição relativa do segundo grupo com respeito ao grating. Para conseguir este objetivo, os dois tercetos estão montados em sendos cilindros que são inseridos num cilindro maior o qual é fixado no corpo do espectrómetro (Figura 3.27 e Figura 3.28).

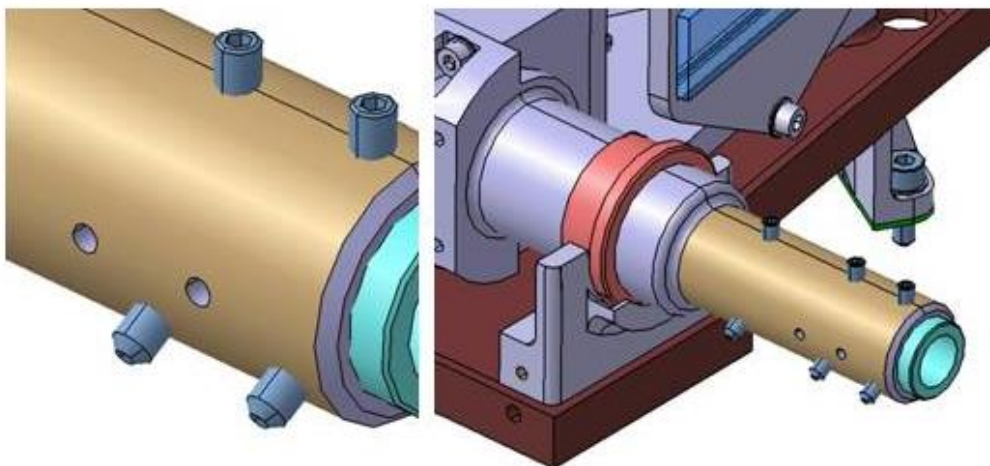


Figura 3.27: Montura cilíndrica dos tercetos (fonte: Active Space Technologies).

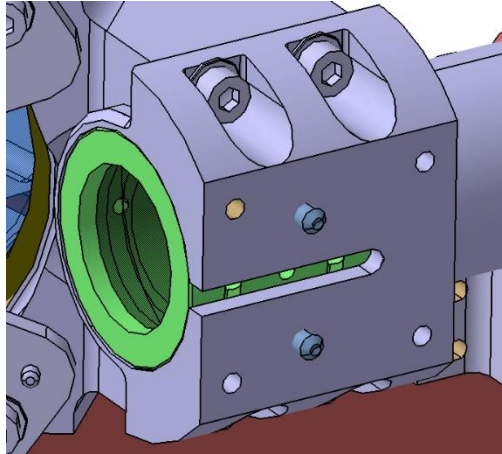


Figura 3.28: Detalhe do segundo terceto (fonte: Active Space Technologies).



Figura 3.29: Componentes das molduras das lentes (fonte: Active Space Technologies).

O ajustamento da posição destes elementos é feito em laboratório, ajustando primeiro a posição do segundo terceto (Figura 3.28) com respeito ao grating e seguidamente a posição do primeiro terceto com respeito ao segundo. Ambos os cilindros são fixados com cola e parafusos sem cabeça.

O grating e o espelho também precisavam de ajustamentos. Para isso foram integradas anilhas peláveis entre estes componentes e o corpo principal. Estas anilhas são um taco de folhas de metal muito finas coladas entre elas. Removendo camadas mudamos a altura da anilha e por tanto a orientação do componente. Estas anilhas foram montadas entre os suportes do grating e o espelho e o bloco do espectrómetro.



Figura 3.30: Exemplo de anilhas peláveis (fonte: Internet).

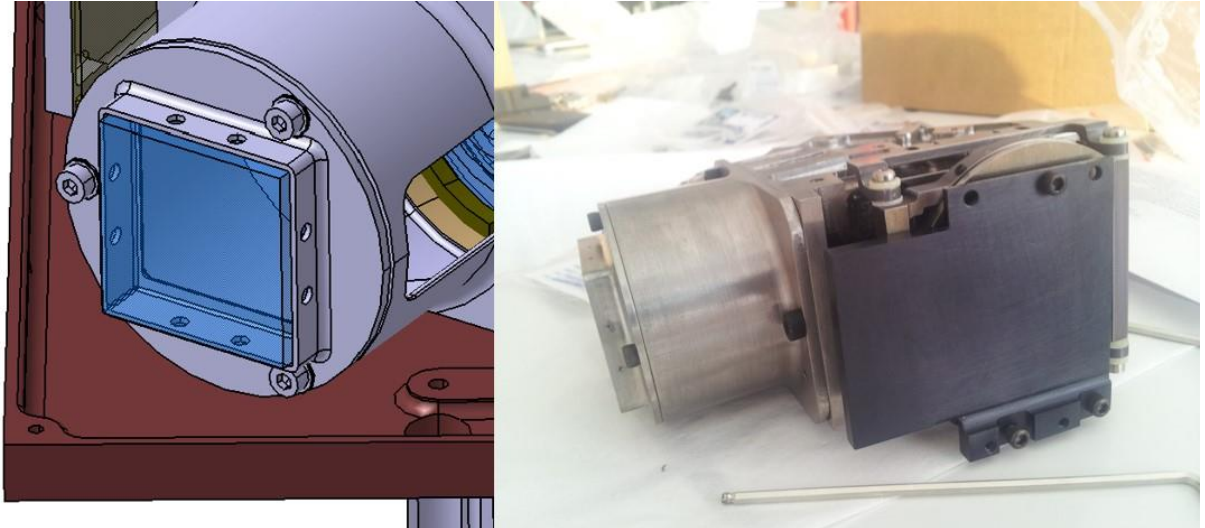


Figura 3.31: Detalhe do grating (fonte: Active Space Technologies).

Após ser refletida pelo grating e separada em três feixes de diferentes comprimentos de onda, a luz atravessa uma lente até chegar ao espelho. A lente é montada diretamente no corpo do espectrómetro e fixada com um anel roscado

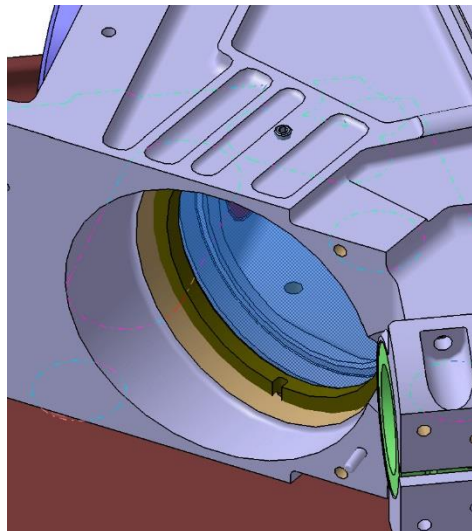


Figura 3.32: Detalhe da lente a seguir ao grating (fonte: Active Space Technologies).

O espelho a seguir ao grating tem como função reorientar o feixe da luz na direção do sensor CCD. É um espelho plano que não altera as propriedades da luz. Este recurso é muito habitual em sistemas óticos, utilizar espelhos para reorientar a luz (“dobrá-la”, por isso são chamados folding mirror) e ter assim dispositivos mais compactos. O ajustamento deste componente é feito com anilhas peláveis (Figura 3.30).

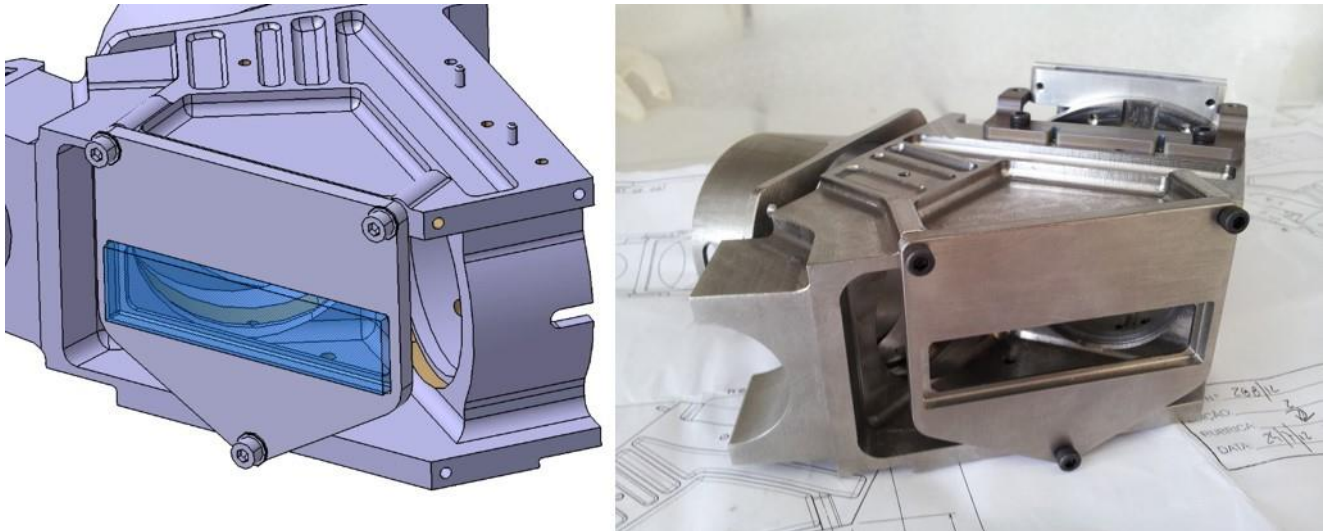


Figura 3.33: Detalhe do espelho (fonte: Active Space Technologies).

O último componente ótico antes de chegar ao sensor CCD é um dobreite de duas lentes (Figura 3.34) as quais vão montadas num cilindro que é inserido no corpo principal do espectrómetro. Igualmente ao que é feito nos tercetos, este dobreite é colado e fixado com parafusos sem cabeça.

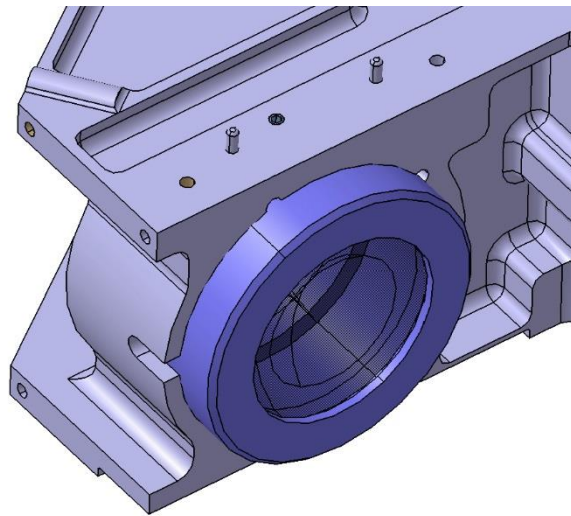


Figura 3.34: Detalhe do dobreite (fonte: Active Space Technologies).

O último componente é o sensor CCD, que consiste numa matriz de pixéis montada num PCB. Este PCB está integrado num conjunto de peças que permitem o ajustamento da posição do sensor nos três eixos, conjunto de peças que vai montado sobre o corpo principal. Este conjunto de peças foi fabricado em alumínio e titânio. Devido ao calor dissipado pelo PCB, anilhas de GFRP foram usadas entre as peças da montura do PCB e o corpo principal. As peças em contacto com o sensor e PCB foram fabricadas em alumínio pela sua maior condutividade térmica, enquanto o resto de peças foram fabricadas em titânio pelo seu baixo CTE.

No conjunto de peças que fazem parte da montagem do PCB destacam-se a máscara e a peça sobre a qual o PCB vai montado.

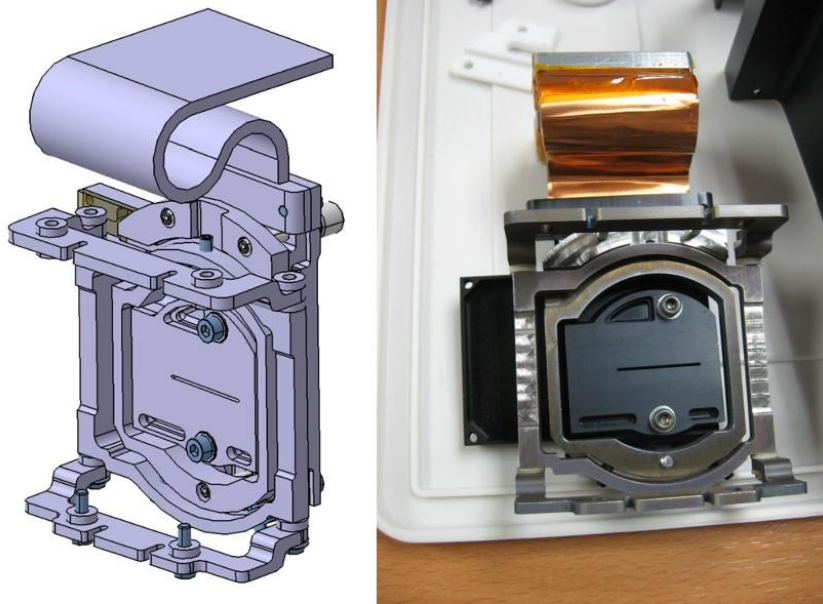


Figura 3.35: Conjunto do CCD (fonte: Active Space Technologies).

A função da máscara é limitar a luz que chega ao sensor CCD. É uma chapa sólida de alumínio com uma ranhura de 70 micras de largura por onde passa a luz que chega até o CCD. Os cortes na máscara coincidem com umas zonas esvaziadas na peça entre o PCB e o sensor. Para montar a máscara na posição certa, a ideia era posicioná-la com ajuda dum microscópio. Depois aplicava-se uma massa nessas zonas esvaziadas na peça entre o PCB e o sensor até encher os cortes na máscara. Uma vez endurecida a massa, os parafusos podem ser apertados.

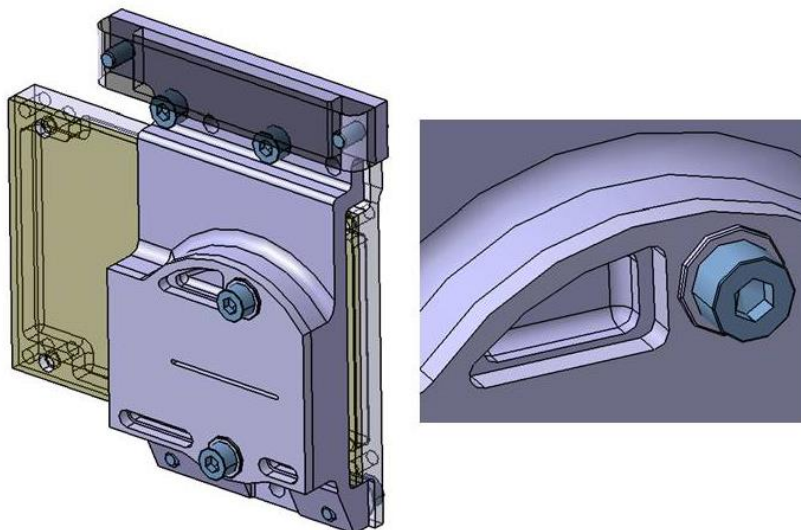


Figura 3.36: Detalhe do desenho da máscara do CCD (fonte: Active Space Technologies).

A peça que dá montagem ao PCB é uma caixa de alumínio. Esta caixa iria ser enchida de uma espuma com uma boa condutividade térmica para ajudar evacuar o calor dissipado pelo PCB.

Este conjunto mostrado na Figura 3.36 é integrado numas peças de titânio que permitem a sua rotação. A peça verde na Figura 3.37 é fixada no corpo do espectrómetro, e permite a rotação da peça azul. Os parafusos sem cabeça no topo e na parte de baixo da imagem fixam a posição.

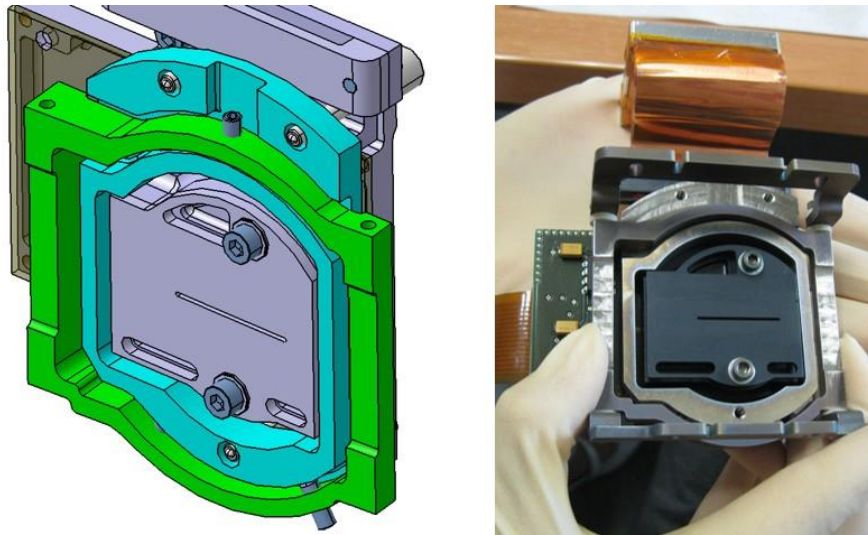


Figura 3.37: Suportes do CCD (fonte: Active Space Technologies).

O conjunto do sensor CCD é montado na peça azul por meio de três parafusos de passo fino, que permitem o ajustasmento da orientação no espaço do plano do sensor com respeito ao feixe de luz.

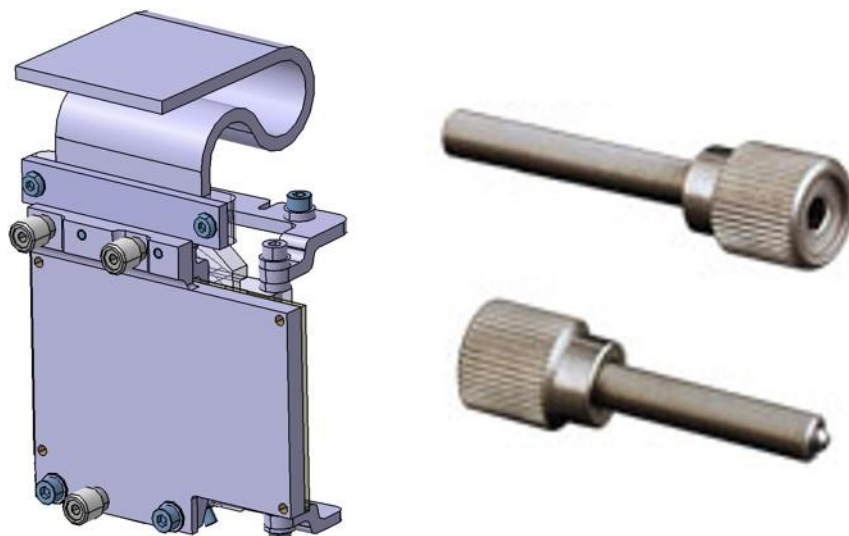


Figura 3.38: Detalhe dos parafusos de ajustamento do CCD e exemplo real (fonte: Active Space Technologies).

Um dos aspetos críticos num satélite ou instrumento destas características é o controlo da temperatura gerada durante o seu funcionamento. Por um lado, as condições ambientais em que estes dispositivos irão funcionar são normalmente condições de vácuo e muita baixa temperatura. E por outro lado, os componentes eletrónicos destes instrumentos precisam de trabalhar num leque de temperatura definido pelo fabricante para otimizar a performance. No caso dos espectrómetros, o control térmico consiste em evacuar o calor gerado no sensor CCD ao exterior.

Uma prática habitual nestes casos é utilizar um thermal strap, um componente fabricado num material conductor que por condução transmite o calor até um dissipador. O exemplar utilizado no espectrómetro é um taco de folhas de cobre fixado num extremo à moldura do sensor CCD e no outro extremo ao radiador do telescópio.

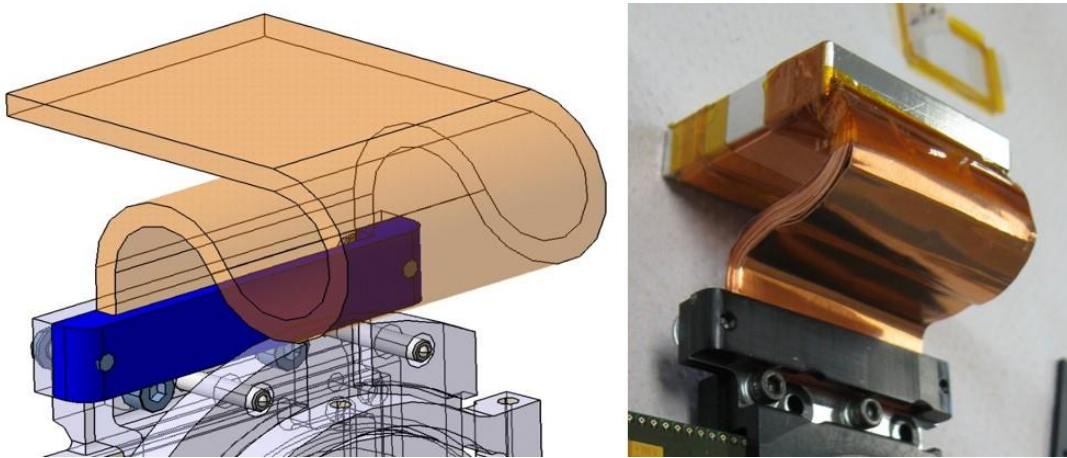


Figura 3.39: Detalhe do thermal strap do CCD (fonte: Active Space Technologies).

O radiador é a parede superior do envelope externo do telescópio e tem como função e radiar o calor dissipado no PCB do sensor CCD ao exterior.

O envelope externo do telescópio estava formado pela baseplate, as paredes e a tampa.

A baseplate do telescópio foi construída utilizando honeycomb. Este material caracteriza-se por ser um material sandwich de um núcleo com forma de favo de abelha e duas lâminas solidas a servir de tampa. Os materiais utilizados podem ser muito diversos, embora no nosso caso tanto o núcleo como as lâminas exteriores sejam de alumínio. A vantagem deste material é que permite ter as mesmas características resistentes de uma chapa solida nas mesmas dimensões com uma fracção do peso. Porém, a espessura das lâminas exteriores era de 2 mm no nosso caso, pelo que foi necessário desenhar insertos sólidos de alumínio para poder aparafusar os subsistemas à baseplate.

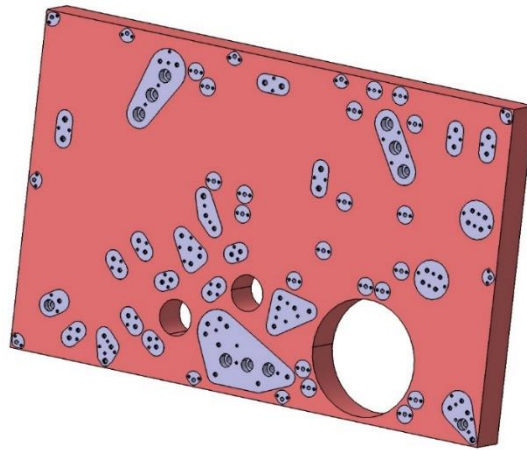


Figura 3.40: Modelo CAD da baseplate do telescópio com os insertos (fonte: Active Space Technologies).

As paredes formam uma única peça de alumínio, maquinada a partir de um bloco sólido de material. O interior foi esvaziado por electroerosão com fio, e depois foi fresado para dar o acabamento final. Como normal geral, a eletroerosão não é um método de fabrico aceite na industria aeroespacial como método final de fabrico. Pode ser utilizado para desbastar o material, mas a peça tem que ser fresada ou tratada com outras técnicas. A eletroerosão deixa um acabamento muito característico, de uns microns de profundidade, onde pode haver microfissuras que poderiam eventualmente propagar-se ao resto da peça e provocar a sua falha.

As paredes formam três câmaras separadas. A mais pequena delas esta destinada a uma caixa de componentes electrónicos que controlam o sensor CCD dos espectrómetros. Esta caixa, responsabilidade de um dos parceiros do projeto, dissipava uma grande quantidade de calor pelo que foi isolada do resto dos componentes. Esta caixa tem outro thermal strap, neste caso uma peça solida de alumínio, que vai aparafusado ao radiador.

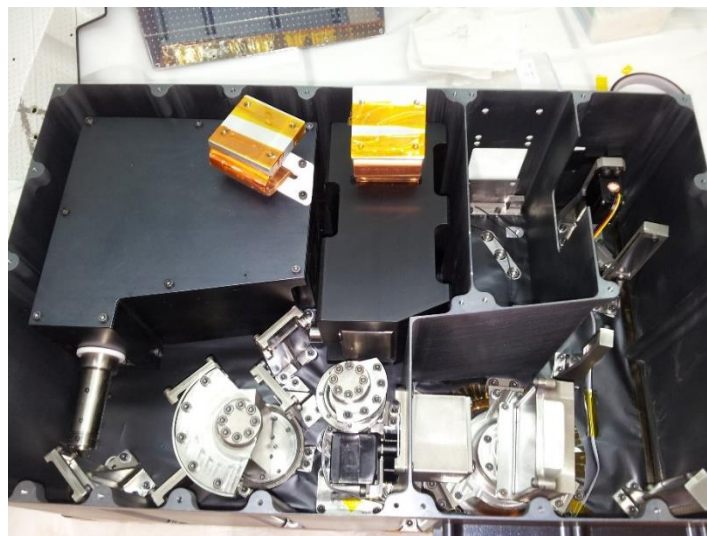


Figura 3.41: Vista em perspectiva do telescópio sem tampa, mostrando as três câmaras no seu interior (fonte: Active Space Technologies).

A segunda câmara é a câmara destinada aos espelhos, o scanner mirror e o despolarizador. Nesta câmara temos as aberturas pelas quais entra a luz. A janela maior é a entrada da luz que chega da Terra, enquanto a mais pequena estará orientada para o sol. Esta janela tem um shutter (conhecido como sun shutter), um mecanismo que permite manter a janela fechada durante o modo de funcionamento nominal.

Este mecanismo consiste numa peça com forma de leque montada sobre outro servomotor idêntico aos utilizados no scanner mirror e no zoom. Esta peça incorpora um contrapeso para garantir o seu equilíbrio durante a rotação. O servomotor vai montado num suporte fabricado em titânio enquanto o leque é feito de alumínio. Para limitar a quantidade de luz que entra pelas frestas que deixa o leque, foi desenhada uma moldura à volta do leque que vai fixada diretamente na parede, e que é feita em alumínio.

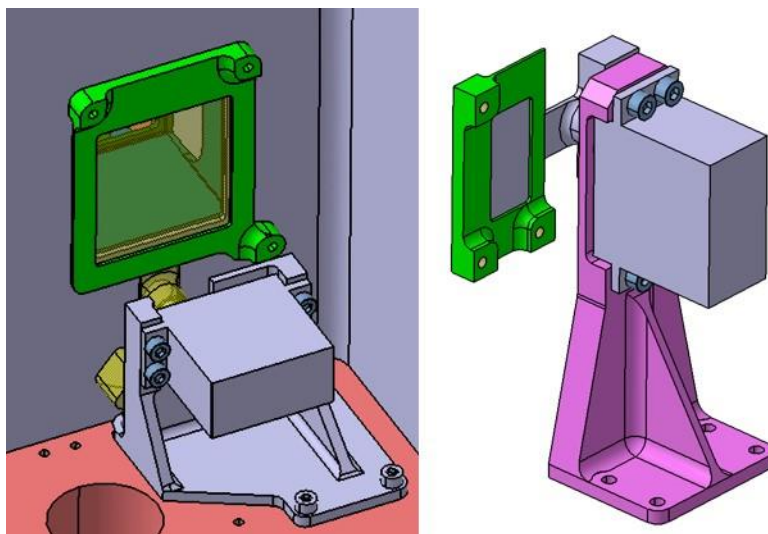


Figura 3.42: Modelo CAD dos shutters: nadir shutter (esquerda) e sun shutter (direita) (fonte: Active Space Technologies).

A última câmara, a maior de todas, é a câmara dedicada aos espectrómetros e os dícroicos. Esta câmara também tem um shutter para fechar a janela que a comunica com a câmara do scanner mirror. O desenho deste shutter (chamado nadir shutter) é muito semelhante ao do sun shutter, mas com um leque maior.

A tampa da do telescópio não é mais do que uma chapa de alumínio que faz a função do radiador, evacuando o calor gerado no interior do instrumento ao exterior por radiação. No nosso modelo havia três pontos de geração de calor, os espectrómetros e a caixa da eletrónica do espectrómetro. Para otimizar o fluxo de calor radiado por cada elemento, a tampa foi dividida em duas partes, sendo a área mínima de cada radiador determinada pela análise térmica. Para evitar fluxos de calor parasitas, os radiadores foram isolados das paredes e portanto do resto do instrumento com uma moldura e umas anilhas de GFRP montados entre os radiadores e as paredes.

As patas do telescópio mantiveram o desenho do SM e foram fabricadas em titânio.



Figura 3.43: Detalhe de uma das patas do telescópio (fonte: Active Space Technologies).

Dois aspetos importantes a comentar do projeto foram a escolha de materiais e os tratamentos superficiais.

Os materiais principais utilizados no projeto foram basicamente dois: Al 5083 H111 e Ti6Al4V. O titânio foi utilizado nas peças onde era preciso uma grande estabilidade dimensional (montagem dos elementos óticos, por exemplo) ou em peças estruturais (patas dos espectrómetros e do telescópio). Para o resto das peças o material utilizado foi o alumínio por ser fácil de conseguir, maquinar e com boas propriedades mecânicas para a utilização prevista.

Outros materiais utilizados foram a GFRP para elementos isolantes e o aço (parafusaria e elementos que precisavam de uma grande resistência mecânica como os veios de transmissão do scanner mirror e o zoom).

Relativamente aos tratamentos superficiais foi necessário ter em conta que estamos a tratar de um instrumento ótico. Este tipo de instrumento precisa de limitar ao mínimo o que se conhece como straylight, que é luz refletida em direções não desejadas e podem interferir com o feixe de luz. Portanto, o objetivo principal é ter um interior que absorva a luz incidente. Isto corresponde a superfícies com uma alta emissividade.

A emissividade define-se como a proporção de radiação térmica emitida por um corpo causada pelo gradiente de temperatura com o meio que o circunda. Por outro lado, a emissividade está relacionada com a absorvidade da luz incidente pela lei de Kirchoff da radiação térmica. Segundo esta lei, os corpos que absorvem toda a luz incidente são chamados corpos pretos e têm uma emissividade de valor 1. Para o resto de corpos este valor é sempre inferior.

Porém, não existe uma relação universal entre o acabamento da superfície e a sua capacidade para absorver a luz, isto depende também do comprimento de onda da luz. Contudo, para o espectro da luz visível, podemos simplificar e dizer que superfícies com um acabamento preto mate costumam ter a melhor desempenho e maior emissividade.

Há diferentes formas de atingir este objetivo, segundo o material. Uma peça de alumínio anodizada em preto tem uma emissividade de 0.86 ou superior. Para a baseplate de honeycomb não foi possível anodizar as chapas, pelo que se aplicou uma película de kapton preto na face orientada ao interior do instrumento. O resto de peças de alumínio foram anodizadas a preto.

O kapton é um polímero com uma alta resistência ao calor e aos agentes químicos, pelo que é muito utilizado na indústria aeroespacial. As suas propriedades podem ser alteradas aplicando diferentes acabamentos, e é utilizado em muitas aplicações.

No caso das peças de titânio, a anodização não consegue um acabamento preto pelo que foi descartada. As opções consideradas eram tratamentos superficiais fornecidos por empresas especializadas, geralmente tratamentos de deposição em vácuo. Porém, por questões de prazos e custos as peças de titânio não foram tratadas.

Os radiadores, peças fabricadas em alumínio, foram anodizadas em preto. Para a face orientada ao interior do instrumento é importante para absorver a radiação proveniente dos subsistemas ou da luz refletida neles. Na face exterior, entretanto, recebeu uma camada de teflon prateado (aplicado como uma película adesiva) com uma baixa emissividade e absorvidade, para assim refletir a maior quantidade de luz proveniente do exterior.

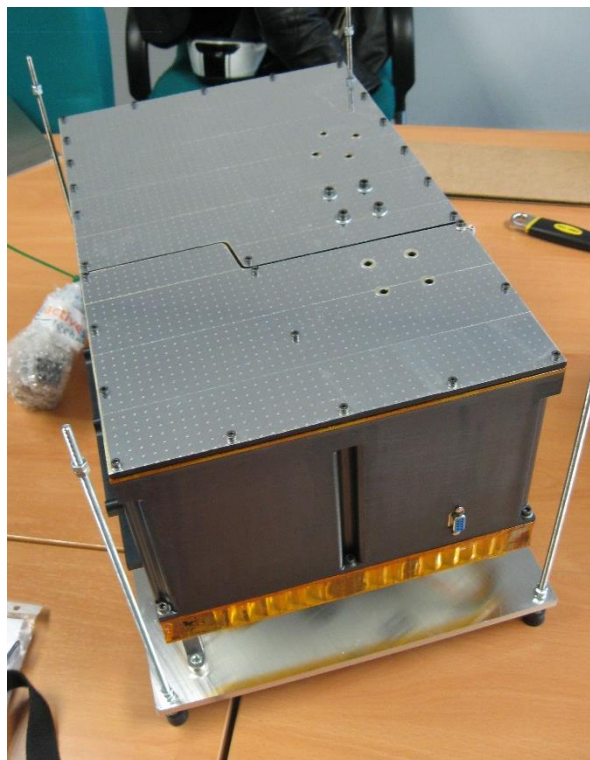


Figura 3.44: Imagem dos radiadores (fonte: Active Space Technologies).

Neste projeto ganhei mais experiência e autonomia como desenhador, já que a parte do desenho CAD foi a minha responsabilidade. Este projeto foi o mais complexo em que trabalhei até agora, com muitos subsistemas diferentes que tinham que trabalhar em

conjunto. O projeto foi desenvolvido em parceria com várias empresas, e a comunicação teve ser muito fluida para atingir os objetivos do projeto.

O maior problema do projeto foram as sucessivas alterações do desenho ótico , que tiveram um grande impacto no desenho mecânico. A prioridade do projeto passou a ser o espectrómetro do espectro visível, deixando de lado o resto de componentes que foram substituídos por modelos não funcionais.

Um grande problema foi que quando o desenho ótico do espectrómetro do espectro visível foi fechado, o envelope externo do instrumento tinha crescido muito relativamente ao modelo inicial, o que comprometeu o resto do desenho. As dimensões do envelope externo do telescópio não podiam ser alteradas (estavam limitadas pelo conjunto do satélite), pelo que o crescimento do espectrómetro retirou espaço ao resto dos componentes.

O meu contributo no projeto foi o desenho CAD (3D e 2D para fabrico), procurement, comunicação com o cliente e com os parceiros do projeto e a integração do sistema.

3.5 Solar Orbiter

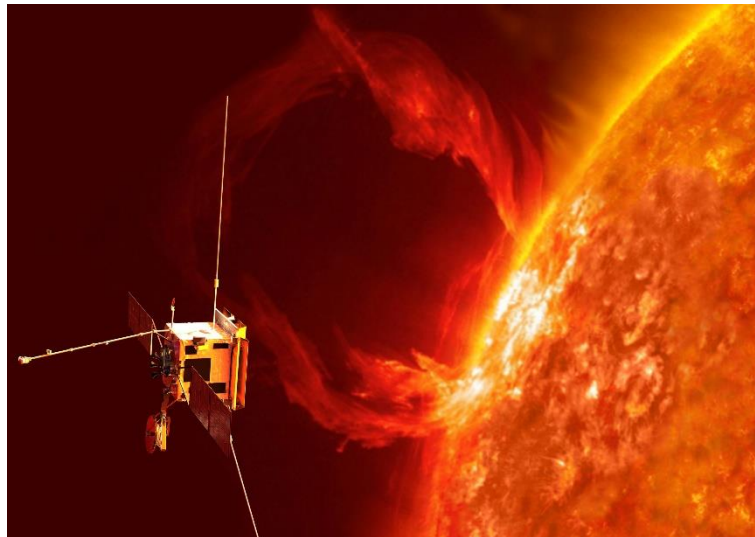


Figura 3.45: Representação artística do satélite Solar Orbiter (fonte: ESA).

3.5.1 Mass Thermal Dummies

O Solar Orbiter é um satélite que será enviado ao Sol em 2017, sendo o instrumento que orbitará mais perto do sol até ao momento.

Este satélite está integrado por uma série de instrumentos que estão a ser desenvolvidos por diferentes empresas. O papel da Active Space Technologies neste projeto é desenvolver os modelos para testes estruturais e térmicos. A ideia básica é replicar o que fizemos no projeto do Seosat SM mas em maior escala.

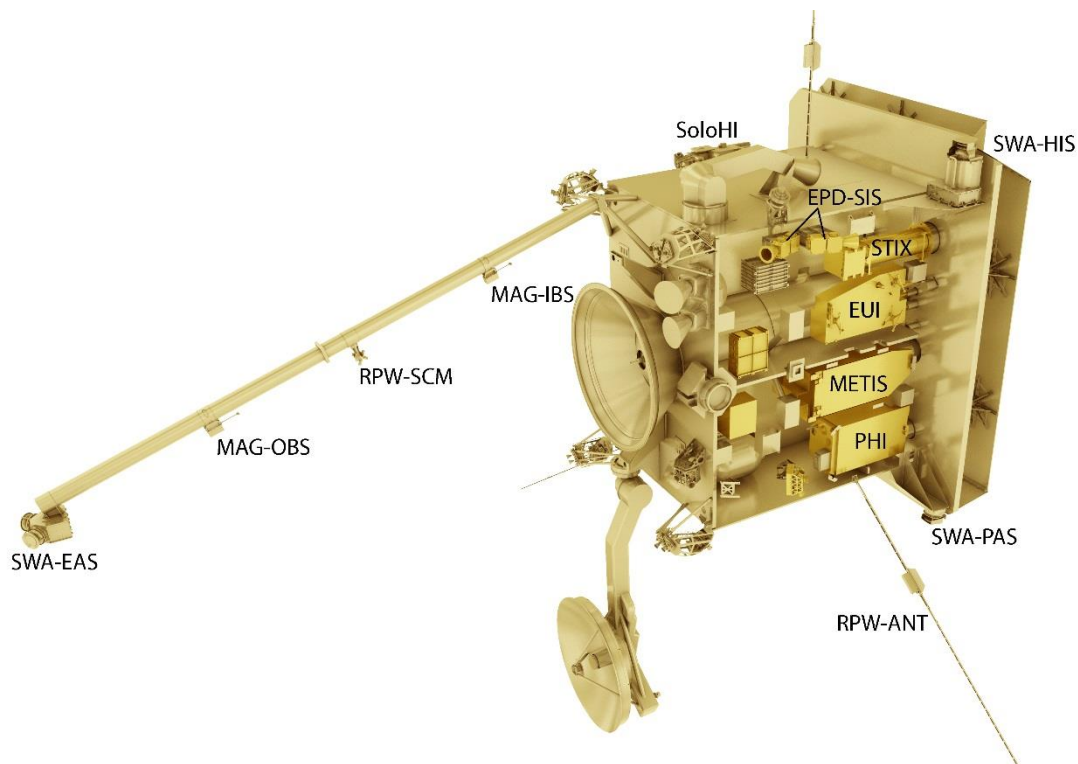


Figura 3.46: Ilustração do satélite Solar Orbiter (fonte: ESA).

O objetivo básico era criar modelos simplificados dos instrumentos do satélite, mantendo a massa e posição do CoG de cada instrumento, além das interfaces mecânicas e as propriedades térmicas (nomeadamente o calor dissipado e os acabamentos superficiais em termos de emissividade). A nível interno estes modelos foram chamados “dummies”.

O ponto de partida foi o documento dos requisitos, entregue pelo cliente. Neste documento tínhamos tabelas com os valores nominais da massa e as coordenadas do CoG de cada modelo com respeito a um ponto de referência, potência dissipada e o valor da emissividade.

Além disto, havia vários modelos com requisitos específicos como o tipo de MLI ou requisitos térmicos mais apertados. O MLI (Multi Layer Insulation) é um componente muito habitual em instrumentos espaciais quando precisamos de uma cobertura isolante. A forma básica de este elemento é um cobertor adaptado à geometria do instrumento, e pode estar fabricado com diversos materiais que lhe conferem diferentes propriedades (diferentes tipos de kapton, alumínio, etc). Os cobertores de MLI são fixados ao modelo com velcro, e foram desenhados e fabricados por uma empresa subcontratada pela Active Space Technologies.

A estratégia de desenho foi simplificar a geometria do modelo para minimizar a maquinação das peças. Idealmente, os modelos estariam formados por chapas de espessuras comerciais aparafusadas entre elas, o que significaria uma grande poupança em termos de prazos e custos de fabrico. Porém, isto nem sempre foi possível pela posição do CoG em alguns modelos. Isto também teve influência na escolha dos materiais.

A nossa abordagem inicial foi utilizar alumínio sempre que possível.

Na Europa existem standards para o sector do espaço, as ECSS (European Cooperation for Space Standardization). Estes documentos são guias que qualquer empresa que trabalhe em projetos para a ESA deve seguir. Um dos tópicos tratados nas ECSS é a escolha de materiais segundo diferentes parâmetros (corrosão sob tensão, corrosão galvânica, e tc), e fornece uma série de listas com os materiais mais apropriados. Todos os materiais utilizados neste projeto estão aprovados pelas ECSS ou foram aprovados pelo cliente.

A nossa primeira escolha foi o Al 5083 H111 por ser um material que já tínhamos utilizado em outros projetos. Alguns dos modelos tinham o CoG muito deslocado, ou eram muito pesados e não podíamos atingir o objetivo da massa e CoG só com alumínio. Nestes modelos tivemos de utilizar aço pela sua maior densidade. A nossa escolha foi o aço inox 304. Ambos os materiais têm um bom comportamento à corrosão sob tensão, conforme as ECSS.

No entanto, em termos de corrosão galvânica, as normas ECSS aconselhavam outros alumínios para usar em contato com o aço. Para estas situações o material escolhido foi o Al 2618 por ter propriedades mecânicas muito semelhantes ao 5083 e ter um melhor comportamento relativamente à corrosão.

Por outro lado, as análises estruturais dos primeiros modelos mostraram que alguns modelos não cumpriam com os requisitos do cliente. Para contornar este problema substituímos o alumínio das baseplates dos modelos por Al 7075. Porém, com este material repetia-se a mesma situação que com o Al 5083 em contato com o aço. Por tanto, em situações em que as baseplates estavam em contato com peças de aço, o Al 7075 foi substituído por Al 6082.

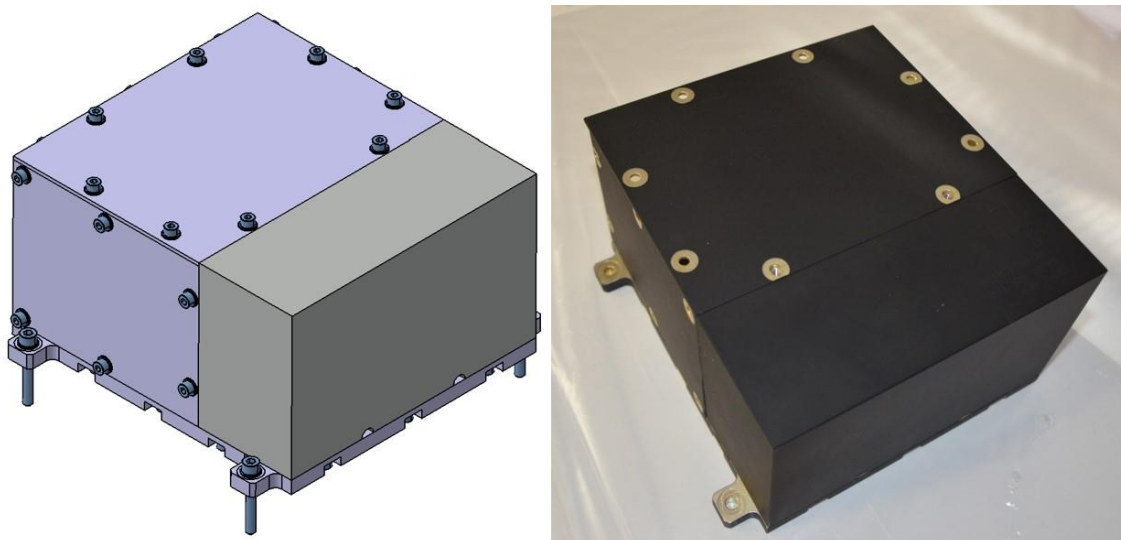


Figura 3.47: Modelo de dummy que combina vários materiais (fonte: Active Space Technologies).

O modelo mostrado na Figura 3.47 é um claro exemplo desta situação. Neste caso concreto, a posição do CoG era impossível de replicar utilizando exclusivamente alumínio. A solução neste caso foi utilizar um bloco de aço (peça cinza na imagem da esquerda) excavado no interior para atingir o requisito da posição centro de gravidade. Para o resto de peças foi utilizado o Al 6082 para a baseplate e Al 2618 para o resto das peças.

No caso de certos modelos houve problemas no fornecimento de certos materiais que não estavam disponíveis nos formatos desejados. Nestes casos o novo material foi apresentado ao cliente e aprovado por este. Também houve um modelo que foi fabricado em Ti6Al4V por requisito do cliente.

Os tratamentos superficiais aplicados estavam em função das propriedades dos modelos. Por defeito, todas as peças de alumínio foram tratadas com Alodine 1200 S e as peças de aço passivadas para as proteger contra a corrosão. O Alodine 1200 S (nome comercial) é um composto utilizado para passivar metais como o alumínio, zinc, cobre, etc., e consiste em tratar a superfície a proteger com um ácido (habitualmente faz-se submergindo a peça num banho do composto). As superfícies de alumínio tratadas costumam ter uma cor entre amarela e dourada. O standard mais habitual que regula este tratamento é o MIL-DTL-5541.

Todos os modelos tinham requisitos térmicos específicos atribuídos a cada um deles. O primeiro é uma potência dissipada que replica a potência dissipada pelo instrumento real. Além disso, a maioria de modelos tinham o requisito de ter uma emissividade superior a 0.8. Nos modelos com este requisito, as peças de alumínio foram anodizadas em preto mate (emissividade de valor nominal 0.86) e as de aço foram pintadas. O primário utilizado e a pintura utilizados são produtos qualificados para o espaço. As peças pintadas tinham uma emissividade de 0.91.

Um pormenor que é importante destacar é a existência de uma alerta emitida pela ESA relativa a anodização de certos tipos de alumínios. Segundo o documento, em certas circunstâncias a camada anodizada poderia chegar lascarse e desprender-se. No nosso caso, esta alerta se aplicava aos alumínios da serie 2 (nós estávamos a usar o 2618) e da serie 6 (Al 6082). Todas as peças destes materiais foram tratadas de modo igual às peças de aço.

Por outro lado temos modelos que não tinham requisito de emissividade (geralmente por estar cobertos de MLI) e não receberam nenhum tratamento além do Alodine ou a passivação.

O outro requisito térmico era a potência dissipada por cada modelo, replicando a do modelo de voo. Para simular o calor dissipado pelos instrumentos, utilizamos heaters ligados a uma fonte de alimentação a 28 V (requisito do cliente). Os heaters seleccionados são do catálogo da empresa Omega, e são resistências formadas por um fio condutor embebido numa peça de kapton. O número e o tamanho dos heaters para cada unidade

dependia do requisito de cada modelo. No caso dos heaters montados em peças pintadas, a área onde os heaters estão colados não levam pintura.

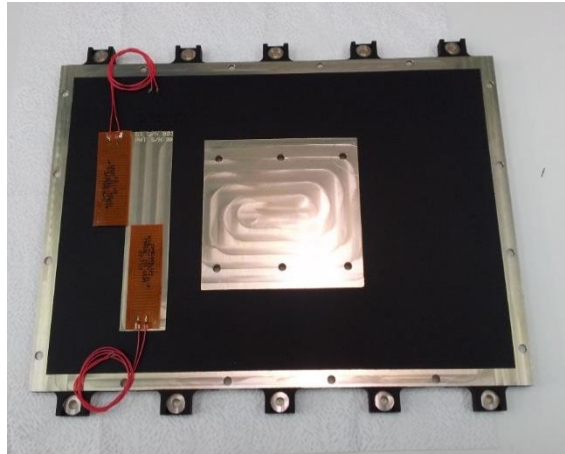


Figura 3.48: Exemplo da baseplate de um dos dummies com os heaters (fonte: Active Space Technologies).

Relativamente aos requisitos térmicos, há um grupo de modelos (nomeadamente os modelos dos instrumentos óticos) com requisitos térmicos de temperatura mais apertados do que a maioria dos modelos. É habitual em instrumentos óticos que a eletrónica esteja concentrada em vários pontos e não distribuída por todo o modelo. Isto faz que os valores de temperatura nestes pontos sejam mais elevados. Isto foi simulado criando umas peças montadas nos pontos indicados pelo cliente, isoladas do resto do modelo, e com heaters específicos, para atingir os valores de temperatura desejados.

Embora cada instrumento seja diferente e tenha pormenores próprios, os modelos estavam agrupados em três grandes grupos ou tipos. O primeiro grupo são na sua maioria modelos tipo “caixa”, com geometrias muito simples (basicamente paralelepípedos), que na grande maioria eram modelos de caixas de eletrónica. O segundo grupo estava formado por modelos com forma de caixa, mas não paralelepípedos. Eram modelos com geometrias mais complexas e com requisitos térmicos mais complexos, como por exemplo os modelos dos instrumentos óticos. Finalmente, no terceiro grupo tínhamos os modelos que não encaixavam nos dois grupos anteriores, como por exemplo os modelos das antenas do satélite.

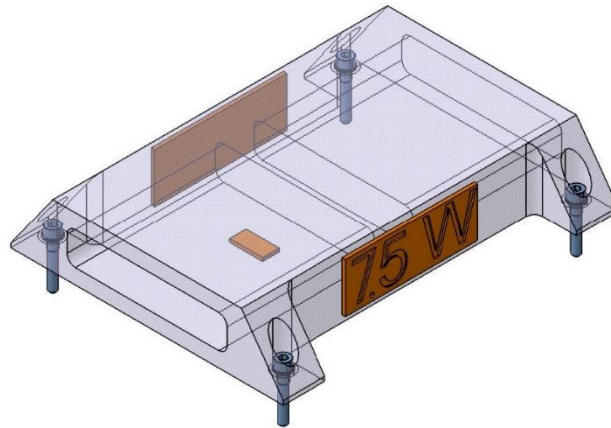


Figura 3.49: Exemplo de modelo do primeiro grupo (fonte: Active Space Technologies).

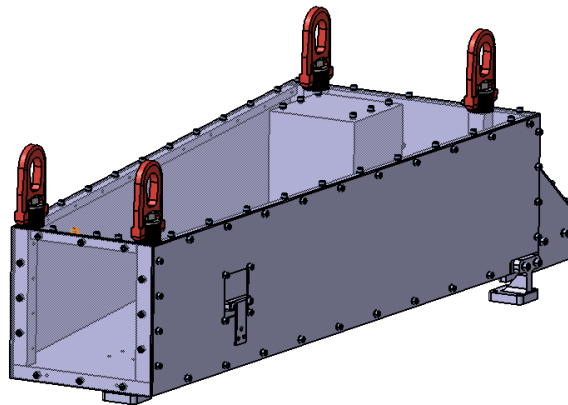


Figura 3.50: Exemplo de modelo do segundo grupo (fonte: Active Space Technologies).



Figura 3.51: Exemplo de modelo do terceiro grupo (fonte: Active Space Technologies).

Nas primeiras reuniões do projeto foi acordado com o cliente a entrega dos modelos em três lotes, distribuindo modelos dos diferentes tipos em cada lote. Devido aos prazos

impostos pelo cliente o desenvolvimento dos três lotes acabou por ser simultâneo, executando diferentes atividades ao mesmo tempo. Por exemplo, atualmente os modelos do terceiro lote foram fabricados enquanto os modelos do segundo lote eram testados.

Este projeto tem sido muito importante para a empresa, tanto a nível económico como a nível de participação em projetos importantes da ESA. Os maiores desafios do projeto não têm vindo pela parte técnica mas pela parte do controlo da qualidade e em aspetos humanos como a gestão de equipas. Este tem sido um projeto global que abrange desde a conceção até a entrega do modelo e a documentação ao cliente, incluindo assistência quando tem sido necessária. Para muitos dos participantes do projeto tem sido um projeto onde temos aprendido a trabalhar com a pressão de um cliente muito exigente e com prazos muito apertados. Para a empresa isto supõe um crescimento, tendo-se demonstrado capaz de desenvolver um projeto de grande envergadura como este.

A nível pessoal tenho desenvolvido muitas e muito diferentes tarefas neste projeto o que me tem permitido ampliar as minhas competências. No início do projeto fiquei com a responsabilidade de desenhar alguns modelos do primeiro e segundo lote e também a gestão da equipa de desenho. Embora os modelos fossem simples, ganhei experiência no design-for-manufacturing e design-for-assembly. Outra tarefa importante nesta fase foi a documentação técnica. Uma característica deste projeto é a importância do controlo de qualidade e o que se conhece como quality assurance. Nos projetos para espaço isto é sumamente importante e traduz-se numa enorme quantidade de documentos.

Os desenhos mecânicos eram mais simples do que outros projetos, embora todos os modelos tinham algum pormenor que era um pequeno desafio. A minha participação como desenhador no lote dois foi mais reduzida que no primeiro, e passei a realizar outras tarefas que eram novas para mim como a montagem dos modelos e o controlo dimensional. Já que neste projeto a quality assurance é tão importante, tivemos de definir procedimentos para quase todos os processos, como a montagem, limpeza, packaging, etc.

Relativamente ao controlo dimensional, os requisitos do projeto exigiam uns valores nominais para uma série de parâmetros na interface mecânica. Estes parâmetros eram, nomeadamente, o diâmetro, posição e perpendicularidade dos furos da interface com respeito à dita superfície, a rugosidade e a planicidade desta face, além das dimensões gerais do modelo.



Figura 3.52: Rugosímetro Mitutoyo SJ-210, utilizado no controlo dimensional (fonte: Mitutoyo).

A rugosidade foi medida com um rugosímetro da marca Mitutoyo, semelhante ao modelo utilizado em algumas aulas practicas do mestrado. Para controlar o resto de parâmetros, foi utilizada uma maquina CMM (Coordinate Measuring Machine). O aparato é o modelo Gage, da marca Faro. É uma maquina CMM manual, onde é o usuário quem coloca o ponteiro nos pontos que o programa marca. Embora o habitual é preparar o programa de medição com antecedência, o software do braço permite medir diretamente sobre a peça. Outros equipamentos de metrologia que foram utilizados foram apalpa-folgas e calibres passa-não passa para furos.

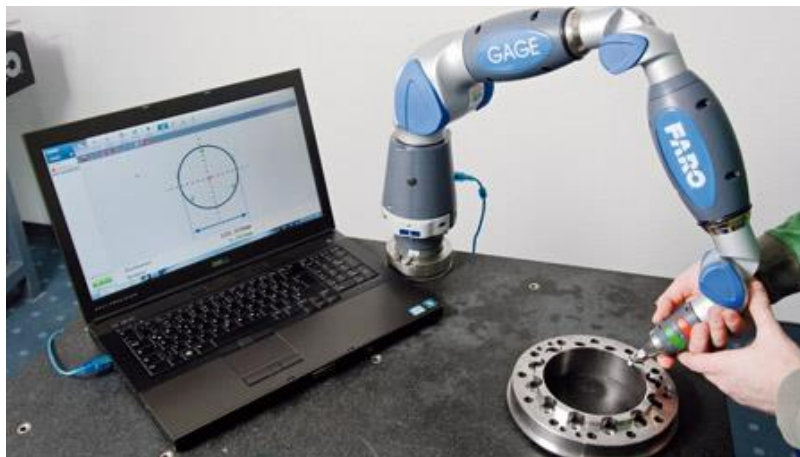


Figura 3.53: Equipamento utilizado no controlo dimensional (fonte: Active Space Technologies).

Quando os modelos do primeiro lote chegaram após os tratamentos e as interfaces foram controladas dimensionalmente, várias unidades apresentavam medidas fora da tolerância admissível e alguns modelos não foram aceites pelo cliente, especialmente por causa da planicidade. Nestes casos, o primeiro passo foi analisar o relatório dimensional e o modelo para determinar se era um erro de medição ou um problema no hardware.

No caso de ser um problema nas peças, o modelo era analisado para tentar perceber que elementos poderiam ter uma maior influencia na planicidade (ou na falta dela). Esta

situação permitiu-me adquirir um espírito crítico na realização dos relatórios dimensionais e na sua posterior análise. Também ganhei sensibilidade na avaliação da importância de aspetos como a montagem e o próprio desenho do modelo no resultado dos controlos dimensionais.

A partir do segundo lote fui alocado a outros projetos e a minha participação neste projeto reduziu-se muito. Já para o terceiro lote a minha contribuição foi limitada a ajudar a equipa de trabalho com picos de trabalho fortes onde não havia pessoal suficiente.

3.5.2 Feedthroughs

O projeto dos feedthroughs pertence também ao satélite Solar Orbiter. Para poder orbitar ao redor do sol e os instrumentos não ver-se danificados pela radiação solar, o satélite tem um escudo de proteção chamado heatshield (Figura 3.46). Porém, os instrumentos precisam de ter aberturas nesse heatshield para receber a luz proveniente do sol. Os feedthroughs são peças que ligam mecanicamente o heatshield com o satélite e permitem o passo da luz até os instrumentos, funcionando como guia do feixe da luz. No extremo mais próximo ao sol, vários destes componentes levam mecanismos que abrem e fecham o passo da luz.

O papel da Active Space Technologies neste projeto foi o fabrico e controlo dimensional dos modelos, desde os primeiros structural models (modelos para testes mecânicos) até os modelos de voo, desde uma abordagem “built-to-print”. Esta expressão aplica-se a processos de fabrico onde o cliente define as especificações dos componentes e o fornecedor limita-se a produzir as peças segundo as indicações recebidas. Outra das tarefas responsabilidade da Active Space Technologies foi a compra da parafusaria para os modelos a partir de uma bill of materials fornecida pelo cliente. A maioria das referências incluídas na lista correspondem a normas aeronáuticas alemãs utilizados na indústria aeronáutica, fabricados em titânio e em alguns casos com tratamentos de lubrificação sólida como teflon ou MoS. Este tipo de componentes são altamente especializados e são fabricados por um número limitado de fornecedores, pelo que o seu preço é muito elevado em comparação com os parafusos mais habituais.

No total do projeto são nove modelos diferentes de feedthroughs. Destes nove modelos, dois deles têm forma de cantoneira e vão efetivamente montados em dois cantos do heatshield. O resto dos modelos têm forma cilíndrica e estão compostos por vários tubos que fazem de suporte para outras peças chamadas vanes. Estas peças são chapas planas de 1 mm de espessura se vão montadas entre dois tubos ou são também cilíndricas se vão montadas num extremo do tubo. A principal característica das vanes é que têm uma abertura (que pode ser quadrada ou circular), o tamanho da qual diminui desde a vane inicial até a última. Isto serve para afunilar o feixe de luz e concentrá-lo sobre o sensor do instrumento montado no fim do feedthrough. Um pormenor importante no desenho destas vanes é que as arestas das aberturas acabam num chanfro que termina numa aresta viva. Esta aresta viva é importante para afunilar o feixe de luz sem o distorcer.

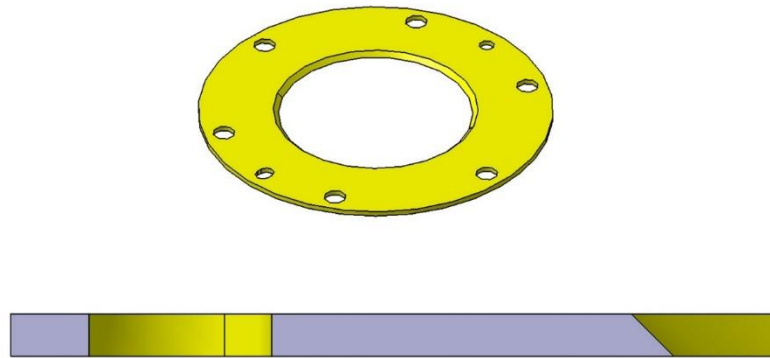


Figura 3.54: Exemplo de vane e detalhe da secção mostrando o chanfro e a aresta (fonte: Active Space Technologies).

O primeiro desafio do projeto foi fabricar as vanes com o chanfro e a aresta viva. Obter uma aresta viva é virtualmente impossível, pelo que o cliente definiu uma altura máxima da aresta de 30 micras. Após várias tentativas, o método que se revelou mais eficaz foi por arranque de apara. Logo após de ter fabricado o primeiro lote de vanes, o passo seguinte foi medir o chanfro para comprovar que efectivamente a altura da aresta estava abaixo do valor máximo permitido. O método utilizado foi aplicar uma massa semelhante à que utilizam os dentistas no chanfro da peça. Uma vez endurecida podia ser removida, cortada em fatias e medir estas fatias num microscópio.

Todos os modelos foram fabricados em Ti6Al4V, e foram fabricados por arranque de apara com maquinaria convencional (tornos e fresadoras) e máquinas CNC (normalmente máquinas de 5 eixos).



Figura 3.55: Exemplo de peça fabricada (fonte: Active Space Technologies).

A grande maioria dos conjuntos de modelos foram fabricados por fornecedores externos já que na altura a Active Space Technologies ainda não contava com o equipamento necessário. Porém, as últimas vanes já foram fabricadas nas instalações da empresa.

Um dos requisitos funcionais mais importantes destes componentes é o alinhamento das diferentes peças que integram cada modelo. Este alinhamento vem definido como uma tolerância de posicionamento da abertura de cada vane com respeito à posição teórica. Para garantir este alinhamento a união das peças está feita com cavilhas de precisão para as posicionar e conjuntos de parafuso e porca para as apertar.

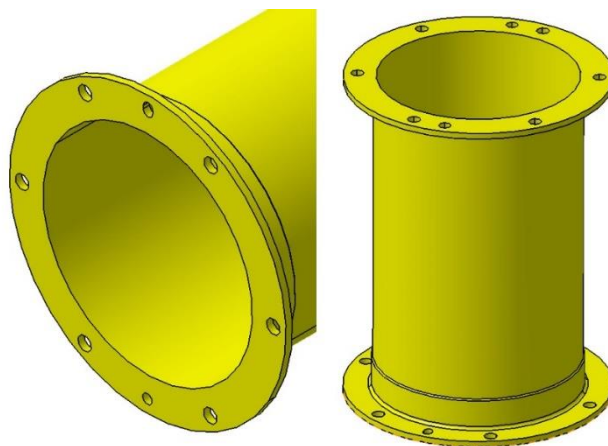


Figura 3.56: Exemplo de tubo e detalhe da flange de montagem com os furos de alinhamento (conjunto furo redondo - furo rasgado) (fonte: Active Space Technologies).

O controlo dimensional das peças foi subcontratado a empresas externas já que a Active Space Technologies não possui equipamentos de medição com a precisão necessária. Para realizar esta tarefa foram utilizadas CMM de pórtico, controladas por computador.

O modelo CAD da peça é carregado no software da máquina, onde o operador cria o plano de medição seleccionando as entidades geométricas a controlar e o número de pontos que serão tomados para cada uma delas, assim como os parâmetros a controlar (por exemplo a distância entre dois planos medidos). Depois, o operador faz a medição manual de uma superfície que será utilizada como ponto de referência, indicando ao sistema onde e como está posicionada a peça na bancada. A partir daí, a própria máquina executa o plano de medição criado anteriormente.

O resultado destas medições foi utilizado para escrever os relatórios entregues ao cliente que justificam que os componentes cumprem com os requisitos de alinhamento.

A minha contribuição neste projeto foi a de acompanhar estes controlos dimensionais nas instalações do fornecedor, ser o responsável da compra dos parafusos e escrever os relatórios dimensionais referidos no parágrafo anterior.

3.6 ITER

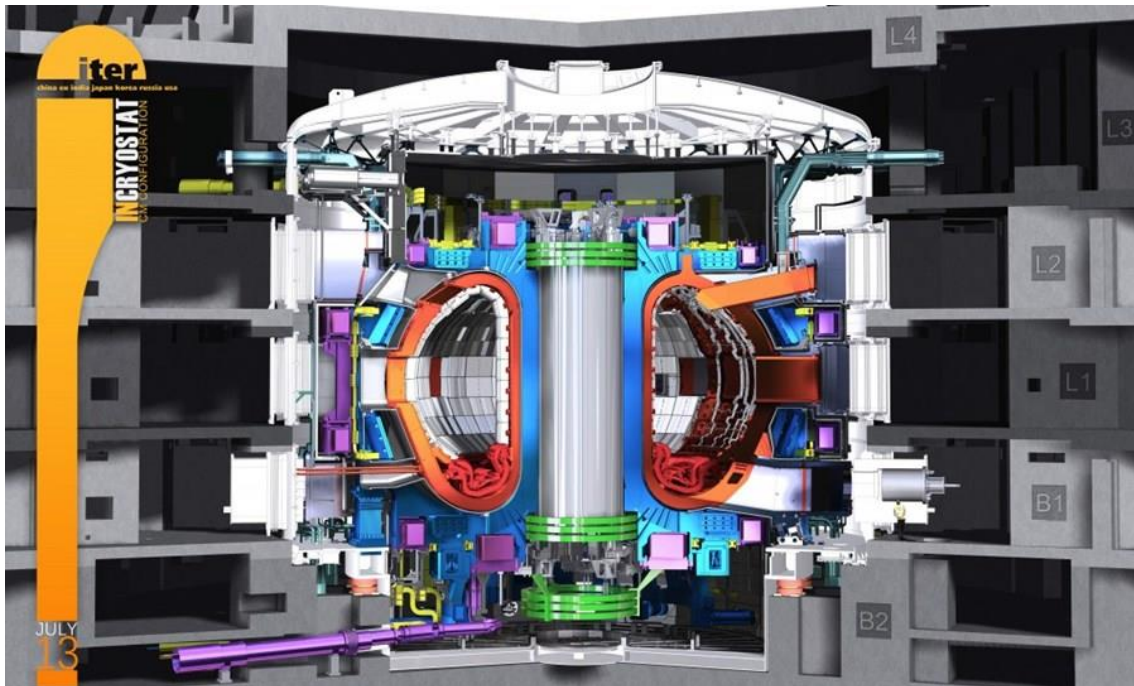


Figura 3.57: Representação artística do interior do Tokamak (fonte: ITER).

3.6.1 Core Plasma Thomson Scattering System

O Thomson Scattering System (CPTSS), é um Sistema de diagnóstico ótico que medirá a temperatura e densidade dos elétrons em diferentes pontos do plasma. Estes parâmetros são necessários para estudar como uma central de fusão nuclear poderia ser operada de forma contínua e não por pulsos.

O sistema funciona injetando um feixe de luz laser no plasma, o qual colide com os elétrons e é dispersado. Devido ao seu movimento, a dispersão do feixe de luz faz com que mude a cor do seu espectro. Isto significa que medindo o espectro da luz dispersa podemos medir a temperatura dos elétrons. De uma forma semelhante, a intensidade da luz dispersa depende do número de elétrons na trajetória do feixe, pelo que medindo a intensidade da luz dispersada pode-se determinar a densidade. Emitindo feixes de laser a um ritmo determinado e tratando os dados obtidos de forma correta, a temperatura e densidade dos elétrons no plasma podem ser determinadas em tempo real.

O sistema Thomson Scattering está distribuído em vários sub-sistemas e componentes, todos montados no EPP #10. Uma característica habitual no ITER é que um mesmo parâmetro é medido por vários sistemas ou subsistemas, às vezes localizados em diferentes pontos do tokamak para abranger diferentes zonas do plasma. No caso do Thomson Scattering system, dois sistemas combinam-se para abranger uma maior zona do plasma:

Core Plasma Thomson Scattering System: mede a parte central do plasma, até $R/a < 0.85$ (onde R é o raio maior do plasma). Está situado na gaveta #3 do EPP#10;

Edge Plasma Thomson Scattering System: cobre a parte exterior do plasma, desde $R/a=0.8$ até a camada exterior. Está localizado na gaveta #1 do EPP#10.

As óticas que recolhem a fração de luz dispersa que regressa ao sistema estão instaladas numa das gavetas do EPP#10. O resto de lentes e componentes do sistema ótico serão instaladas no interspace, atrás da closure plate.

A unidade laser estará localizada num edifício aparte, dedicado em exclusivo para os diagnósticos. Este edifício acomoda componentes que não podem estar perto do plasma, como componentes eletrónicos. Porém, isto torna necessário instalar sistemas óticos como lentes e espelhos ou fibras óticas para levar o feixe de luz desde o edifício dos diagnósticos até o plasma, ou para levar a luz desde o plasma até os detetores e sistemas de medição. Estes sistemas secundários estão instalados no port cell e no interspace.

A unidade laser consiste em dois laser principais Nd:YAG, os quais são lasers de estado sólido que emitem luz com um comprimento de onda de 1064 nm (infra-vermelho). Além destes lasers principais, incorpora outros lasers utilizados na calibração e alinhamento das óticas. O objetivo é obter feixes luz com 5 J de energia. Outro dos objetivos é construir esta unidade laser com componentes comerciais para reduzir os custos de desenvolvimento. As inovações mais recentes neste campo fazem que isto seja possível num futuro próximo.

A figura abaixo mostra uma secção do Tokamak, deixando à vista as principais áreas onde os componentes estão instalados.

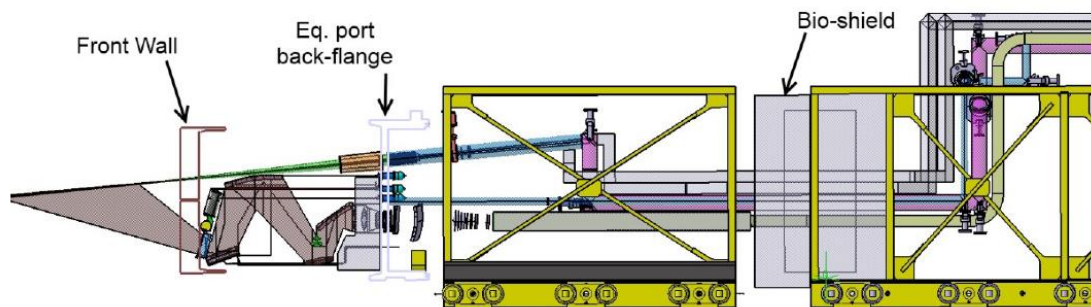


Figura 3.58: Vista lateral do Thomson Scattering System (fonte: Active Space Technologies).

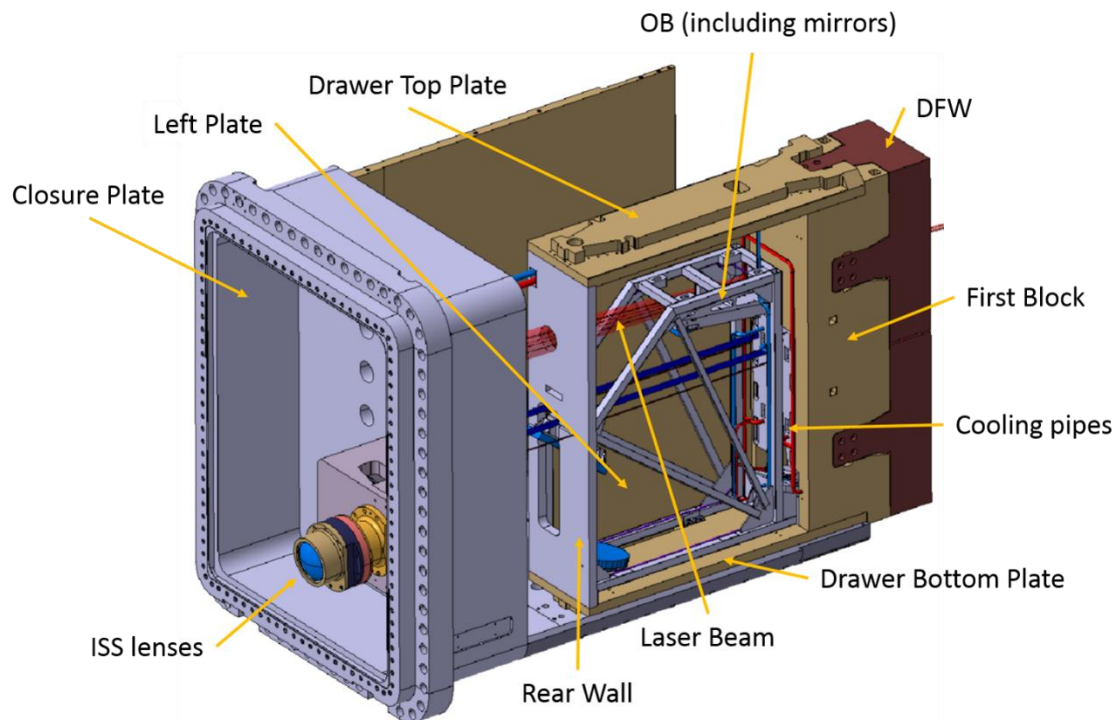


Figura 3.59: Overview dos componentes principais do sistema (fonte: Active Space Technologies).

A contribuição da Active Space Technologies foi o desenho CAD do Core Plasma Thomson Scattering System face ao CDR, acompanhando o desenho com um relatório descritivo. O trabalho foi focado nos componentes montados no interior do port plug e nas óticas no interspace. O trabalho foi realizado num esquema de colaboração direta com o cliente, e partia de um ficheiro CAD fornecido por eles que incluía as óticas, a estrutura genérica do port plug e os DFW e DSM genéricos além de outros componentes menos significativos.

O desenho dos componentes mecânicos do sistema gira à volta do conjunto de espelhos localizados no interior do port plug. Estes componentes estão montados numa estrutura soldada que funciona como bancada ótica, a qual é integrada na estrutura da gaveta.

Devido à proximidade ao plasma, e para evitar deformações na imagem obtida, o primeiro e segundo espelho estão arrefecidos ativamente e vão montados em molduras que também estão arrefecidas. O primeiro espelho também incorpora um sistema de limpeza para remover detritos depositados na sua superfície. O terceiro e o quarto espelho não precisam de arrefecimento ativo.

A interface mecânica entre a gaveta e o port plug está integrada nos painéis superior e inferior da estrutura da gaveta. O primeiro componente desta estrutura é o que é chamado “First Block”, um bloco de aço sólido que trabalha como barreira contra a radiação de neutrões e como interface mecânica do DFW. Este componente também guarda o shutter que regula a entrada de luz e partículas na gaveta.

A parede externa do sistema, conhecida como Diagnostic First Wall (DFW), é um bloco sólido feito de aço inoxidável e fixado nos painéis superior e inferior da estrutura da gaveta e no First Block. Este DFW está arrefecido e tem uma série de aberturas para permitir a saída do feixe do laser e a entrada da luz dispersada pelos eletrões do plasma.

O espaço vazio dentro da gaveta será enchido com carboneto de boro (B_4C), um material cerâmico com excelentes propriedades como isolante ante a radiação de neutrões. Este material é incorporado na forma de blocos de aço inoxidável encheidos com pó ou esferas sinterizadas deste material.

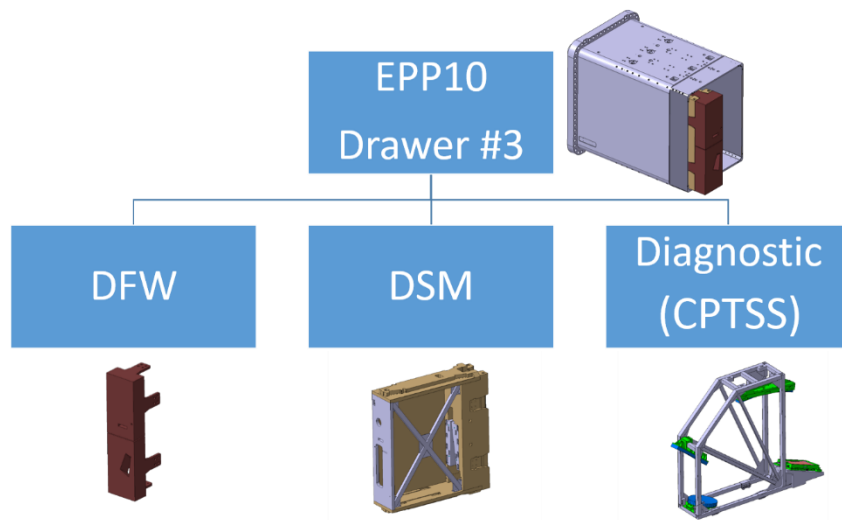


Figura 3.60: Descomposição do primeiro nível (fonte: Active Space Technologies).

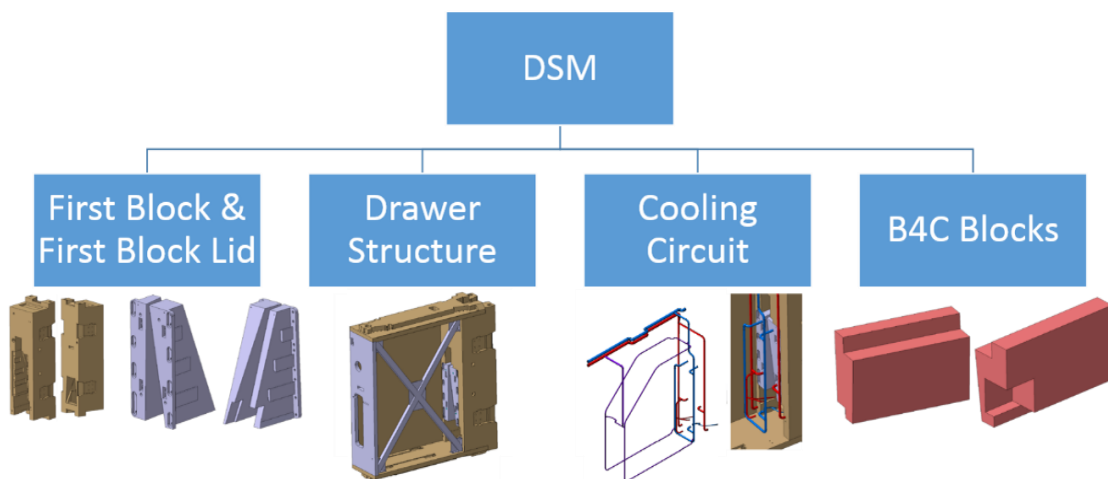


Figura 3.61: Descomposição do segundo nível (fonte: Active Space Technologies).

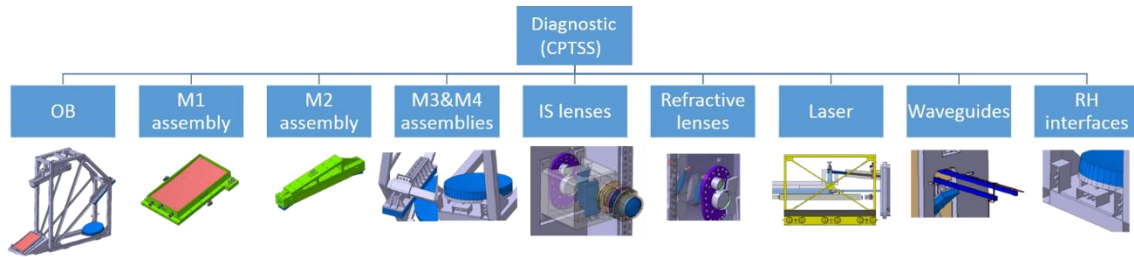


Figura 3.62: Descomposição do terceiro nível (fonte: Active Space Technologies).

A figura acima apresenta os componentes do diagnóstico. Porém, nem todos os componentes incluídos nesta decomposição estão descritos neste capítulo, já que foram desenhados por outros parceiros.

3.6.1.1 Diagnostic First Wall (DFW)

O Diagnostic First Wall é a primeira barreira contra a radiação derivada da fusão. O tipo de aço inoxidável utilizado nestes componentes tem uma boa absorção de neutrões de alto nível energético. Além de absorber os neutrões, também absorve a maioria da carga térmica derivada desta radiação de neutrões e do fluxo do calor do plasma.

Fabricado em aço inoxidável, consiste em dois blocos independentes que incorporam três flanges como interface mecânica. Devido às altas cargas térmicas que recebe, está arrefecido ativamente. Este componente também incorpora aberturas necessárias para a saída do feixe do laser, o feixe de luz dispersada pelo plasma e outros sub-sistemas.

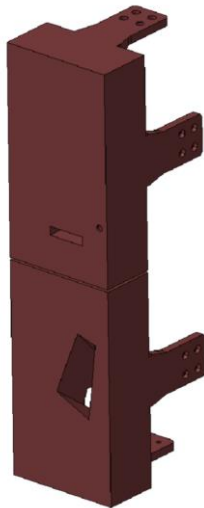


Figura 3.63: Vista isométrica do DFW (fonte: Active Space Technologies).

3.6.1.2 Diagnostic Shield Module (DSM)

O Diagnostic Shield Module é o componente central da gaveta, suporte do resto de componentes e também a interface mecânica da gaveta com o port plug. Seguindo a decomposição do segundo nível, encontramos o First Block, a estrutura da gaveta, o circuito de arrefecimento e os blocos de carboneto de boro.

3.6.1.3 First Block e Tampa

O First Block é o primeiro componente da estrutura da gaveta. É um bloco sólido de aço inoxidável. É também a primeira barreira contra a radiação de nêutrons e os fótons que vêm do plasma, é a interface principal do DFW e outros componentes estruturais.

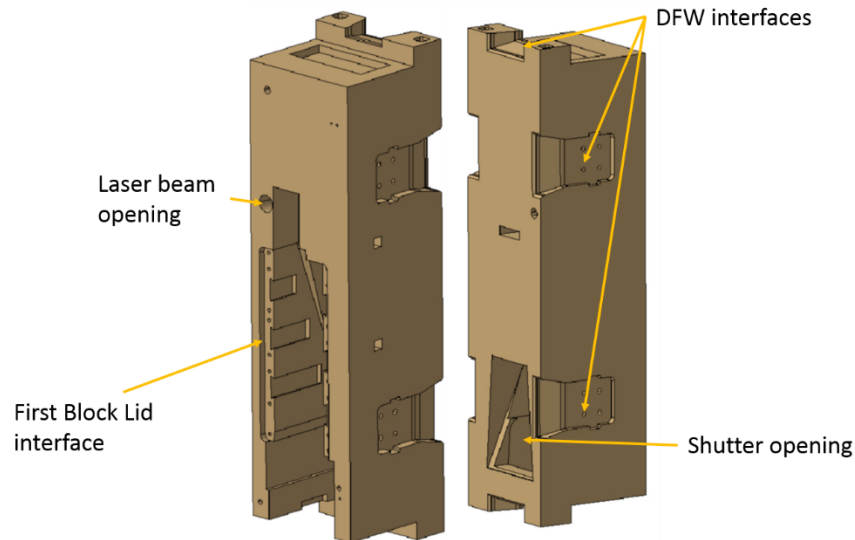


Figura 3.64: Vista frontal e traseira do First Block (fonte: Active Space Technologies).

Este componente é crítico, e embora não existam requisitos técnicos nesta fase de projeto, existem uma série de requisitos funcionais que têm que ser cumpridos:

O componente deve ser tão monolítico quanto possível. Isto significa que deve ter a menor quantidade de material removida possível para oferecer uma boa proteção contra a radiação de nêutrons e fótons. É por isso que as únicas aberturas na face frontal são as aberturas para o feixe laser, a luz dispersada pelo plasma e outros sistemas secundários;

Devido às cargas térmicas que recebe, o First Block deve ser arrefecido. O componente incorpora uma rede de canais para esta função

O desenho destes canais é só um conceito que não foi estudado em detalhe. O objetivo era mostrar que o sistema de arrefecimento foi considerado no conceito do First Block. O único parâmetro que foi considerado foi que o componente devia ter um máximo de um 20% do volume ocupado por água, enquanto o resto devia ser aço, para garantir uma ótima proteção contra a radiação. Parâmetros como o diâmetros dos canais, as perdas de carga, etc, devem ser estudadas em fases posteriores do projeto.

Este desenho dos canais é uma forma simples de criar uma rede de canais em peças muito grandes e cujo desenho não permita criar os canais previamente. No caso deste componente, os canais seriam perfurados diretos, e depois os extremos tapados com rolhas do mesmo material, inseridas a pressão.

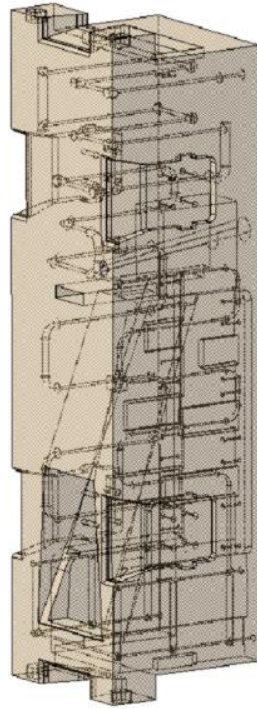


Figura 3.65: Vista transparente do First Block, a mostrar a rede de canais de arrefecimento (fonte: Active Space Technologies).

Devido à proximidade do primeiro espelho ao plasma, é preciso de um shutter para o proteger da radiação e das partículas. Este dispositivo deve ser montado pela traseira do First Block para manter uma face frontal tão contínua quanto possível. A Figura 3.66 mostra um detalhe do shutter montado no First Block.

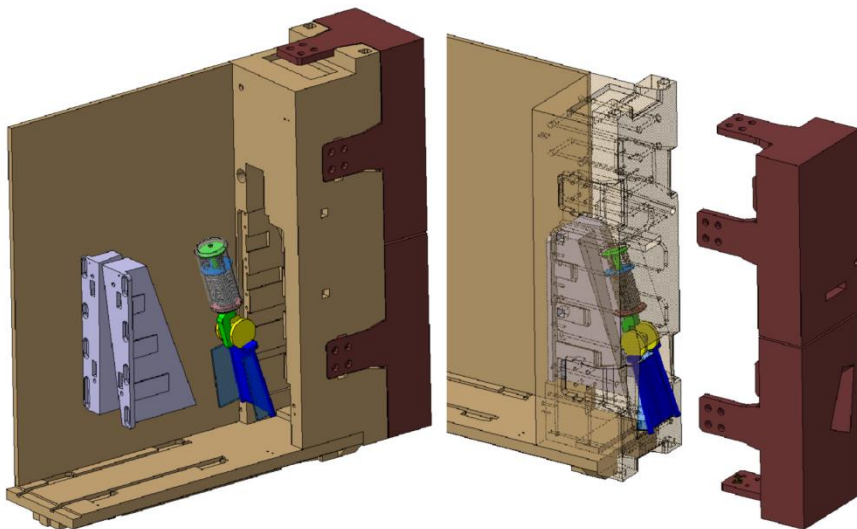


Figura 3.66: Detalhe do montagem do shutter (fonte: Active Space Technologies).

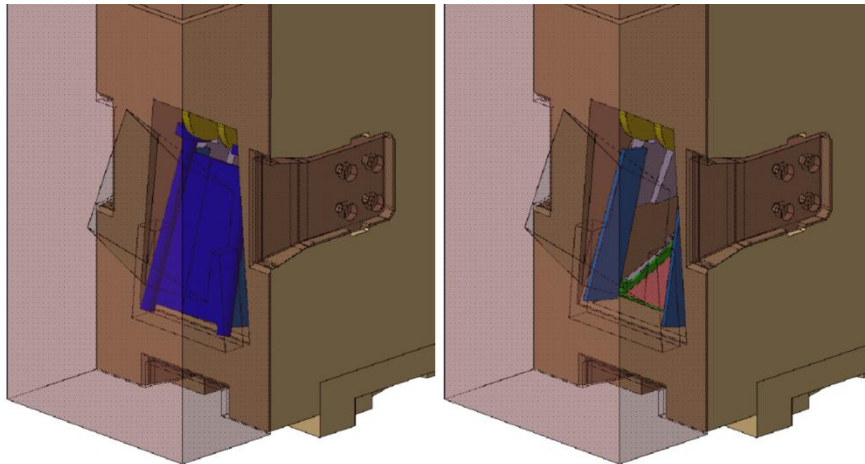


Figura 3.67: Detalhe do shutter nas suas duas posições, aberto e fechado (fonte: Active Space Technologies).

Para manter a proteção dos componentes internos do sistema e dar mais suporte ao shutter, foi necessário desenhar uma tampa. Esta tampa é formada por dois blocos independentes, feitos de aço inoxidável. Apresenta encaixes de cauda de andorinha para facilitar a sua montagem, e finalmente é fixada com parafusos ao bloco.

Este componente também precisa de ser arrefecido, pelo que um sistema de canais semelhante ao do First Block foi desenhado. Igualmente ao caso do First Block, este sistema de canais não foi calculado, foi apenas um conceito para mostrar que a necessidade de arrefecimento tinha sido considerada.

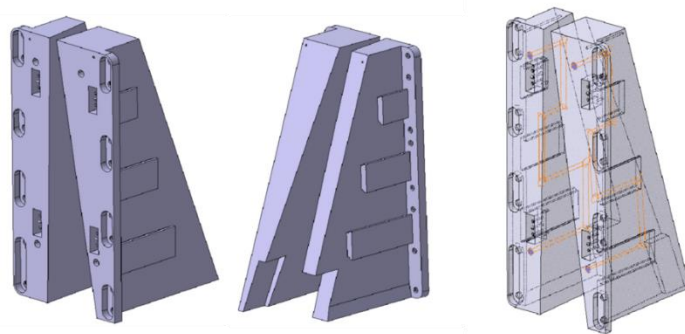


Figura 3.68: Detalhe da tampa, mostrando os canais de arrefecimento (fonte: Active Space Technologies).

3.6.1.4 Estrutura da Gaveta

A estrutura da gaveta utiliza o First Block como peça principal, e é complementada com dois painéis laterais, painéis superior e inferior, uma parede traseira e umas vigas de reforço. Todos os componentes são feitos de aço inoxidável. A figura abaixo mostra uma vista geral destes componentes todos.

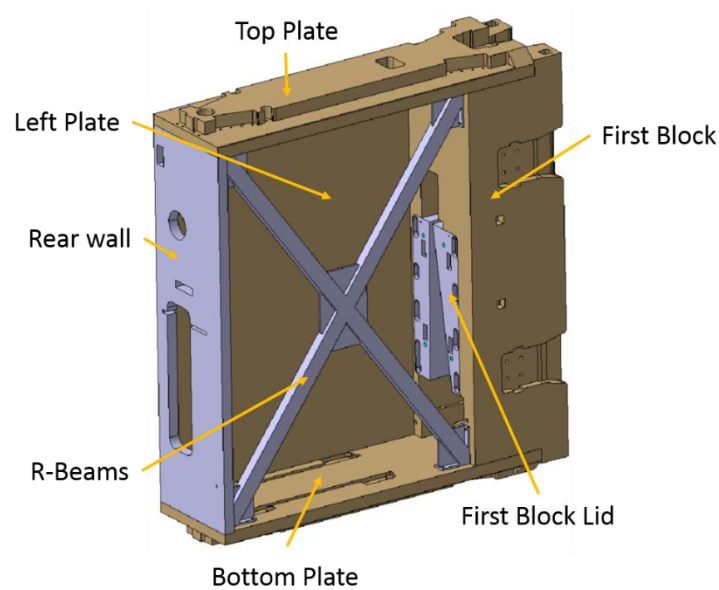


Figura 3.69: Vista geral dos componentes da estrutura da gaveta (fonte: Active Space Technologies).

Todos estes componentes foram desenhados a partir de um modelo da gaveta fornecido pelo cliente. O bloco era um corpo sólido com a geometria externa, a partir do qual foram desenhadas todas as peças. As interfaces mecânicas entre as peças não foram desenhadas, tendo-se assumido que na realidade seriam parafusadas.

Os painéis superior e inferior incorporam as interfaces mecânicas com o port plug. O painel inferior também apresenta umas pistas que permitem a incorporação da bancada ótica. Esta bancada está fixa à gaveta apenas pela sua parte inferior, para evitar transmitir as deformações e deslocamentos da gaveta aos espelhos.

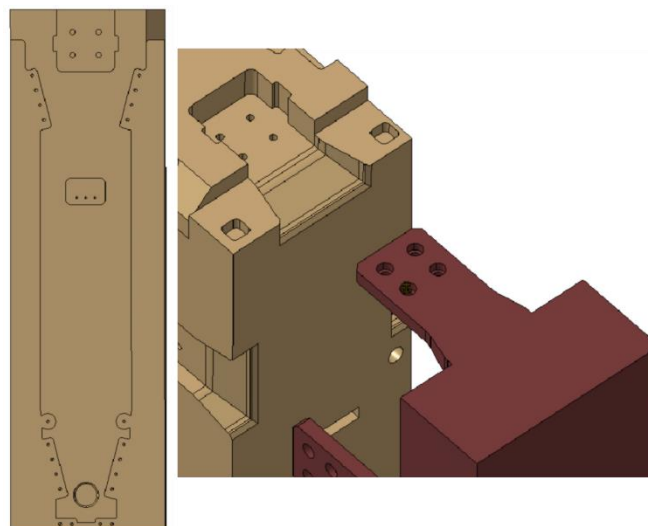


Figura 3.70: Detalhe do painel superior de das interfaces mecânicas (fonte: ITER).

Os painéis laterais e o painel traseiro estão representadas como placas sólidas de aço. Enquanto os painéis laterais são painéis sólidos, o painel traseiro tem aberturas para a

passagem da luz e para passar componentes auxiliares ao interior da gaveta (tubos de arrefecimento, tubos de gás para o sistema de limpeza do primeiro espelho, etc.).

Finalmente, a estrutura é complementada por uma viga em forma de X, construída a partir de perfil quadrado e soldado, e fixada aos painéis superior, inferior, First Block e painel traseiro.

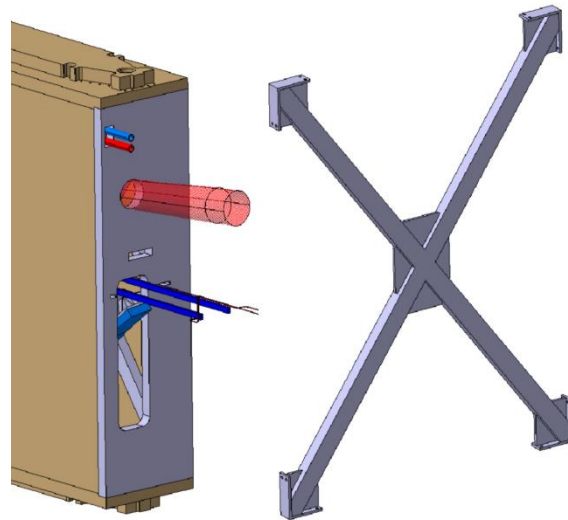


Figura 3.71: Detalhe do painel traseiro e da viga de reforço (fonte: Active Space Technologies).

3.6.1.5 Circuito de arrefecimento

Existem vários componentes que incorporam circuitos de arrefecimento. Estes circuitos individuais são alimentados por um único tubo de entrada e outro de saída. A posição destes tubos principais na parte superior era um constrangimento, já que tinha sido definida anteriormente e não era possível a sua alteração.

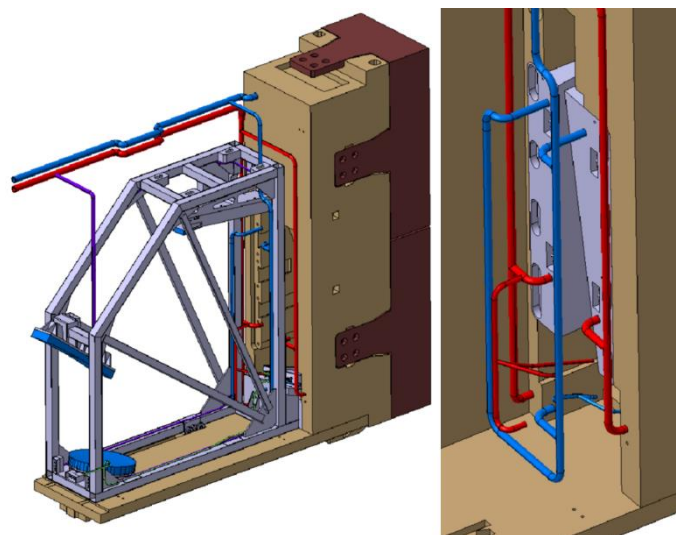


Figura 3.72: Vista geral do circuito de arrefecimento (fonte: Active Space Technologies).

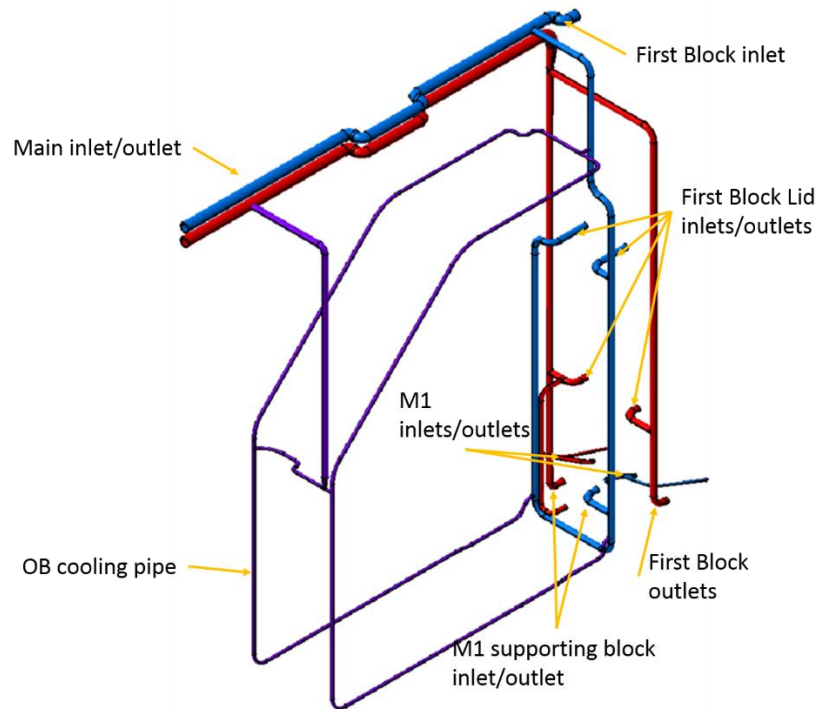


Figura 3.73: Detalhe do circuito de arrefecimento, identificando os diferentes ramos para cada sub-sistema ou componente (fonte: Active Space Technologies).

Igualmente ao que acontecia nos circuitos de arrefecimento do First Block e na tampa, este circuito também não foi estudado, sendo preciso avaliar a sua viabilidade em fases posteriores do projeto. A Figura 3.74 apresenta a distribuição de caudal de água no port plug. Estes valores são orientativos, já que não se fez um estudo dos caudais ao longo do circuito.

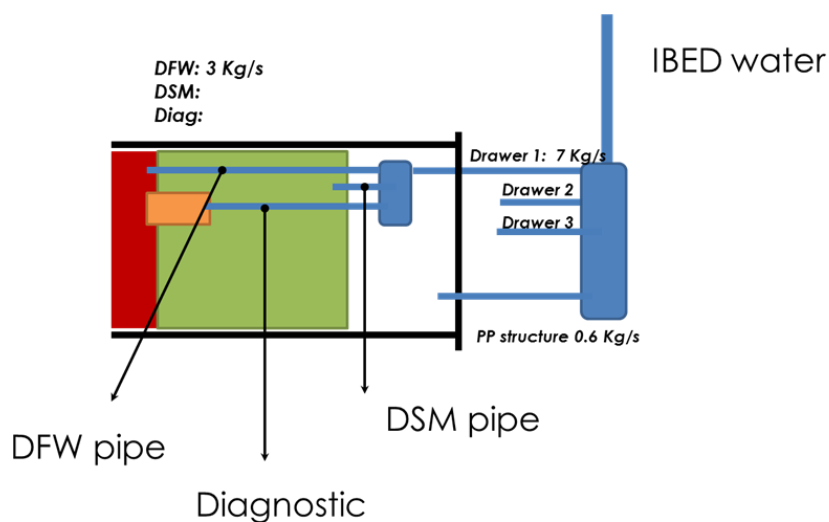
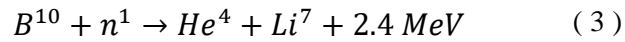


Figura 3.74: Distribuição do caudal da água no EPP#10 (fonte: ITER).

3.6.1.6 Blocos de carboneto de boro (B_4C)

Um dos aspetos inerentes ao funcionamento de um reator nuclear é o controlo da radiação de neutrões derivada das atividades de fusão ou fissão. O método habitual é utilizar

materiais com capacidade de absorber estes neutrões. (Subramanian, Suri, & Murthy, 2010) e (Mahagin, 1979) detalham as características dos materiais mais habituais nestas aplicações, e os parâmetros de desenho utilizados para a escolha do material adequado. De todos eles, os materiais baseados em boro são os que apresentam as melhores características. Este elemento, especialmente o seu isótopo ^{10}B , tem uma grande capacidade de absorber neutrões, segundo a reacção seguinte:



Uma característica que faz o boro destacar nesta aplicação é que, ao contrário que outros elementos utilizados para estas aplicações, o boro não forma núcleos ativos depois de absorber neutrões. Umo dos problemas destes materiais é que a sua capacidade de absorção de neutrões diminui quanto maior é o nível de energia da radiação. A vantagem do boro é que esta diminuição segue um padrão uniforme e é fácil prever a sua performance.

(Qian, et al., 2015) apresenta as características do boro, as aplicações em instalações nucleares e os diferentes formatos e técnicas de produção habituais hoje em dia.

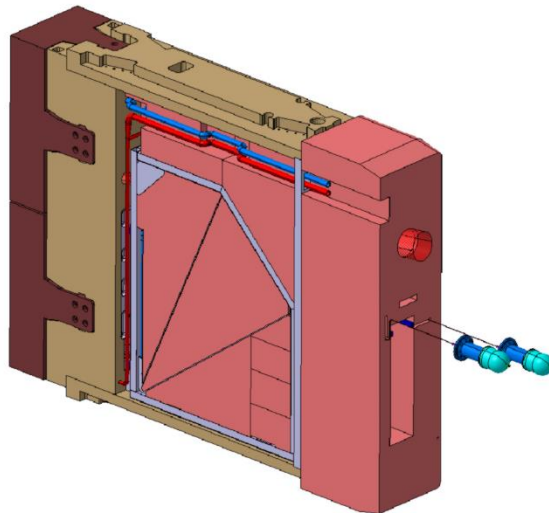


Figura 3.75: Vista geral do CPTSS com os blocos de carboneto de boro (fonte: Active Space Technologies).

No caso do Core Plasma Thomson Scattering System, a solução adotada foi encher o espaço vazio com blocos de B_4C . Estes blocos consistem em contentores de aço inoxidável enchidos com pó ou esferas sinterizadas de carboneto de boro.

A ideia por detrás deste desenho é encher o espaço vazio uma vez a bancada ótica e o resto de elementos auxiliares já estejam integrados no sistema, pelo que a solução mais simples foi criar uma série de blocos de diferentes geometrias e tamanhos que podem ser empilhados.

Para evitar constringir a bancada ótica, os blocos estão empilhados e parafusados aos painéis laterais. Placas de aço sólido com furos roscados são soldadas nos contentores para poder aparafusar os paineis.

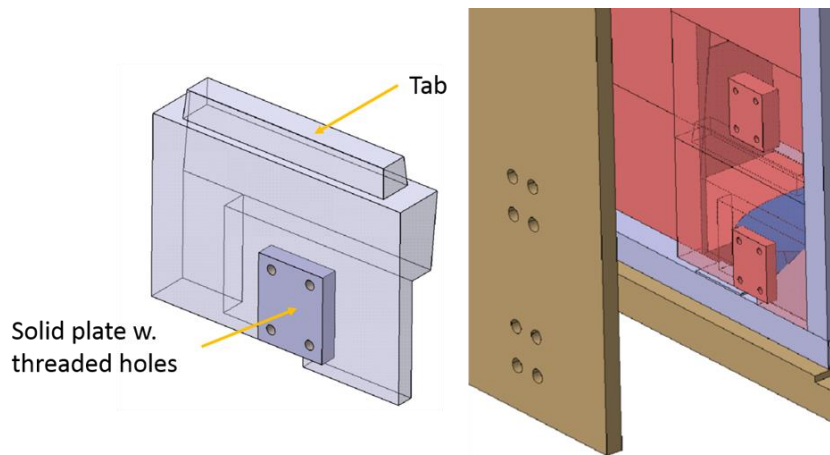


Figura 3.76: Exemplo de bloco de B₄C (fonte: Active Space Technologies).

3.6.1.7 Diagnostic (CPTSS)

A Figura 3.62 apresenta a decomposição do sistema no seu nível mais baixo, e focada nos componentes do diagnóstico desenhados pela Active Space Technologies. Há componentes nesta imagem que foram desenhados por outros parceiros do projeto e por tanto não são descritos aqui.

3.6.1.8 Bancada Ótica

A bancada ótica é uma estrutura soldada, fabricada em perfil quadrado de aço inoxidável. A sua função principal é integrar os quatro primeiros espelhos do sistema numa única unidade para minimizar a distorção no feixe de luz. A ideia é que os espelhos sejam montados e ajustados no laboratório e integrados na gaveta posteriormente.

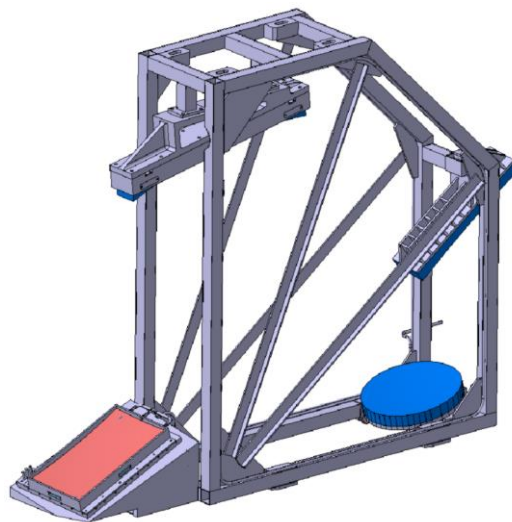


Figura 3.77: Vista isométrica da bancada ótica (fonte: Active Space Technologies).

A estrutura incorpora rodízios na parte de baixo para facilitar a integração, e uns blocos sólidos que fazem de batente. Estes rodízios entram nas pistas do painel inferior (Figura 3.69).

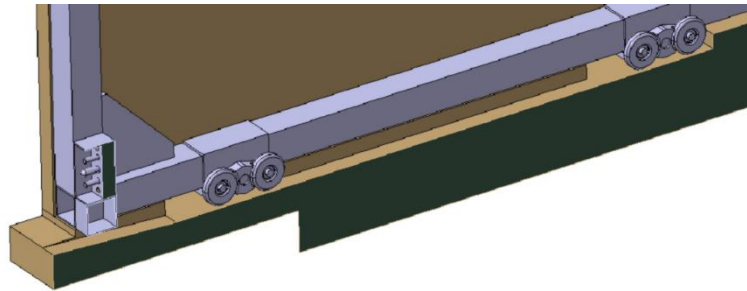


Figura 3.78: Detalhe dos rodízios da bancada ótica (fonte: Active Space Technologies).

A bancada é montada na gaveta pela parte de atrás, alinhando os rodízios com as pistas do painel inferior (Figura 3.79). Os batentes no perfil inferior da bancada impedem o deslocamento na direção longitudinal. Uma vez a bancada esteja na posição certa, é fixada ao painel inferior.

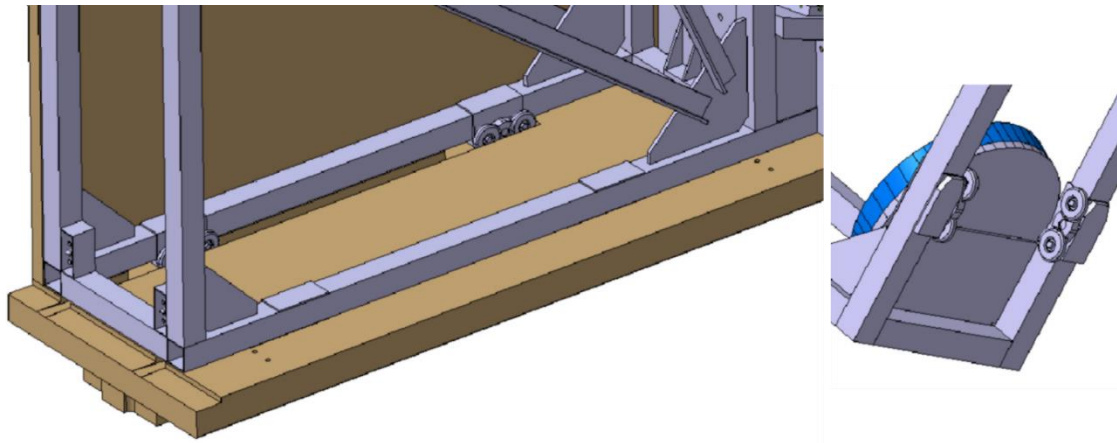


Figura 3.79: Detalhe dos rodízios e da bancada integrada na gaveta (fonte: Active Space Technologies).

A moldura de cada espelho é customizada ao tipo de espelho e as necessidades de cada um deles. As molduras dos espelhos 3 e 4 são conceitos muito simples, placas de aço onde o espelho irá aparafusado ou colado.

Os esforços de desenho focaram-se no primeiro e segundo espelho por ser componentes críticos. A posição destes espelhos tão perto do plasma obriga a incorporar sistemas de arrefecimento no espelho e na moldura. O desenho dos espelhos e das molduras estão explicados nas seguintes sub-seções.

3.6.1.9 Primeiro espelho (M1)

O primeiro espelho está situado atrás do DFW e é o primeiro elemento que recebe a luz dispersada pelo plasma. As cargas térmicas e a radiação de neutrões e fótons que recebe são também muito fortes.

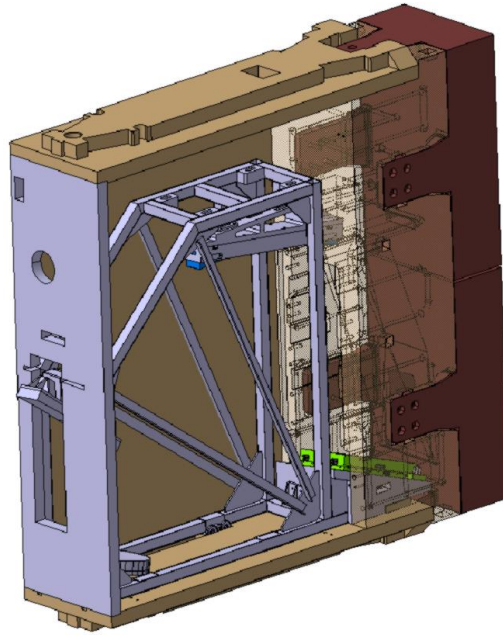


Figura 3.80: Vista geral do sistema, com o primeiro espelho destacado em verde (fonte: Active Space Technologies).

O espelho tem 410 mm de comprimento e 210 de largura, e está fabricado em molibdénio devido ao seu baixo coeficiente de expansão térmico, a sua alta condutividade térmica, alto ponto de fusão.

O modelo de espelho proposto consiste num substrato de molibdénio poli-cristal revestido por uma camada de Mo mono-cristal. O material escolhido é o Mo pela sua elevada condutividade térmica, alto ponto de fusão, resistência à radiação e à pulverização catódica e uma refletividade de até o 60% no espetro da luz visível. O Mo poli-cristal tem a tendência de perder refletividade devido à pulverização catódica resultante do sistema de limpeza, pelo que a camada de Mo mono-cristal é proposta como material para a camada refletora.

Para reduzir a distorsão induzida pela expansão térmica, o espelho incorpora um circuito de arrefecimento. Este circuito está formado por um tubo de aço inoxidável dobrado em forma de zig-zag e brasado ao espelho com cobre. A brasagem do tubo pode ser feito com vários materiais de enchimento como cobre, prata ou ligas baseadas em níquel. Esta brassagem deverá ser feita em vácuo para evitar a oxidação.

O cobre foi escolhido como material de enchimento pelas seguintes razões:

- A temperatura de recristalização do molibdénio é de 1370°C. Esta recristalização leva a uma redução na resistência e dureza e um aumento da ductilidade;
- A temperatura de fusão do cobre é de 1085°C;
- A alta condutividade térmica do cobre ajuda no proceso de arrefecimento do espelho.

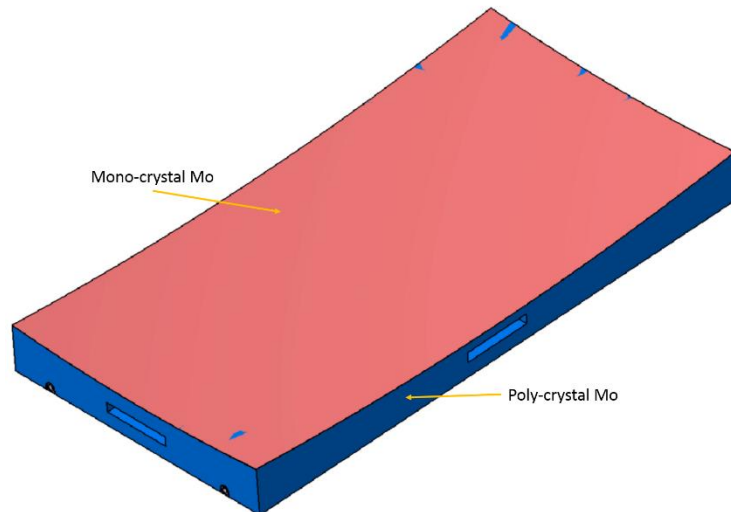


Figura 3.81: Modelo do primeiro espelho (fonte: Active Space Technologies).

O espelho tem ranhuras escavadas na parte de baixo para reduzir a deformação devida à expansão térmica.

A moldura onde o espelho vai montado é composta por uma base e uma armação aparafusadas. A base também é arrefecida por meio de uma rede de canais (Figura 3.82).

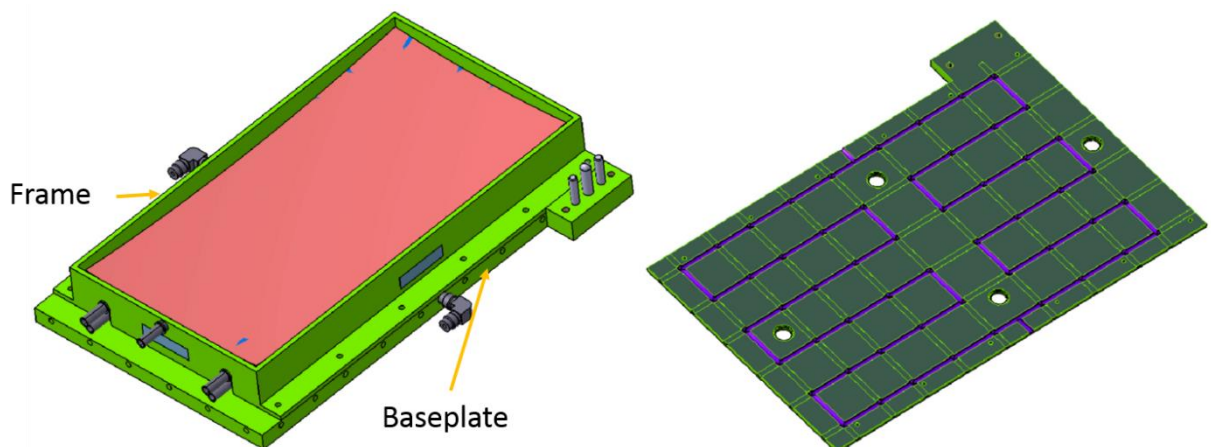


Figura 3.82: Conjunto do primeiro espelho e a moldura e detalhe dos canais de arrefecimento da base (fonte: Active Space Technologies).

A armação incorpora o sistema de limpeza, consistente na injeção de um gás sobre a superfície do espelho. O sistema de limpeza está explicado na secção Primeiro espelho (M1) do sistema CXRS. A Figura 3.127 mostra o esquema de funcionamento do sistema de limpeza.

O sistema está formado por três pontos de injeção, alimentados por um único tubo. Para isolar eletricamente o espelho da armação e base, o espelho está fixado com blocos de alumina, um material cerâmico. O sistema está desenhado para manter uma folga entre o espelho e a armação e a base, e permitir ao mesmo tempo a expansão térmica do espelho.

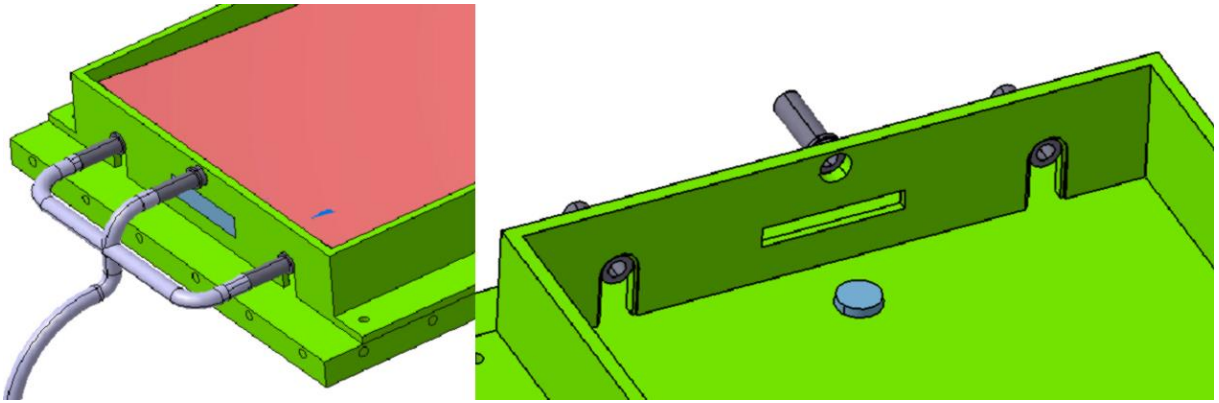


Figura 3.83: Detalhe dos injetores de gás do sistema de limpeza do primeiro espelho (fonte: Active Space Technologies).

O conjunto do espelho, base e moldura está montado num bloco de aço inoxidável, que vai aparafusado à bancada ótica. Este bloco também precisa de ser arrefecido, pelo que incorpora outro circuito de arrefecimento.

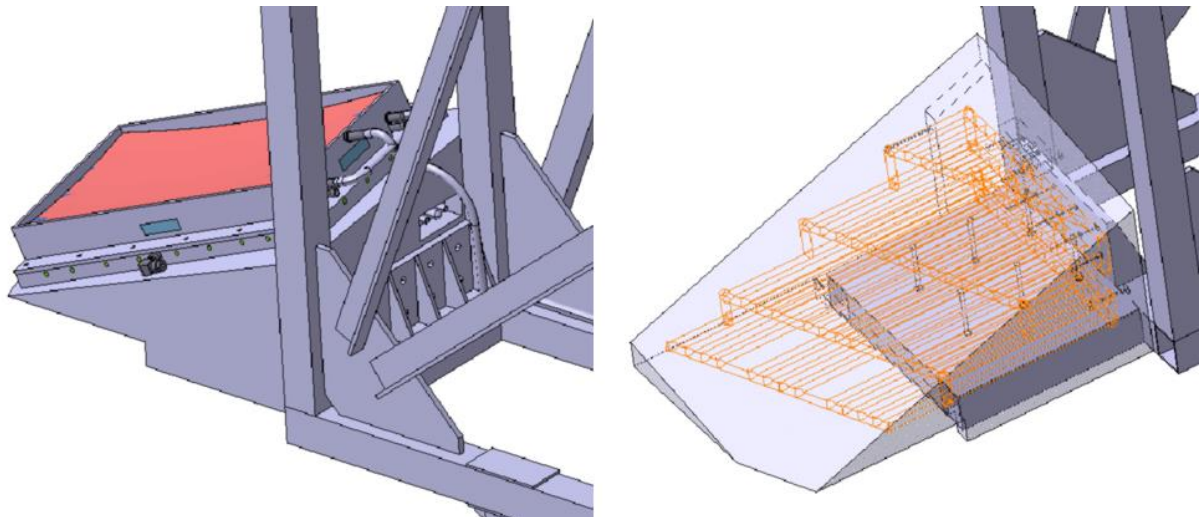


Figura 3.84: Detalhe do bloco de suporte do primeiro espelho (fonte: Active Space Technologies).

3.6.1.10 Segundo espelho (M2)

O segundo espelho está localizado na parte superior da gaveta. A carga térmica e a radiação que recebe em comparação com o primeiro espelho é menor.

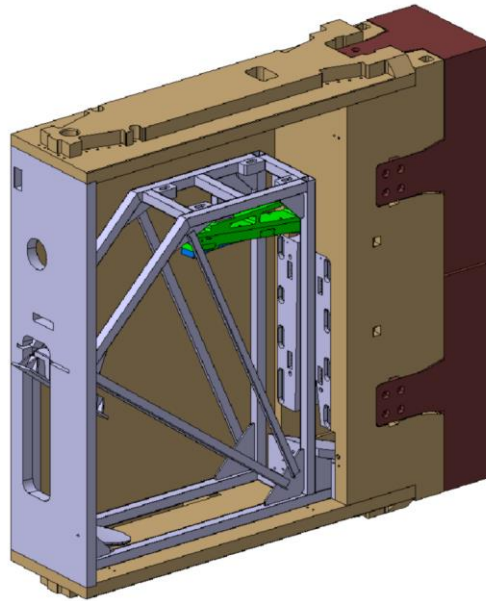


Figura 3.85: Vista geral do port plug, com o segundo espelho destacado em verde (fonte: Active Space Technologies).

O espelho é mais comprido e estreito que o primeiro espelho, e consiste numa base de carboneto de silício (SiC) com um revestimento de prata.

Este também é arrefecido, seguindo a mesma abordagem que no primeiro espelho: um tubo de aço inoxidável unido ao espelho por meio de brasagem, utilizando cobre como material de enchimento. Para poder fazer a brasagem com componentes de SiC, é preciso aplicar uma camada de Mo-Mn na peça de SiC, e executar o processo em vácuo.

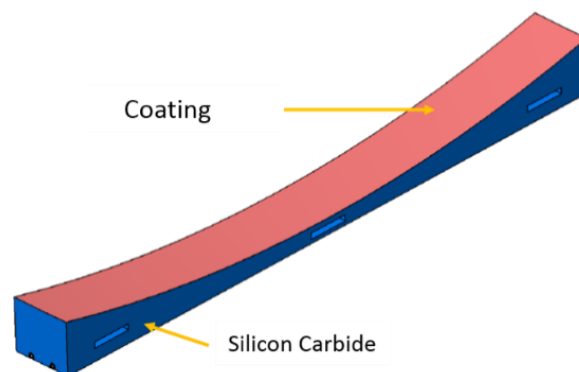


Figura 3.86: Detalhe do segundo espelho (fonte: Active Space Technologies).

Este segundo espelho também tem ranhuras para remover material e limitar assim a distorsão do espelho debida à expansão térmica.

Este espelho não precisa de sistema de limpeza, já que está mais longe do plasma e não está exposto diretamente. Porém, como está arrefecido, precisa de estar isolado

térmicamente da base. Este isolamento é conseguido com blocos de alumina, de forma semelhante ao primeiro espelho.

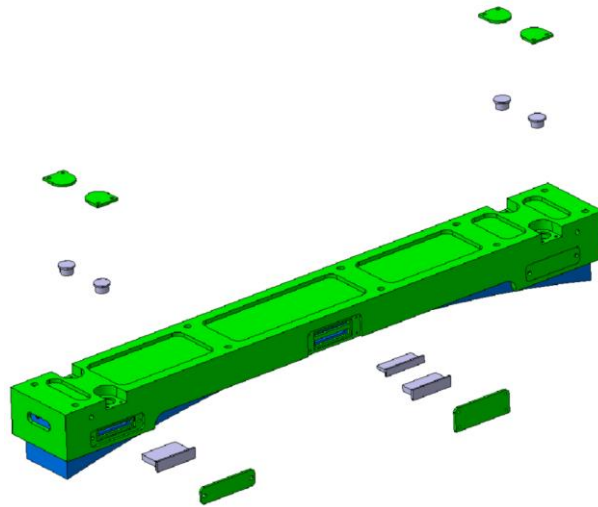


Figura 3.87: Detalhe do esquema de fixação do espelho (fonte: Active Space Technologies).

A moldura é feita de aço inoxidável, e também é arrefecida. O conjunto está fixado à bancada ótica por meio de um suporte de aço inoxidável também.

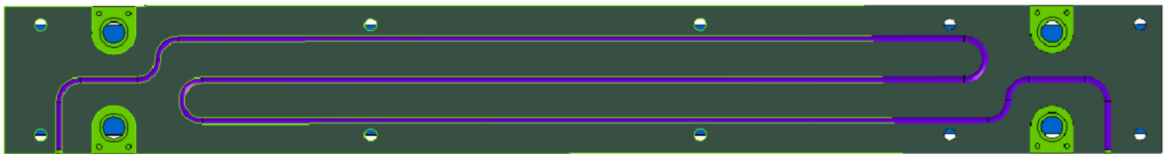


Figura 3.88: Detalhe do sistema de arrefecimento da base (fonte: Active Space Technologies).

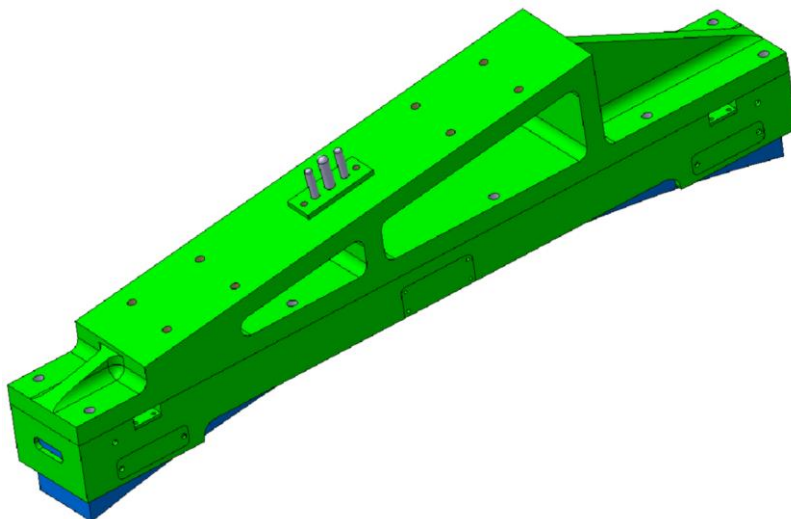


Figura 3.89: Suporte do segundo espelho (fonte: Active Space Technologies).

3.6.1.11 Terceiro e Quarto espelho (M3 & M4)

O terceiro e quarto espelho estão localizados na parte traseira da gaveta. Estes espelhos são feitos de alumínio, e devido à sua localização não precisam de arrefecimento ou sistema de limpeza. As molduras são simples conceitos, placas de aço onde o espelho irá colado ou aparafusado. As interfaces mecânicas entre os espelhos e as molduras não foram definidas nesta fase do projeto.

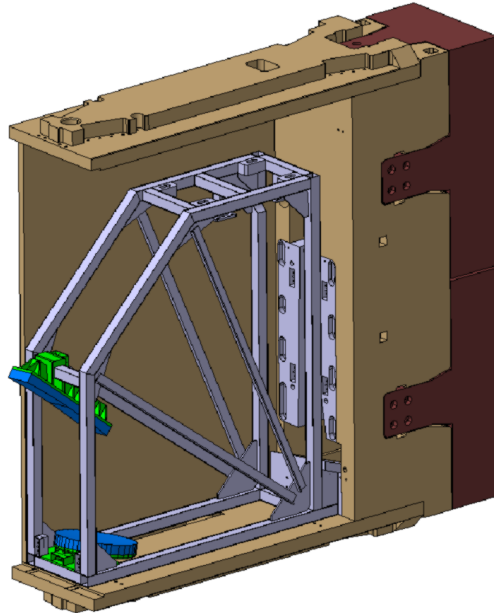


Figura 3.90: Vista geral do sistema com os espelhos destacados em verde (fonte: Active Space Technologies).

O terceiro espelho está fixado a uma das vigas da estrutura da bancada ótica. A moldura são duas peças diferentes. Uma delas é uma base onde o espelho é fixado, e tem reforços para maior rigidez. A segunda peça está soldada na estrutura.

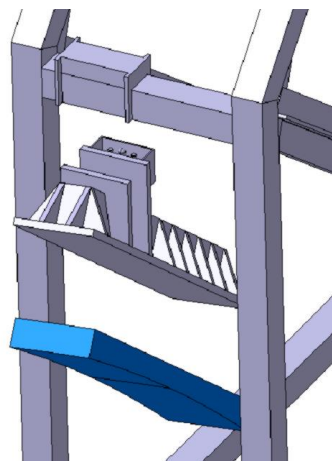


Figura 3.91: Detalhe da moldura do terceiro espelho (fonte: Active Space Technologies).

A moldura do quarto espelho é uma placa fixa à bancada.

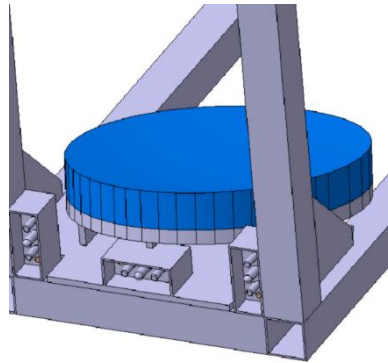


Figura 3.92: Detalhe da moldura do quarto espelho (fonte: Active Space Technologies).

3.6.1.12 Óticas do Interspace

As óticas no interspace são quatro conjuntos de elementos.

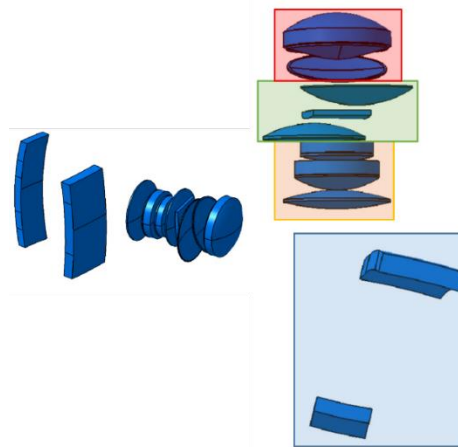


Figura 3.93: Detalhe das lentes do interspace e vista superior identificando os quatro conjuntos de lentes e espelhos (fonte: ITER).

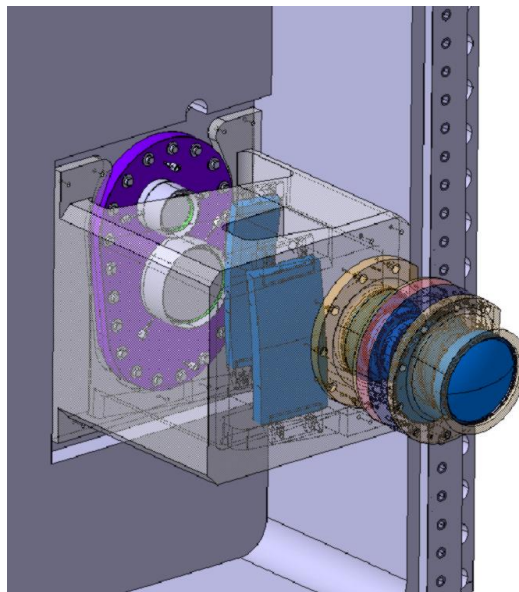


Figura 3.94: Vista geral das molduras dos elementos óticos do interspace (fonte: Active Space Technologies).

A moldura dos dois primeiros elementos, os espelhos côncavos, são duas partes que quando montadas formam um único volume fixo na closure plate do port plug. A flange da caixa está desenhada à volta da janela doble (elemento roxo na Figura 3.94). Esta janela doble é um elemento normalizado no ITER, é um desenho já qualificado e utilizado em inumeráveis sistemas. A Figura 3.95 mostra em detalhe a fixação dos espelhos. Esta caixa serve de interface para as molduras das restantes lentes.

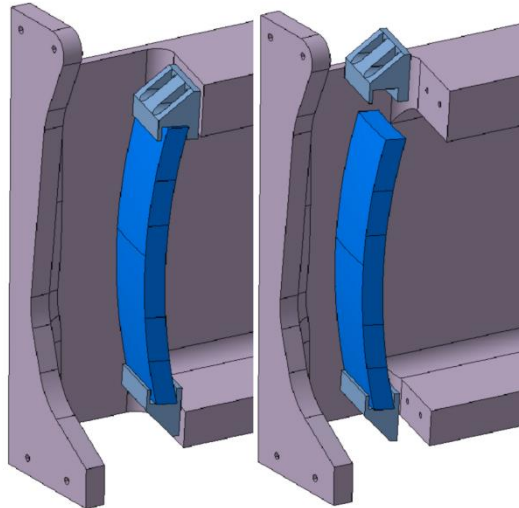


Figura 3.95: Detalhe da fixação dos espelhos (fonte: Active Space Technologies).

O segundo conjunto consiste em cinco lentes coaxiais. A moldura é uma peça de revolução onde as lentes são inseridas e fixadas com espaçadores e anéis de retenção. A moldura tem uma das flanges recortada para não bater na closure plate, e há um pequeno ângulo entre as faces das flanges para compensar o desvio angular entre o eixo deste conjunto de lentes e os espelhos.

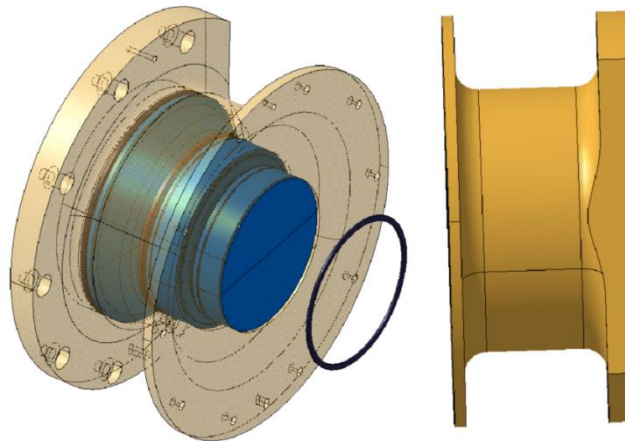


Figura 3.96: Moldura das lentes coaxiais (fonte: Active Space Technologies).

O terceiro conjunto de elementos óticos é formado por duas lentes côncavo-convexas e uma lente central convexa-plana. A moldura está formada por duas peças diferentes, que quando montadas, são coaxiais com o conjunto de lentes anterior. A segunda lente

côncavo-convexa é fixada na sua moldura ao montar a moldura do último conjunto de lentes.

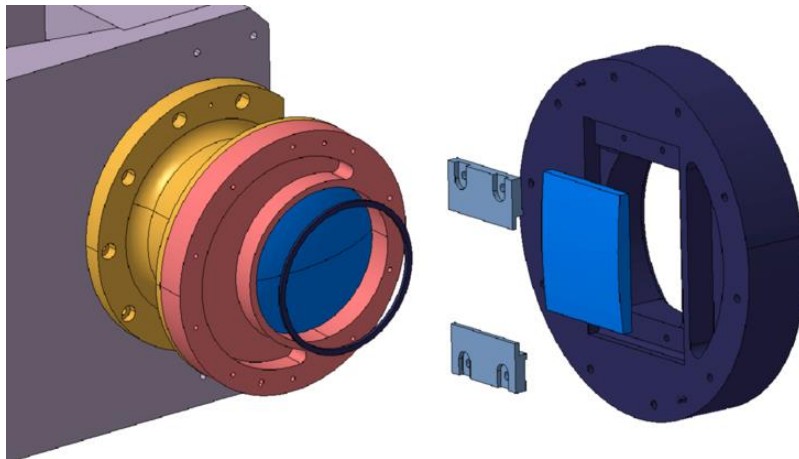


Figura 3.97: Moldura do terceiro conjunto de elementos óticos (fonte: Active Space Technologies).

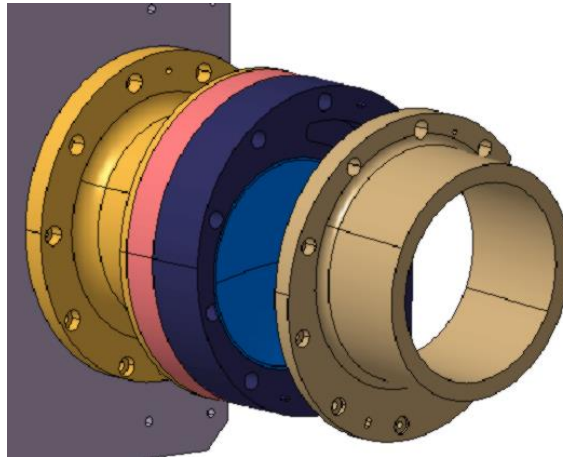


Figura 3.98: Moldura do último conjunto de lentes (fonte: Active Space Technologies).

O último conjunto de lentes está composto por duas lentes, uma delas inclinada com respeito à outra. Para manter a posição relativa entre as lentes e facilitar a sua integração na moldura, a lente inclinada está montada numa armação feita em duas partes que no seu conjunto é coaxial com a outra lente e com a moldura (Figura 3.99). A flange da moldura tem um ângulo para absorber o desvio angular entre o eixo deste conjunto de lentes e o eixo do conjunto anterior (Figura 3.100).

O alinhamento entre os diferentes conjuntos de lentes e espelhos é garantido com cavilhas toleranciadas (Figura 3.101).

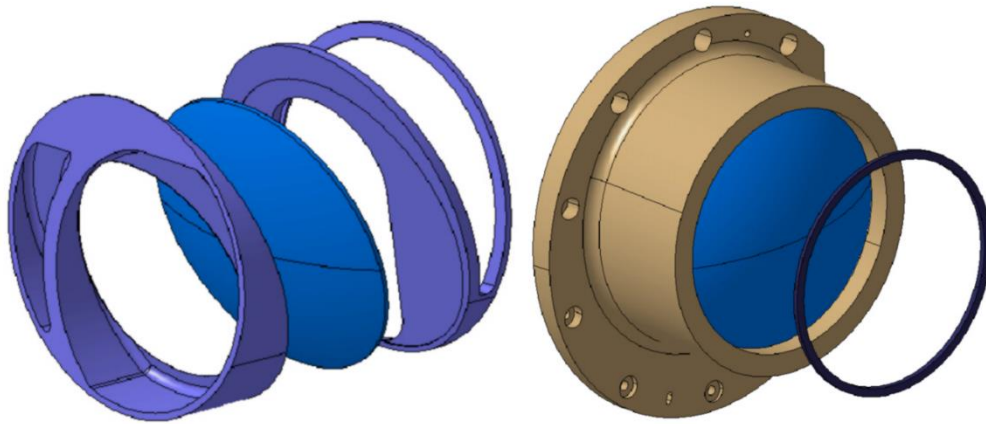


Figura 3.99: Detalhes da moldura do terceiro conjunto (fonte: Active Space Technologies).

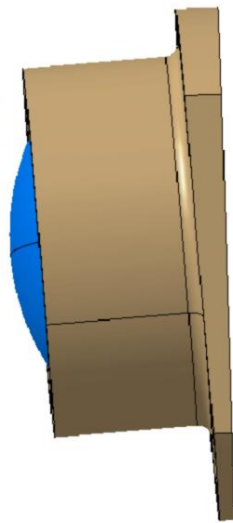


Figura 3.100: Detalhe do ângulo na flange da moldura (fonte: Active Space Technologies).

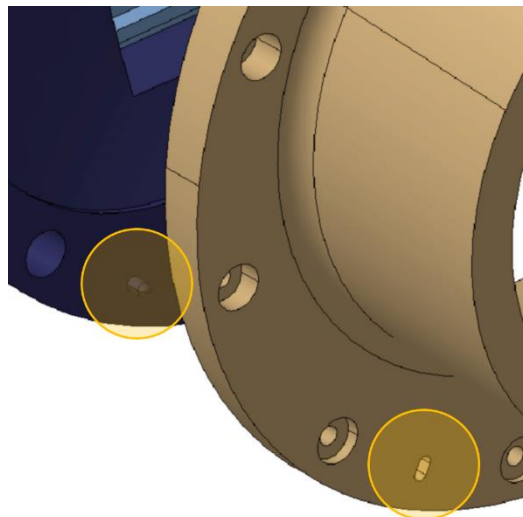


Figura 3.101: Detalhe das cavilhas de alinhamento (fonte: Active Space Technologies).

O conjunto de óticas está aparafusado na closure plate, à volta da janela doble. As molduras têm um corte no lado direito para evitar bater na estrutura do interspace.

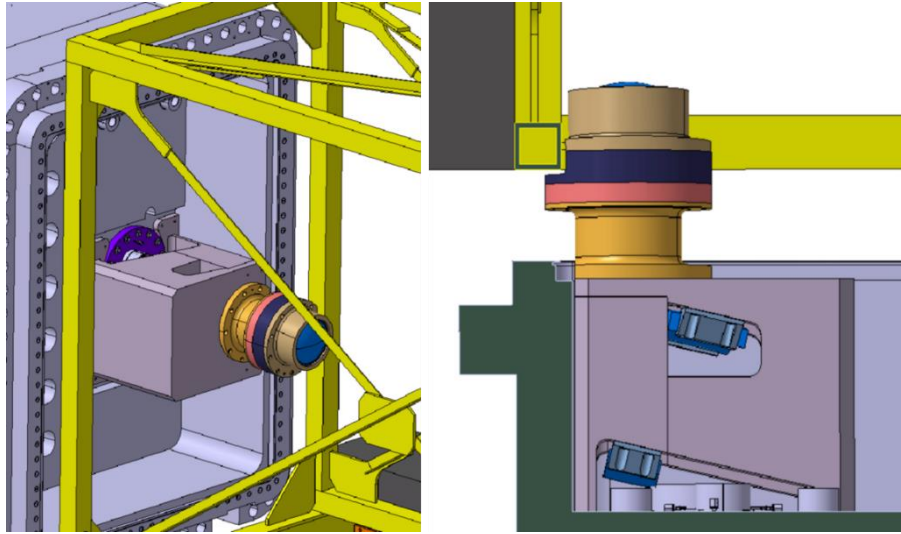


Figura 3.102: Detalhe das lentes do interspace já integradas e detalhe do corte para evitar bater na estrutura do interspace (fonte: Active Space Technologies).

Todos os componentes destas molduras estão feitos em aço inoxidável. A ideia é considerar duas unidades, a caixa dos espelhos por um lado e as lentes por outro lado. As lentes irão estar fixadas à estrutura do interspace também, embora esse conceito não tenha sido desenhado. No momento de extrair a estrutura do interspace, os conjuntos de lentes sairiam juntamente com a estrutura, enquanto a caixa dos espelhos ficaria montada na closure plate.

3.6.1.13 Interfaces para manipulação remota

Todos os componentes no interior do reator são suscetíveis de se ativar por acção da radiação do plasma e passar emitir radiação eles próprios. Por tanto, a manipulação direta por parte de operadores não é possível.

Para evitar este contato direto, os componentes do interior da gaveta serão manipulados por robôs. Todos os componentes incorporam uma interface genérica em previsão da manipulação com esses robôs.

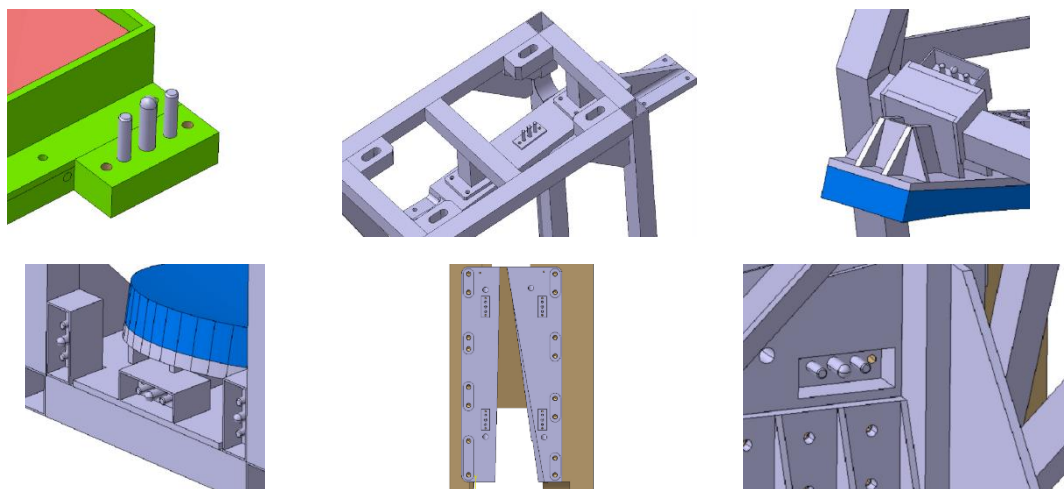


Figura 3.103: Exemplos de interfaces para a manipulação remota (fonte: Active Space Technologies).

3.6.1.14 Análise térmica dos espelhos e bancada ótica

Uma das tarefas executadas neste projeto foi realizar uma análise térmica dos componentes mais importantes: o primeiro e segundo espelho por ser os componentes mais próximos do plasma e a bancada por ser o componente onde os espelhos estão montados. O objetivo era avaliar a distribuição das temperaturas e obter uma primeira aproximação das deformações e tensões.

Estas análises foram realizadas aplicando o método dos elementos finitos. A presente secção introduz este método brevemente e detalha aspetos do modelo utilizado nas análises relevantes no contexto do ITER. Aspetos específicos da aplicação do método como por exemplo a construção da malha não são considerados relevantes, pelo que ficam fora do âmbito desta tese.

O método dos elementos finitos pode-se definir como um método numérico que consiste em dividir um domínio contínuo (o componente a analisar) num conjunto finito de elementos mais pequenos. Cada elemento está conectado aos elementos do seu redor por meio de nós nos lados comuns.

O comportamento dos elementos é regido por um conjunto de equações algébricas que permitem avaliar a magnitude física a estudar nos nós. O valor da magnitude no elemento é interpolado a partir do valor nos nós, e interpolando o valor em cada elemento obtém-se o valor da magnitude para o componente inteiro.

É importante destacar que é a resolução deste modelo matemático que dará a solução numérica desejada. O problema real deve ser estudado para derivar um modelo físico que o descreva. Este modelo físico é traduzido então num modelo matemático que será

resolvido. Praticamente todos os fenómenos físicos podem ser descritos com a ajuda de leis físicas e expressões matemáticas.

Na aplicação do método dos elementos finitos é muito habitual lidar com um grande número de equações algébricas. Uma forma eficaz de trabalhar é expressá-las em forma de matrizes e utilizar álgebra matricial para as resolver. O formato característico é apresentado na expressão (4):

$$KD = R \quad (4)$$

Onde D é um vetor de incógnitas (valores nos nós da magnitude a estudar), R é um vetor de cargas e K é uma matriz de coeficientes. A matriz K é uma matriz construída a partir das matrizes de coeficientes de cada elemento.

As condições ambientais no reator ITER são um cenário altamente exigente para os sistemas e componentes instalados no seu interior. As cargas térmicas e estruturais que sofrem são muito intensas e levam os materiais ao limite.

Os parágrafos que seguem detalham as condições de fronteira e as cargas consideradas nas análises. Como já foi referido anteriormente, a intenção não é explicar a aplicação do método dos elementos finitos mas tentar caracterizar o ambiente em que os componentes trabalham.

As condições de fronteira consideradas para as análises foram as seguintes:

- O interior do reator está em condições de vácuo. Isto significa que a transferência de calor acontece tipicamente por condução e radiação. Apenas existe convecção nos circuitos de arrefecimento onde existe um fluxo de água (como por exemplo nos primeiro e segundo espelho);
 - Foi considerada uma temperatura de 70°C para a água do sistema de arrefecimento e um caudal de 10 l/min (valores sugeridos pelo cliente). O coeficiente de transferência de calor por convecção foi calculado para diferentes diâmetros de tubo, considerando estes parâmetros. A Figura 3.104 apresenta o valor do coeficiente de transferência de calor por convecção para a água, para tubos de diferentes diâmetros internos e em função do caudal.

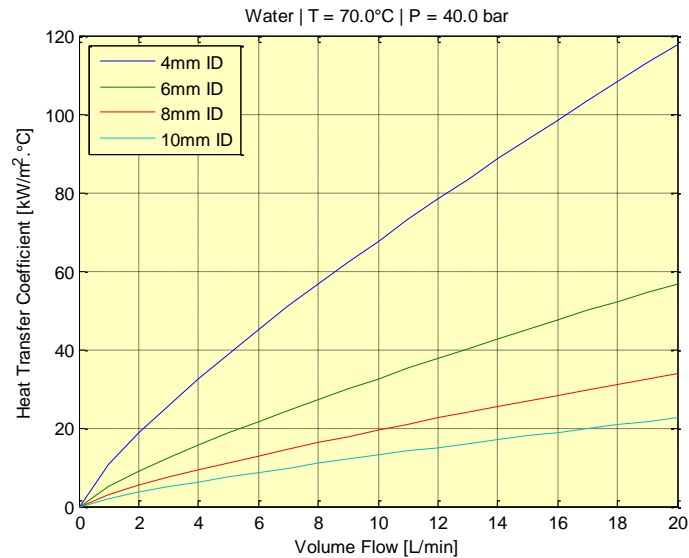


Figura 3.104: Coeficiente de transferência de calor por convecção (fonte: Active Space Technologies).

O tubo escolhido foi o de menor diâmetro para maximizar a transferência de calor por convecção. Para esse diâmetro, e para um caudal de 10 l/min, o valor é de 67.68 kW/m² °C.

A transferência de calor por convecção é calculada segundo a expressão seguinte:

$$dQ = dA \cdot h \cdot (T_s - T_f) \quad (5)$$

Onde dA é a superfície do corpo em contato com o fluido, h é o coeficiente de convecção e T_s e T_f as temperaturas da superfície e do fluido respectivamente. O coeficiente de convecção depende de muitos parâmetros do fluxo do fluido, como pode ser o regime do fluxo, a velocidade, a viscosidade, etc. É uma correlação entre o estado do fluido e as condições da análise.

- A temperatura ambiente considerada foi de 22°C. Este valor é um valor arbitrário sugerido pelo cliente;
- Foi assumido um contato perfeito entre componentes, sem resistência térmica;
- Devido às altas temperaturas esperadas durante o funcionamento do reator, a variação das propriedades dos materiais em função da temperatura deveria ser considerada. Porém, este efeito foi descartado para simplificar as análises. (Defense Metals Information Center, 1962) e documentos fornecidos pelo cliente apresentam os valores das propriedades

As análises realizadas foram puramente térmicas, pelo que não foi considerada nenhuma carga estrutural. Também não foram considerados fenômenos transientes, apenas estados estacionários.

A análise térmica segundo o método dos elementos finitos é tratada de forma análoga à análise estrutural, podendo-se encontrar informação detalhada sobre esta analogia na literatura existente. A modo de exemplo, em (Cook, 1995) define-se que para uma análise térmica em regime estacionário, o problema é governado pela equação:

$$K_T T = Q \quad (6)$$

Onde K_T é uma matriz de coeficientes que depende das condições de condução, convecção e radiação do problema; T é um vetor de valores de temperaturas (incógnitas) nos nós e Q é um vetor de cargas térmicas.

No caso das análises destes componentes, foram consideradas duas cargas térmicas:

- O fluxo de calor no DFW devido à radiação e ao fluxo de partículas é de 0.35 MW/m² na face do DFW. A seguinte equação é utilizada para calcular o fluxo de calor em função da distância ao plasma:

$$P_1 = \frac{r^2}{d^2 + r^2} \times P_0 \quad (7)$$

Onde:

- P_0 : Fluxo de calor na superfície do DFW;
- d : distância;
- r : raio equivalente da abertura no DFW.

O raio da abertura é assumido que é igual ao raio maior do primeiro espelho, 0.165 m.

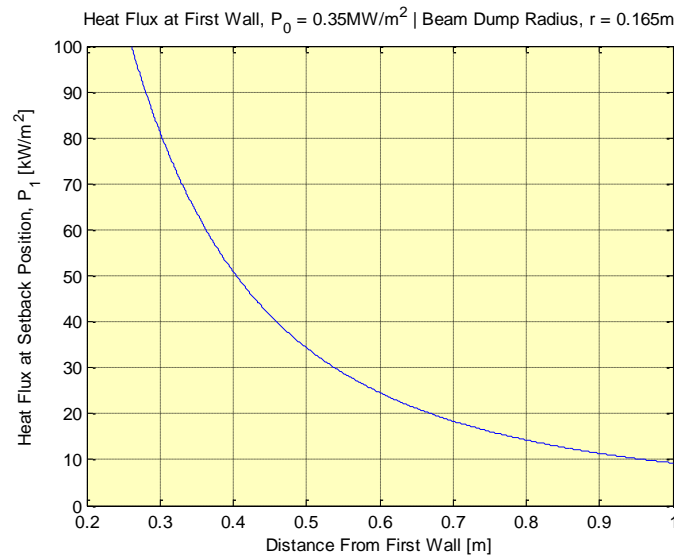


Figura 3.105: Fluxo de calor em função da distância ao DFW (fonte: Active Space Technologies).

- Para obter o calor gerado internamente devido à radiação é preciso realizar uma análise de radiação. Este estudo foi feito pelo cliente, que forneceu os valores

desta carga térmica para os diferentes materiais presentes no modelo, e para as posições do primeiro e segundo espelho:

Quadro 3.1: Carga térmica devida à radiação para os diferentes materiais.

Calor devido à radiação nuclear (Mo)	Molibdénio		Silicone		Aço inoxidável	
	Primeiro espelho	Segundo espelho	Primeiro espelho	Segundo espelho	Primeiro espelho	Segundo espelho
Neutrões [W/m ³]	30x10 ³	500	100x10 ³	500	300x10 ³	1000
Fotões [W/m ³]	1x10 ⁶	200x10 ³	100x10 ³	10x10 ³	10 ⁶	100x10 ³
TOTAL [W/m ³]	1,03x10 ⁶	200,5x10 ³	200x10 ³	10,5x10 ³	1,3x10 ⁶	101x10 ³

Nos anexos pode-se encontrar um resumo com os resultados das análises. São apresentados os valores de ΔT e o valor da deformação na direção normal à superfície no caso dos espelhos e a deformação segundo os três eixos no caso da bancada ótica.

No caso do primeiro espelho, a análise foi uma primeira tentativa para conhecer o comportamento do espelho nas condições que irá defrontar no ITER. Pode-se inferir que o desenho do espelho tem uma grande influência no seu comportamento sob cargas térmicas. O desenho final e os processos de fabrico podem afetar a geometria e portanto o comportamento do espelho, pelo que esta análise deverá ser repetida com um modelo mais desenvolvido onde todos estes factores tenham sido considerados.

No caso do segundo espelho, os incrementos de temperatura e a deformação são menores do que no primeiro. Os resultados indicam que seria possível não ter que arrefecer o espelho diretamente, simplificando a configuração e fabrico do espelho. Esta hipótese deveria ser avaliada com mais análises.

Finalmente, no caso da bancada ótica, os resultados só dão uma primeira estimativa do seu comportamento. Para poder tirar conclusões de maior peso, seria necessário analisar o conjunto da bancada com os espelhos e as molduras. Assim poder-se-ia avaliar o alinhamento ótico do conjunto com as condições operativas do instrumento.

3.6.2 Core eXchange Recombination Spectroscopy (CXRS)

O sistema Core eXchange Recombination Spectroscopy é um diagnóstico ótico., e a sua função é medir as emissões de vários isótopos de impurezas do plasma. Quando estes átomos colidem com átomos neutros de hidrogénio, estes últimos cedem electrões altamente energizados aos isótopos. Quando a energia dos electrões decai e saltam para órbitas mais próximas do seu núcleo, emitem fotões que podem ser captados para medir diferentes parâmetros como a densidade de Hélio no núcleo do plasma, a temperatura dos

iões, rotação do plasma e o teor de impurezas. A leitura destas emissões é essencial para o controlo do plasma e estudos físicos.

Há dois sistemas de diagnóstico que aplicam a técnica de CXRS:

- CXRS-core: mede a parte central do plasma, até $R/a < 0.7$ (onde R é o raio maior do plasma). Está situado no UPP #3;
- CXRS-edge: cobre a parte exterior do plasma, desde $R/a=0.5$ até a camada exterior. Está situado no EPP #3.

A nossa contribuição ao projeto esteve focada no sistema CXRS-core, cujas funções principais são:

- Medida da temperatura dos iões, T_b ;
- Medida da velocidade de rotação do plasma;
- Medida do teor de cinza de Hélio e de outros componentes de baixo peso atómico como berílio, carbono, oxigénio, néon, etc.

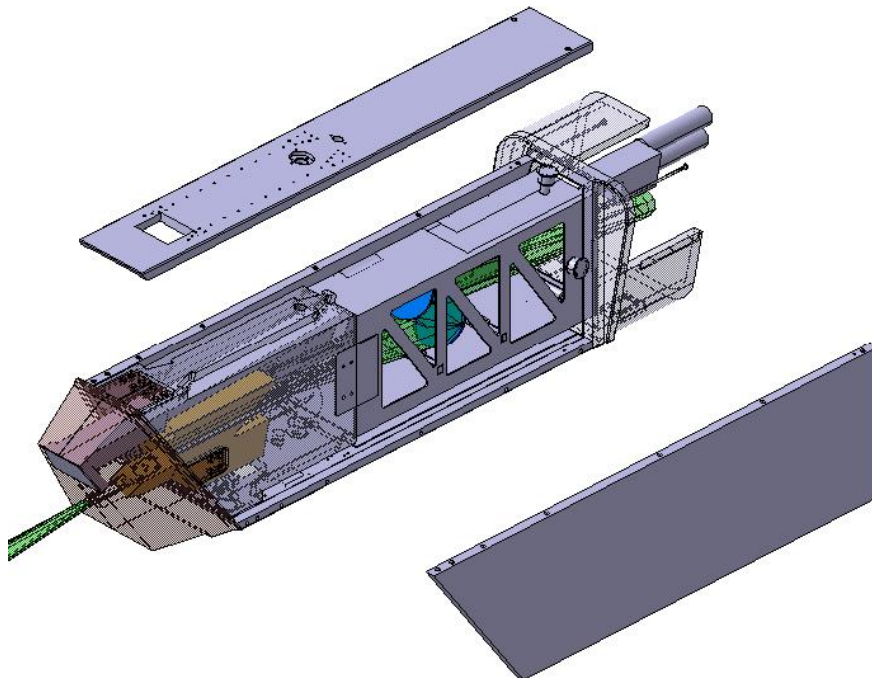


Figura 3.106: Overview do sistema CXRS (fonte: Active Space Technologies).

O nosso trabalho neste projeto foi contribuir para o desenho CAD do sistema face ao CDR, escrevendo um relatório onde era descrito. O trabalho foi realizado num esquema de colaboração direta com o cliente, e partia de um ficheiro CAD fornecido por este que incluía as óticas, a estrutura genérica do port plug e os DFW e DSM genéricos além de outros componentes menos significativos.

O componente principal de um diagnóstico ótico é o que se conhece como desenho ótico. Tarefa de especialistas, este trabalho consiste em escolher e definir o tipo e tamanho dos espelhos e lentes que são necessários para atingir os objetivos científicos dos sistema,

assim como a sua posição relativa entre eles e no sistema. Isto se traduz num modelo CAD do conjunto de elementos óticos sobre o qual é possível trabalhar. No caso do CXRS o desenho ótico consiste em seis espelhos montados dentro do port plug e 7 lentes montadas no interspace (ver Figura 3.107).

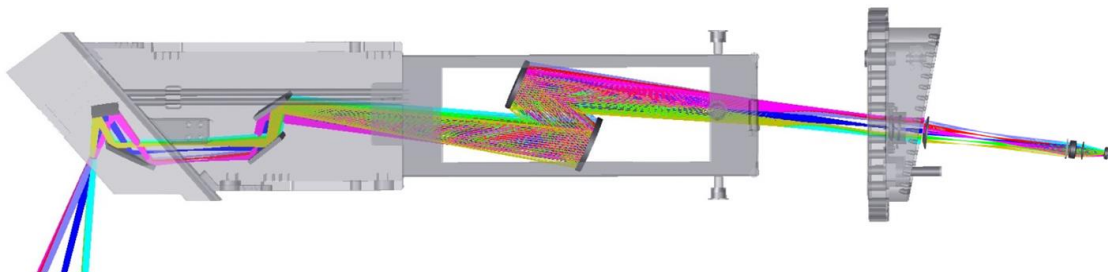


Figura 3.107: Desenho ótico final, utilizado como base no desenvolvimento dos componentes mecânicos (fonte: ITER).

Nesta figura observam-se os componentes principais do sistema: o DFW, o DSM, a estrutura de extensão do DSM e a closure plate. Também aparecem na figura os espelhos e o feixe de luz (linhas de cores).

Os DSM e DFW são componentes comuns a todos os diagnósticos. Aspectos como o envelope exterior (tamanho e geometria), interfaces mecânicas com outros sistemas e alguns componentes como a tubagem para os sistemas de arrefecimento são iguais para todos. Outros elementos como aberturas para deixar entrar a luz ou a distribuição interna dos canais de refrigeração já são específicos de cada sistema. Ao contrario dos equatorial port plug, onde dentro do port plug encontramos três DSM, o espaço interno dentro de um upper port plug é ocupado por apenas uma gaveta.

O conceito que foi desenvolvido está baseado num série de suposições que condicionaram as opções escolhidas:

- É aconselhável ter uma ligação física entre os espelhos para facilitar o alinhamento dos mesmos;
- Para facilitar as tarefas de manutenção, o sistema completo deve poder ser extraído da estrutura genérica do upper port plug;
- Os dois primeiros espelhos, os mais próximos do plasma, não podem estar montados no DFW, pelo que é preciso que estema suportados no DSM;
- As lentes montadas no interspace deveriam poder seguir o movimento do vacuum vessel com respeito ao edificio para manter o alinhamento;
- O primeiro espelho deve integrar um sistema de limpeza para remover as partículas do plasma depositadas nele;
- Devido à sua posição, é de esperar que os dois primeiros espelhos recebam um fluxo de calor do plasma de várias centenas de watts, pelo que seria preciso arrefecé-los;
- É previsto incorporar um shutter, que irá fechar a abetura do DFW que permite o passo da luz ao interior do DSM. Este shutter, além de proteger o primeiro

espelho, também funciona como elemento de referência para a calibração do sistema ótico.

O desenho proposto busca satisfazer estes pontos que podem ser tomados como requisitos funcionais do sistema.

Para perceber melhor a configuração do sistema, as figuras seguintes decompõem o sistema em unidades funcionais. A análise separa o sistema global em subsistemas menores por níveis, começando pelas estruturas exteriores até chegar aos subsistemas mais pequenos.

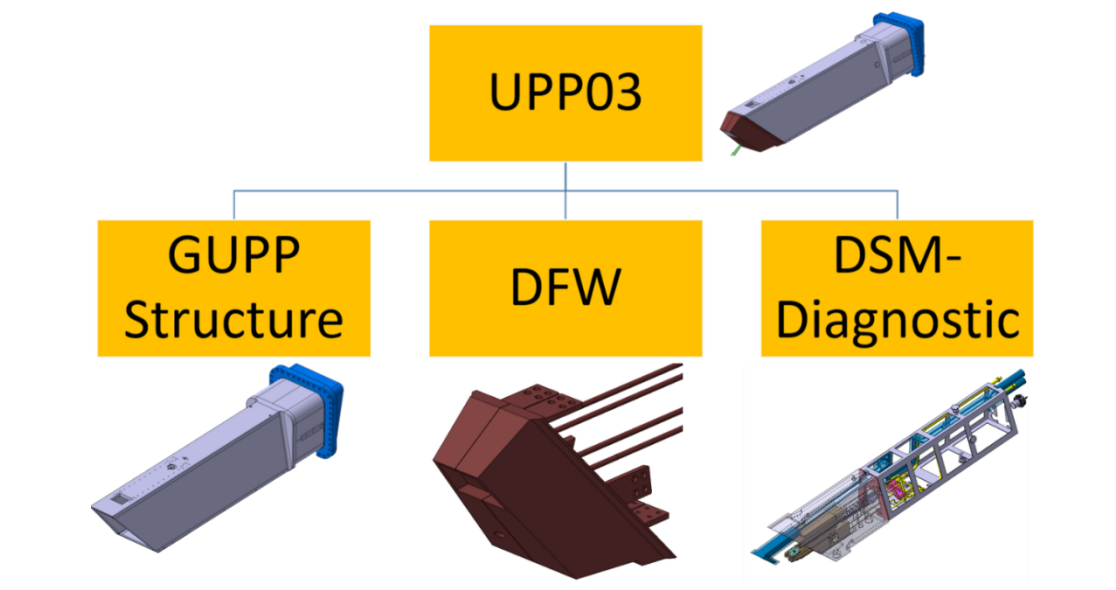


Figura 3.108: Decomposição do primeiro nível (fonte: Active Space Technologies).

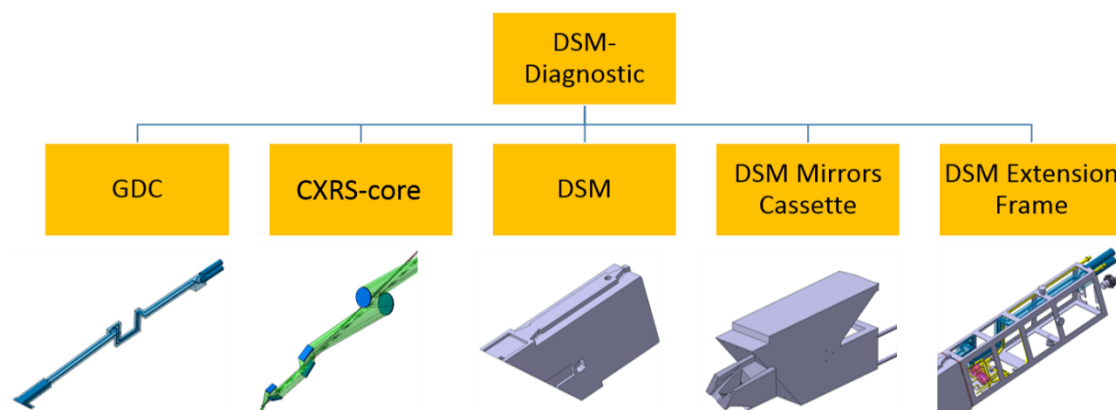


Figura 3.109: Decomposição do segundo nível (fonte: Active Space Technologies).

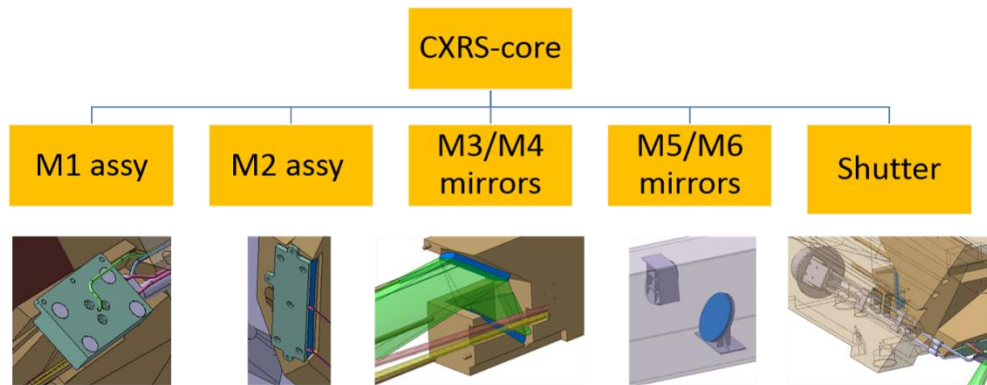


Figura 3.110: Decomposição do terceiro nível (fonte: Active Space Technologies).

No nível superior temos a estrutura do port plug, que é uma das estruturas comuns a todos eles (elemento à esquerda na Figura 3.108). Está formada por uma série de placas que dão forma tubular, feitas de aço inoxidável e soldadas entre elas. Estas placas têm embebido o sistema de arrefecimento, consistenten em canais furados na placa que formam uma rede quando são soldadas (GUPP structure na Figura 3.108).

3.6.2.1 DFW

O DFW faz parte da parede interna da câmara do plasma, e é a primeira barreira de proteção dos componentes internos contra a radiação. Está formado por dois blocos de aço inoxidável que são fixados no DSM por meio de uniões parafusadas para permitir a montagem e desmontagem. O desenho geral destes blocos é comum a todos os upper port plug. Aspectos como o envelope externo, as abas de fixação ou os tubos de arrefecimento são iguais para todos. A partir de ai, cada DFW é adaptado às características de cada sistema, desenhando aberturas para permitir a passagem da luz onde seja preciso.

Por estar tão perto do plasma, os DFW devem estar arrefecidos, com circuitos de refrigeração embebidos e adaptados ao desenho específico de cada bloco. No caso do CXRS estes circuitos não foram desenhados ainda.

Um aspeto importante a considerar no desenho dos diagnósticos é que a radiação de neutrões “ativa” os materiais, pelo que os componentes afetados são radioativos. Por tanto, qualquer tarefa de manutenção deve ser feita remotamente por meio de robôs. Este aspeto condiciona o desenho final dos componentes, fazendo com que seja necessário incorporar interfaces mecânicas que lhes permitam manipulá-los. Um exemplo disto é os tubos de arrefecimento dos DFW. Estes tubos estão a uma distância de 100 mm entre eixos para permitir o seu corte e soldadura por meio de ferramentas de manipulação remota.

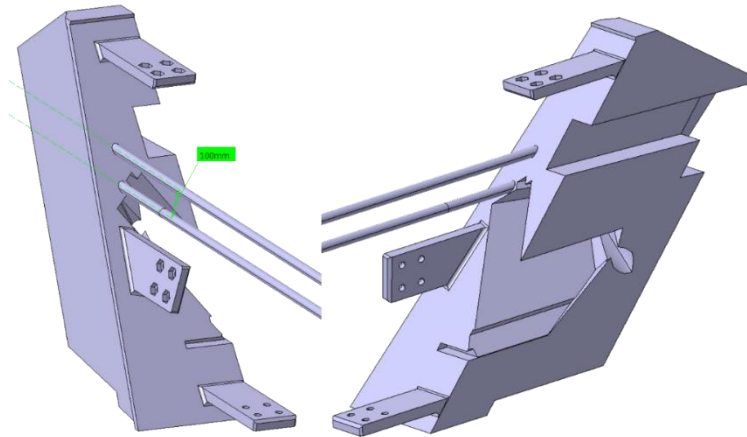


Figura 3.111: Exemplo do DFW do CXRS (fonte: ITER).

3.6.2.2 DSM

A geometria externa do DSM é comum a todos os upper port plugs, já que as interfaces com a estrutura do port plug estão integradas. Exceto por este aspeto, cada DSM é customizado às necessidades de cada diagnóstico.

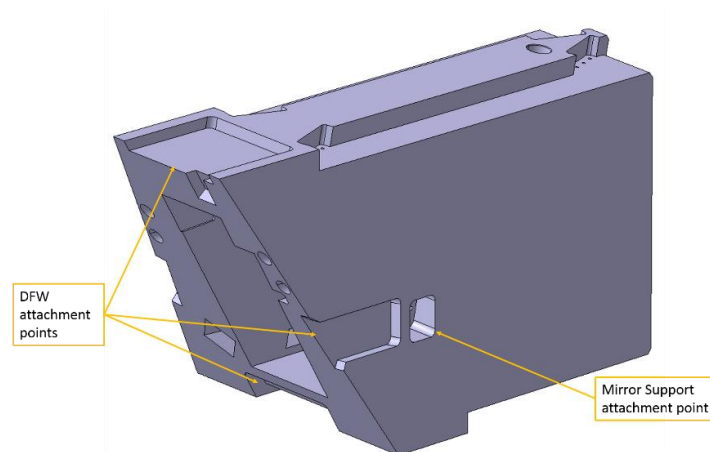


Figura 3.112: Vista isométrica do DSM (fonte: Active Space Technologies).

No caso do CXRS, a principal característica é a abertura frontal, pensada para albergar o DSM Mirrors Cassette. As outras aberturas são o espaço reservado ao shutter, o volume ocupado pelo feixe de luz principal e o feixe de luz do sistema de calibração e o espaço reservado ao GDC. O GDC é outro diagnóstico instalado também no upper port plug #3. A situação de ter mais do que um diagnóstico no mesmo port plug não é estranha no ITER, e apresenta mais desafios do que os habituais, já que implica uma restrição de espaço e um maior número de interfaces a respeitar.

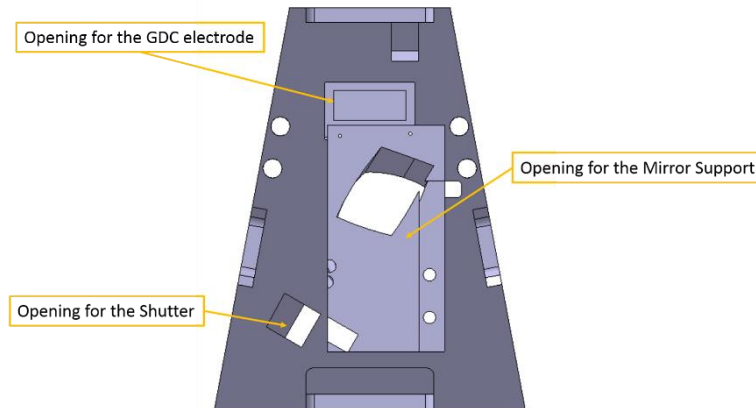


Figura 3.113: Vista frontal do DSM, com as principais aberturas (fonte: Active Space Technologies).

O DSM também incorpora a interface para montar o DFW e os pontos de fixação da peça de suporte dos espelhos (ver Figura 3.112). Todos os DSM estão refrigerados, embora o circuito de refrigeração deste exemplo ainda não tenha sido desenhado.

3.6.2.3 DSM Extension Frame

A massa máxima dos upper port plug está limitada a 25 toneladas por unidade, incluindo a estrutura exterior. Esta limitação faz com que não seja possível estender o DSM até o closure plate, como acontece nos equatorial port plugs. Por tanto, para dar suporte e proteger os componentes (tubagens, cabos, etc.) localizados atrás do DSM, a proposta foi desenhar uma estrutura que iria montada na parte traseira até chegar ao closure plate.

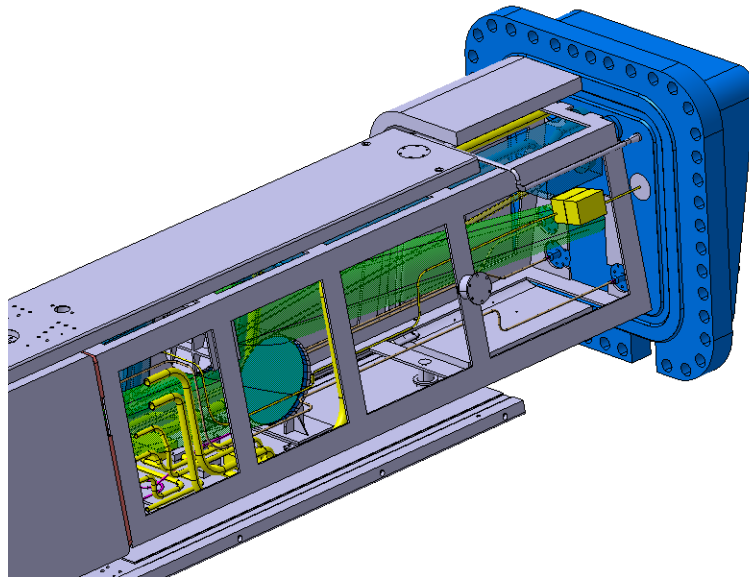


Figura 3.114: DSM extension frame montado na estrutura do UPP (fonte: ITER, Active Space Technologies).

Embora seja um desenho muito simples sem detalhe nenhum, o conceito está pensado para ser formado por placas de aço inoxidável soldadas entre elas, adotando uma forma

tubular. Esta estrutura incorpora aberturas para fazê-la mais leve e também para permitir o acesso das ferramentas de manutenção ao seu interior.

A união entre o DSM e a estrutura é feita por meio de uma flange aparafusada (Figura 3.115). A razão de ser aparafusada e não soldada é para poder removê-la se for preciso durante os trabalhos de manutenção. No extremo oposto, a estrutura está apoiada nuns suportes com molas que trabalham como amortecedor. Estes componentes vão montados nas paredes da estrutura do upper port plug (Figura 3.116).

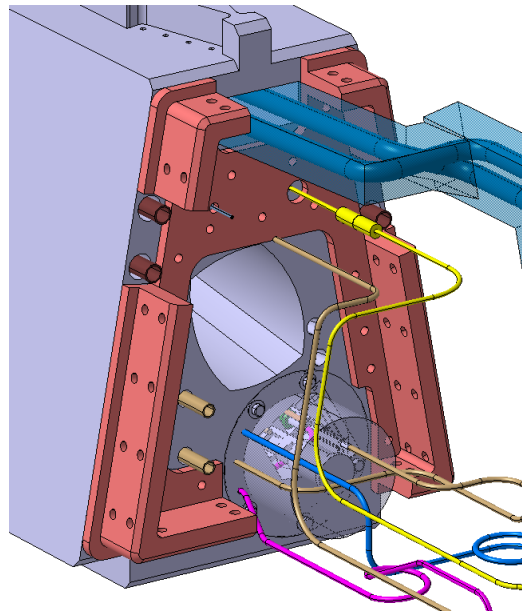


Figura 3.115: Pormenor da flange de fixação da estrutura (fonte: Active Space Technologies).

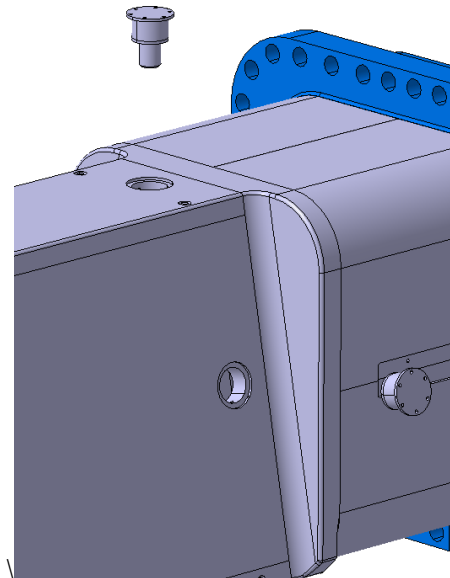


Figura 3.116: Detalhe dos suportes de apoio da estrutura (fonte: ITER).’

3.6.2.4 DSM Mirrors Cassette

O DSM Mirrors Cassette é um dos componentes mais importantes do sistema e o suporte onde vão montados os quatro primeiros espelhos. Podem diferenciar-se duas secções: um bloco frontal para os dois primeiros espelhos e outro bloco maior para o terceiro e o quarto. Este componente vai inserido no DSM pela parte frontal e aparafusados em ambos os dois lados.

A secção frontal, que contém o primeiro e segundo espelho, deve ser o mais compacta possível para minimizar o material removido do DFW, e ao mesmo tempo ser um suporte estável aos espelhos.

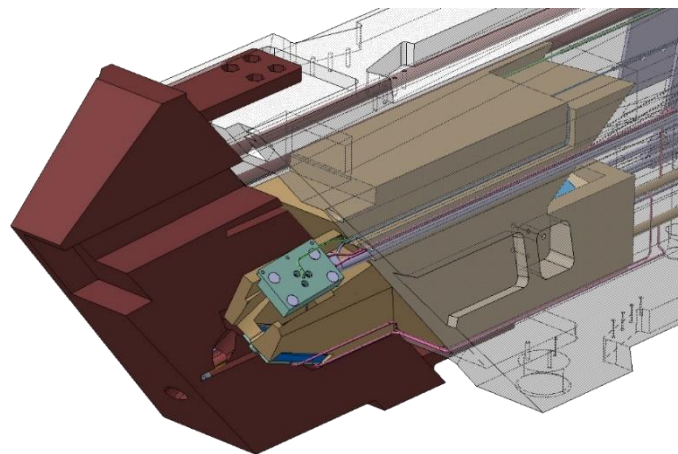


Figura 3.117: DSM Mirrors Cassette montado no sistema (fonte: Active Space Technologies).

Por outro lado, a secção traseira é um bloco sólido de aço que apresenta vários cortes para diferentes componentes (ver Figura 3.116). O corte frontal está desenhado para dar espaço ao eléctrodo do GDC, enquanto os canais esculpidos na lateral e no topo estão destinados ao cabo de RF e o tubo do gás do sistema de limpeza do primeiro espelho. Na parte traseira estão montados o terceiro e quarto espelho, junto com uma pequena abertura para as luzes do sistema de calibração.

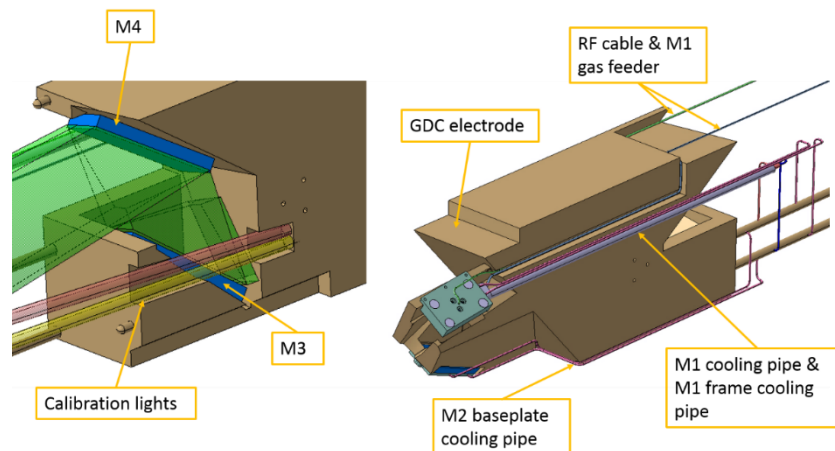


Figura 3.118: Elementos principais do DSM Mirrors Cassette (fonte: Active Space Technologies).

Na parte de baixo do bloco há um outro corte para permitir a passagem dos tubos de refrigeração do segundo espelho quando a cassette estiver montada no DSM (Figura 3.119).

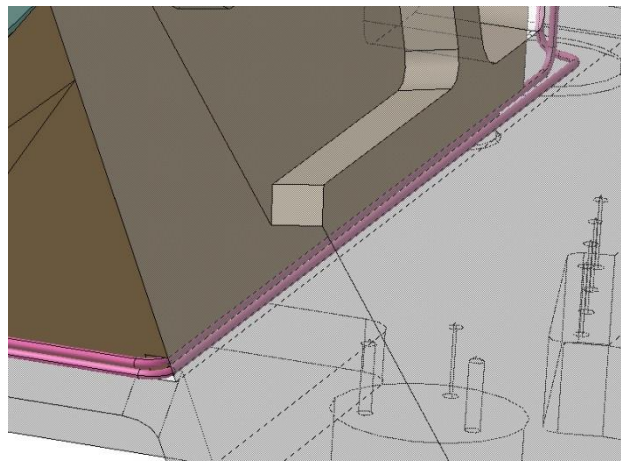


Figura 3.119: Detalhe dos tubos de refrigeração (em cor rosa) do segundo espelho (fonte: Active Space Technologies).

O DSM Mirrors Cassette incorpora uma rede de canais de refrigeração embebidos no bloco, que num eventual fabrico poderiam ser durados pelo método conhecido como gun-drilling. Estes canais estão embebidos no bloco e na saída juntam-se em dois tubos maiores que irão conectados aos tubos de refrigeração do próprio port plug. Estes tubos do DSM Mirrors Cassette funcionam como coletor, já que os sistemas de arrefecimento dos dois primeiros espelhos estão ligados a eles.

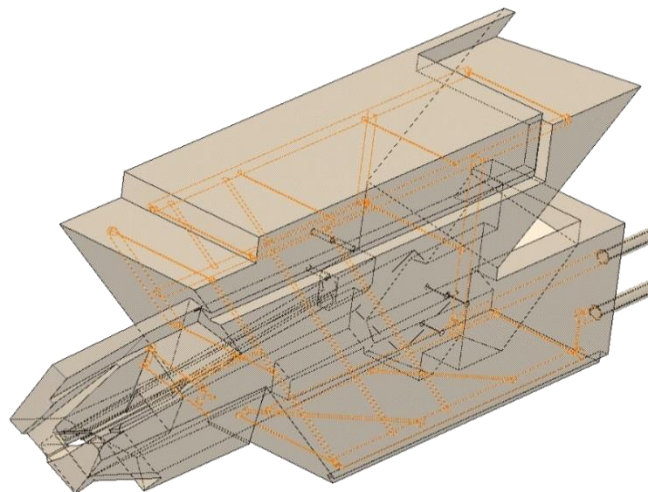


Figura 3.120: Circuito de refrigeração destacado em laranja (fonte: Active Space Technologies).

O desenho deste componente foi feito a partir de um bloco com a sua forma básica, e removendo material em pequenas porções onde era preciso. Esta abordagem resultou num conceito que cumpre com as funcionalidades da peça, mas que tem algumas partes que precisam de ser redesenhadas, nomeadamente as zonas de fixação dos espelhos 1 e 2. Na sua configuração atual, estas fixações não resistiriam às forças derivadas de fenómenos

eletromagnéticos transientes como uma interrupção brusca do plasma. A fixação dos espelhos 3 e 4 não foi definida neste modelo.

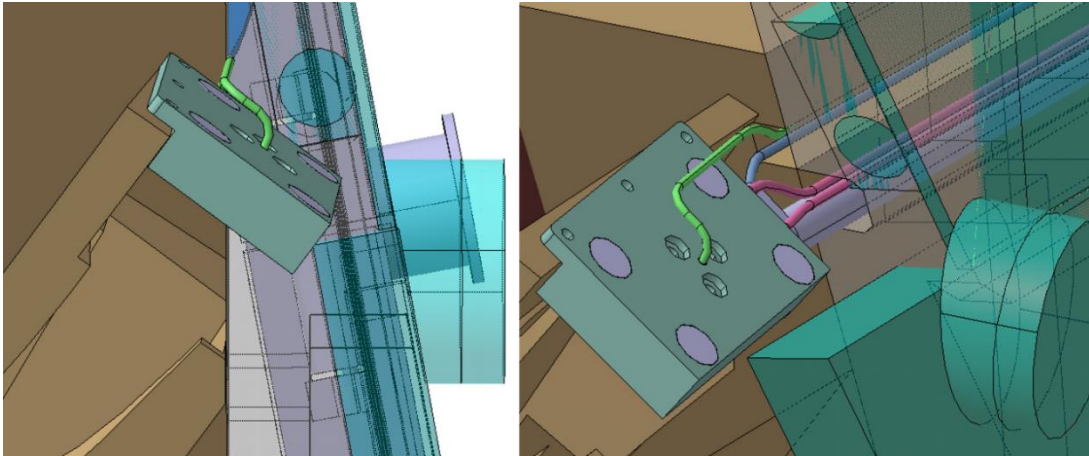


Figura 3.121: Detalhe do primeiro espelho (fonte: Active Space Technologies).

O fabrico dos componentes não é um factor que deva ser considerado nesta fase de desenvolvimento do projeto. Porém, deve ser considerado em fases posteriores próximas do desenho final. A Figura 3.122 mostra uma proposta inicial para o fabrico, assumindo que o componente seria fabricado no seu estado atual.

O DSM Mirrors Cassette seria fabricado em três blocos que poderiam ser forjados e maquinados, para fabricar elementos como canal interior para o feixe da luz. Estes blocos seriam soldados. Elementos como os canais de roteamento dos sistemas de arrefecimento dos espelhos ou os pontos de fixação seriam maquinados posteriormente.

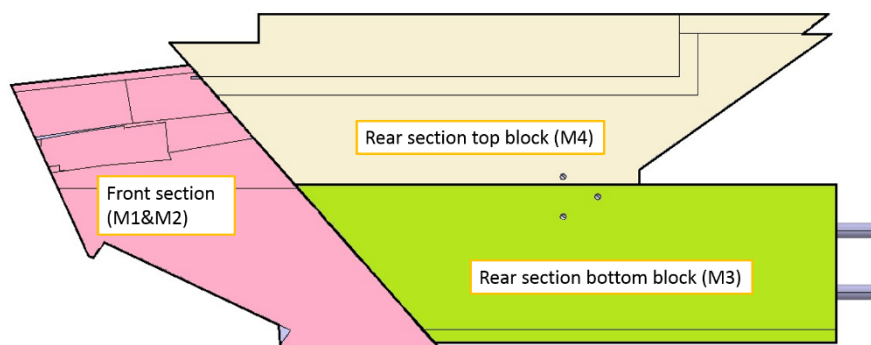


Figura 3.122: Proposta de abordagem de fabrico (fonte: Active Space Technologies).

3.6.2.5 Primeiro espelho (M1)

O primeiro espelho é o componente mais importante do sistema já que devido à sua posição e orientação que recebe uma grande carga térmica (~ 70 W de radiação direta e ~ 320 W de calor devido à radiação de neutrões). Além desta carga térmica, é bombardeado pelas partículas e detritos do plasma e dos componentes ao seu redor. É por isto que o

conjunto do espelho incorpora um circuito de arrefecimento tanto na moldura como no próprio espelho e um sistema de limpeza.

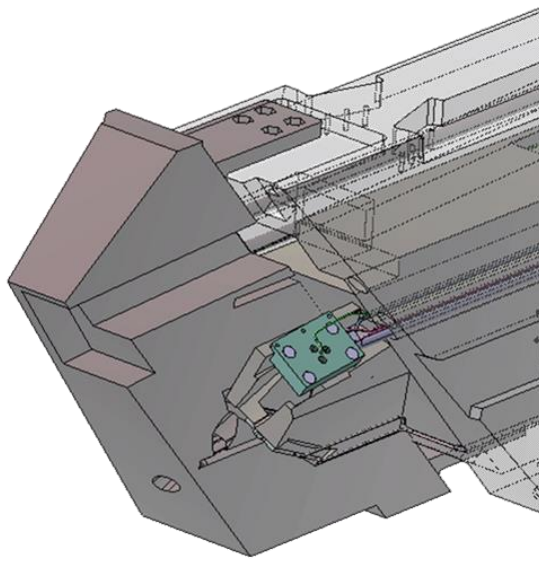


Figura 3.123: Espelho M1 na sua posição (fonte: Active Space Technologies).

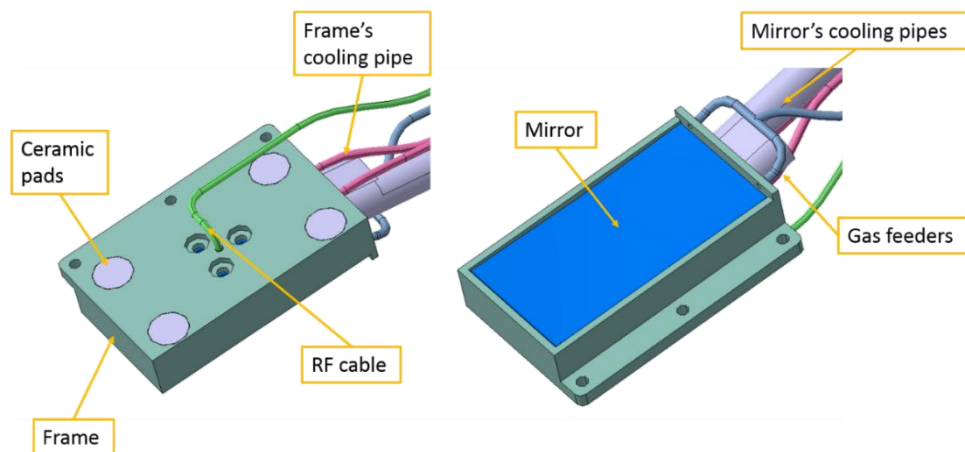


Figura 3.124: Detalhe dos elementos do primeiro espelho (fonte: Active Space Technologies).

A Figura 3.124 mostra os elementos básicos do desenho proposto, com o espelho integrado na moldura arrefecida que o protege do plasma do sistema de limpeza. Este conjunto é montado no DSM Mirrors Cassette por meio de três parafusos, como se pode ver na Figura 3.125. A posição do espelho condiciona enormemente o layout de fixação do espelho. O espelho está situado muito perto de uma das abas de fixação do DFW. Estas abas têm um volume à sua volta, chamada zona de atenção, onde não pode haver nada por duas razões: pela presença de soldaduras que fixam a aba ao corpo do DFW e por causa da sequência de montagem do DFW durante as tarefas de manutenção.

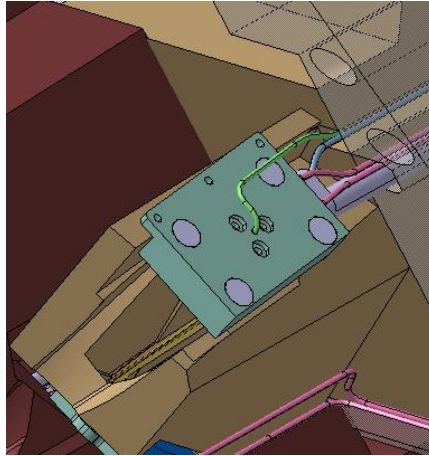


Figura 3.125: Detalhe do primeiro espelho montado no DSM Mirrors Cassette (fonte: ATS).

O desenho proposto consiste num substrato de molibdênio poli-cristal revestido por uma camada de Mo mono-cristal de 4 mm de espessura.

Para tentar limitar a deformação devida às cargas térmicas o espelho incorpora um sistema de refrigeração. Este consiste num tubo de aço inoxidável unido ao espelho por brasagem. O material escolhido para a brasagem é cobre. O desenho atual deste sistema é só um conceito que deverá ser analisado e otimizado em fases posteriores do projeto. O espelho também tem ranhuras escavadas na parte traseira para reduzir a massa e assim limitar a deformação devida à expansão térmica causada pela radiação de neutrões (medida em W/m^3 , pelo que a maior massa, maior é a deformação).

Além do sistema de refrigeração no próprio espelho, a moldura também é arrefecida por uma pequena rede de canais perfurados nela (Figura 3.126) . O tubo de entrada e de saída estão soldados à moldura e seguem diretos até a parte traseira do DSM Mirrors Cassette. Estes tubos estão soldados diretamente aos tubos de entrada e saída da água do sistema de refrigeração do cassette. O desenho deste extremo dos tubos garante que a ferramenta de corte e soldadura controlada remotamente pode ser utilizada.

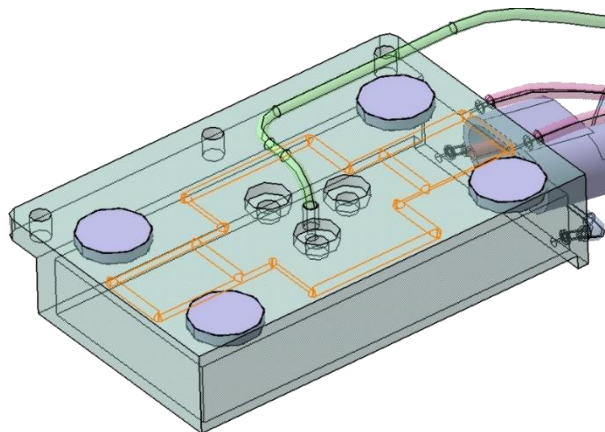


Figura 3.126: Detalhe da moldura do espelho, com transparência aplicada para mostrar os canais de refrigeração (fonte: Active Space Technologies).

Outra das principais características deste primeiro espelho é que o conjunto incorpora um sistema de limpeza baseado em pulverização catódica ativada por ondas de radio frequência. A Figura 3.127 mostra um esquema dos principais elementos do sistema. Um gás é injetado sobre a superfície do espelho. A ignição do plasma é feita por medio de ondas de radiofrequência, libertando partículas com um alto nível energético que bombardeiam a superfície do espelho. Para garantir que as ondas são emitidas sobre a superfície do espelho e controlar a formação do plasma, o próprio espelho atúa como elétrodo. Para isso, é preciso ter um cabo proveniente do gerador das ondas de rádio frequência ligado ao espelho.

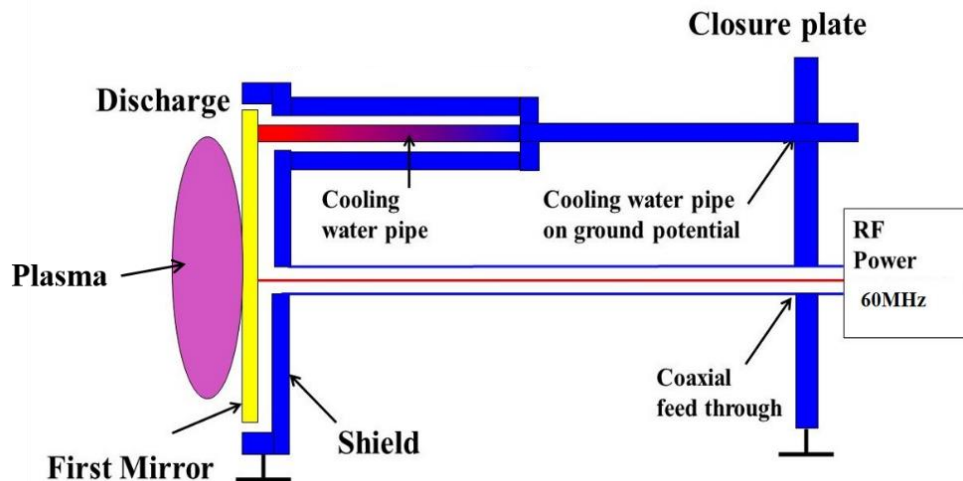


Figura 3.127: Esquema de funcionamento do sistema de limpeza do primeiro espelho (fonte: ITER).

O facto do espelho atuar como eletrodo faz que seja preciso que o espelho e os seus tubos de refrigeração estejam isolados elétricamente dos elementos ao seu redor. O espelho é fixado na moldura por meio de três parafusos localizados perto do seu centro e é isolado da moldura com peças de material cerâmico. O objetivo é fixar o espelho no centro e permitir uma expansão uniforme em todas as direções. Para completar o isolamento, casquilhos feitos do mesmo material cerâmico são montados nos furos dos parafusos para evitar o contacto parafuso-moldura.

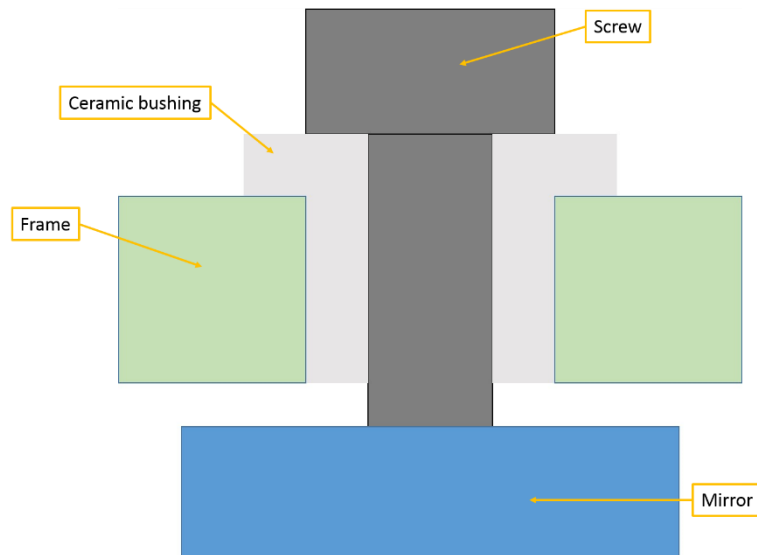


Figura 3.128: Bosquejo da união parafusada do espelho, incluindo o casquilho cerâmico (fonte: Active Space Technologies).

Há uma folga de 1 mm entre o espelho e as paredes da moldura, isolando-o e ao mesmo tempo minimizando a hipótese de se formar plasma entre eles.

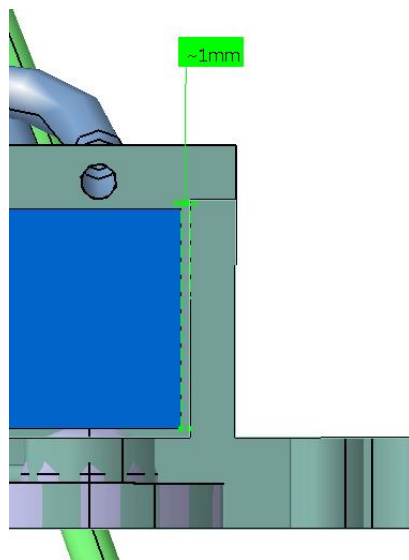


Figura 3.129: Detalhe da folga entre a moldura e o espelho (fonte: Active Space Technologies).

Uma das características deste sistema de limpeza é que precisa que os tubos de refrigeração do espelho também sejam isolados.

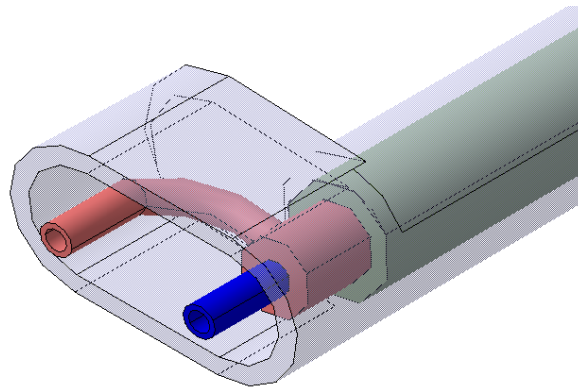


Figura 3.130: Detalhe do tubo coaxial (fonte: Active Space Technologies).

Os tubos de refrigeração percorrem o lateral do DSM Mirrors Cassette devido à posição do espelho. A falta de espaço nessa área levou à proposta de utilizar tubos coaxiais, onde o tubo de entrada vai por dentro do tubo de saída. Esta solução é muito habitual no ITER em tubagens de gás. Para isolar o tubo, a proposta foi embê-lo numa carcaça metálica recheia de material cerâmico à volta do tubo interior. A parte isolada acaba justo depois da face traseira do DSM Mirrors Cassette. A partir desse ponto, os tubos de entrada e saída são separados e soldados aos tubos de entrada e saída do DSM Mirrors Cassette, com espaço suficiente para a ferramenta de corte e soldadura operar.

Os últimos dois componentes do conjunto do primeiro espelho são o tubo do gás do sistema de limpeza e o cabo de RF. A função do tubo do gás é injetar o gás de limpeza na superfície do espelho. Este elemento é dirigido fora do DSM a través dos sulcos e cortes presentes no DSM Mirrors Cassette.

O cabo de RF conectado ao espelho está embebido numa carcaça metálica para aumentar a rigidez, e é dirigido fora do DSM junto com o tubo do gás de limpeza do espelho.

O desenho atual deve ser avaliado em fases próximas do projeto, já que o desenho de vários elementos depende de componentes externos ao desenho do CXRS que na altura ainda estavam a ser desenhados. Por exemplo, o cabo de RF está embebido numa carcaça metálica que aumenta a sua rigidez, mas que também faz que seja muito mais difícil o seu roteamento. A posição do primeiro espelho obriga ao cabo ser roteado por uma área onde muito provavelmente passará o circuito de refrigeração do DFW.

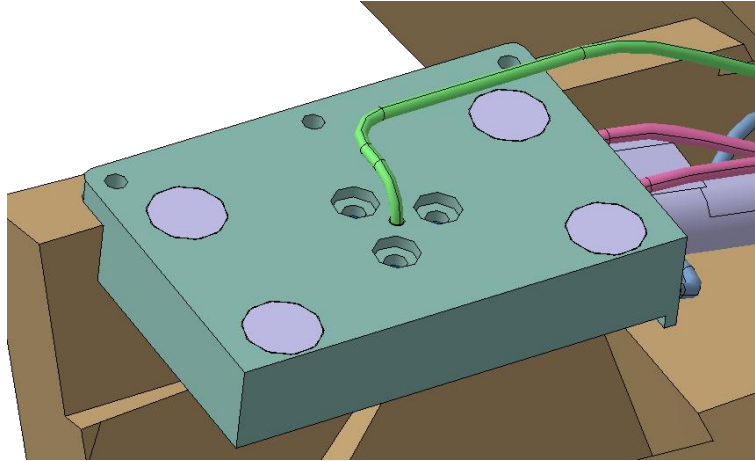


Figura 3.131: Detalhe do cabo de RF, representado em cor verde (fonte: Active Space Technologies).

3.6.2.6 Segundo espelho (M2)

O segundo espelho está também localizado na parte frontal do port plug, dentro do volume ocupado pelo DFW. Não está orientado face ao plasma, pelo que a quantidade de resíduos que recebe é sensivelmente menor. É assumido que não é necessário incorporar um sistema de limpeza.

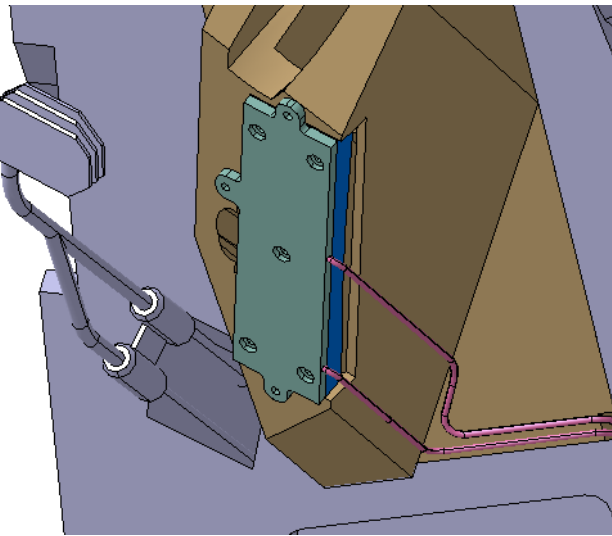


Figura 3.132: Segundo espelho montado no DSM Mirrors Cassette (fonte: Active Space Technologies).

Porém, sofre uma grande carga térmica devida à radiação de neutrões e por tanto precisa de refrigeração. Já que este espelho não precisa de estar isolado eletricamente, pode ser arrefecido por radiação e condução, a través de um bom contato térmico com a base onde está montado, a qual incorpora um circuito de refrigeração. Este contato térmico poderia ser melhorado utilizando malha de cobre entre o espelho e a base.

Este conjunto é fixado ao DSM Mirrors Cassette em três pontos para fazer o ajustamento da sua orientação mais simples. Por três pontos sempre passará um plano e isto permite

um ajustamento mais simples do que com quatro ou mais pontos. Este esquema de ajustamento é habitual em instrumentos óticos.

O espelho está composto por um substrato de TZM (liga de molibdênio), que apresenta boas propriedades térmicas e estruturais, com uma camada refletora de ródio. A escolha deste material está justificada por uma refletividade aceitável (~80%) e numa resistência à pulverização catódica razoável. Outra alternativa poderia ser o alumínio (melhor refletividade, mas mais frágil).

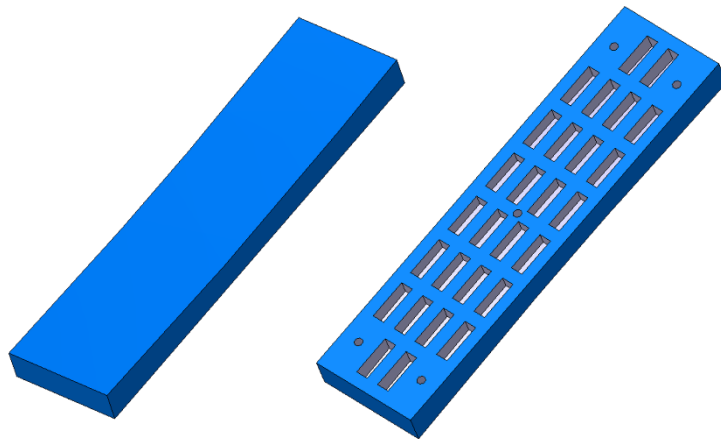


Figura 3.133: Detalhe do segundo espelho (fonte: Active Space Technologies).

A base onde o espelho é montado é de aço inoxidável e incorpora uma rede de canais de refrigeração. Os tubos de entrada e saída deste circuito percorrem o lateral do DSM Mirrors Cassette e são conectados aos seus tubos.

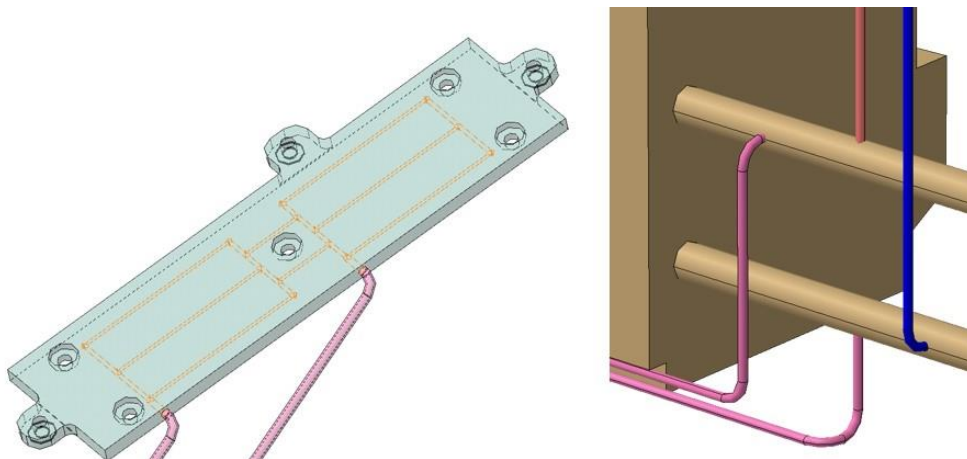


Figura 3.134: Base do segundo espelho e detalhe dos tubos de refrigeração (fonte: Active Space Technologies).

3.6.2.7 Terceiro e quarto espelho (M3 & M4).

O terceiro e quarto espelho estão situados na zona traseira do DSM Mirrors Cassette, no centro do DSM. Não incorporam sistemas de refrigeração ativa e estão fixados diretamente sobre o DSM Mirrors Cassette. O material de ambos os espelhos é carboneto

de silício (material resistente, leve e não condutor) com uma camada de alumínio como material refletor.

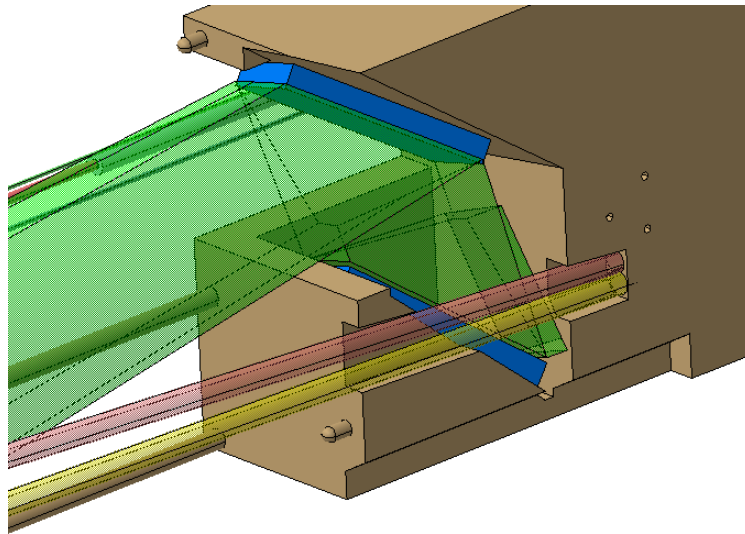


Figura 3.135: Detalhe dos espelhos M3 e M4 (fonte: Active Space Technologies).

3.6.2.8 Quinto e sexto espelho (M5 & M6)

Estes dois espelhos são os últimos elementos óticos dentro do port plug. O material é carboneto de silício com uma camada de alumínio. Estes espelhos estão montados em suportes individuais e integrados na estrutura auxiliar do DSM.

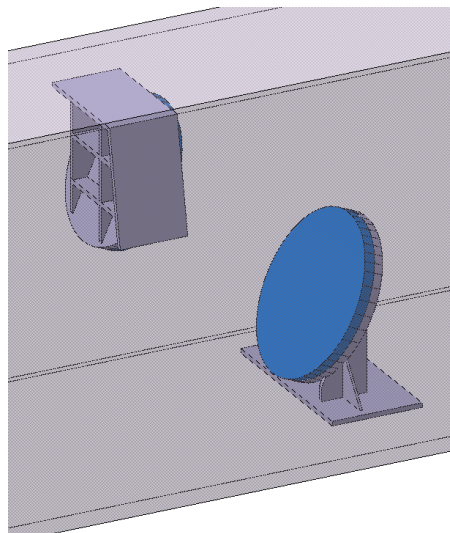


Figura 3.136: Detalhe dos espelhos M5 e M6 (fonte: Active Space Technologies).

3.6.2.9 Shutter

O shutter é o elemento que controla a entrada de luz dentro do DSM. O desenho é derivado de uma proposta anterior feita por um outro parceiro do projeto. O desenho original consistia em dois braços com umas lâminas num extremo, que dobravam pela base expondo o primeiro espelho ao plasma. Os próprios braços são o circuito de refrigeração

e estão operados por um atuador pneumático. O desenho atual é muito semelhante, com o mesmo princípio de funcionamento, mas com um único braço.

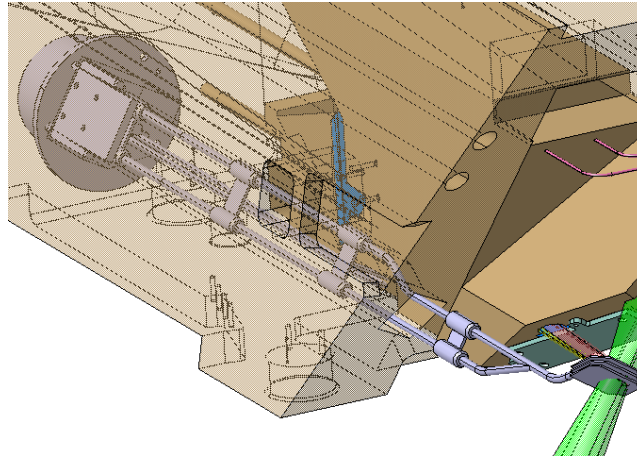


Figura 3.137: Detalhe do shutter (fonte: ITER).

3.6.2.10 Óticas no Interspace

No caso das óticas localizadas no interspace (no lado direito, fora da closure plate, na Figura 3.107), a proposta é que sejam montadas numa moldura de forma tubular que vai aparafusada diretamente à closure plate. Para evitar que a closure plate suporte todo o peso deste conjunto, este está apoiado num suporte fixado no Interspace Structure. Este elemento leva parte da carga mas ao mesmo tempo permite um ligeiro deslocamento, permitindo desta forma que as lentes sigam o movimento do vacuum vessel.

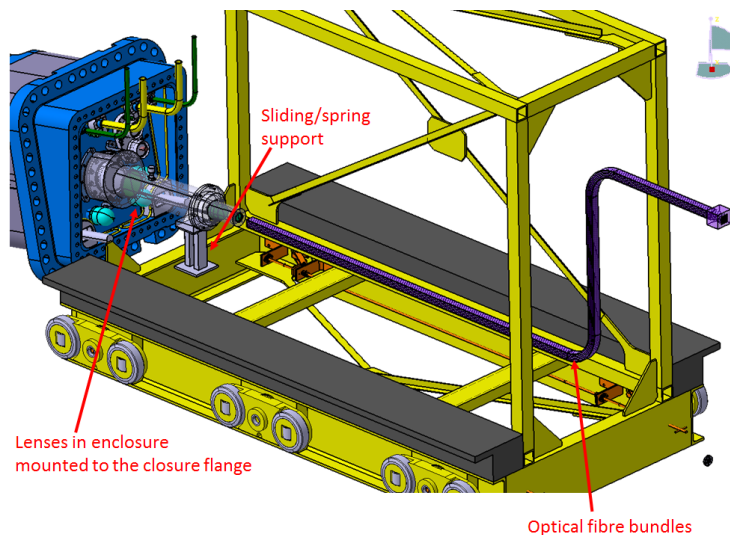


Figura 3.138: Detalhe das óticas do interspace (fonte: ITER).

3.6.3 Tritium and Deposition Monitor

O diagnóstico Tritium and Deposition Monitor está enquadrado no grupo dos diagnósticos ópticos. Está situado no Equatorial Port Plug #17, na gaveta (DSM) #2, e mede os padrões de concentração de trítio e deutério depositados nas paredes do reator.

O sistema está baseado em técnicas laser. O laser aponta ao inner baffle do divertor e captura a luz reflexada. A comparação de determinados parâmetros da luz reflexada com a luz original é o que dá a informação requerida.

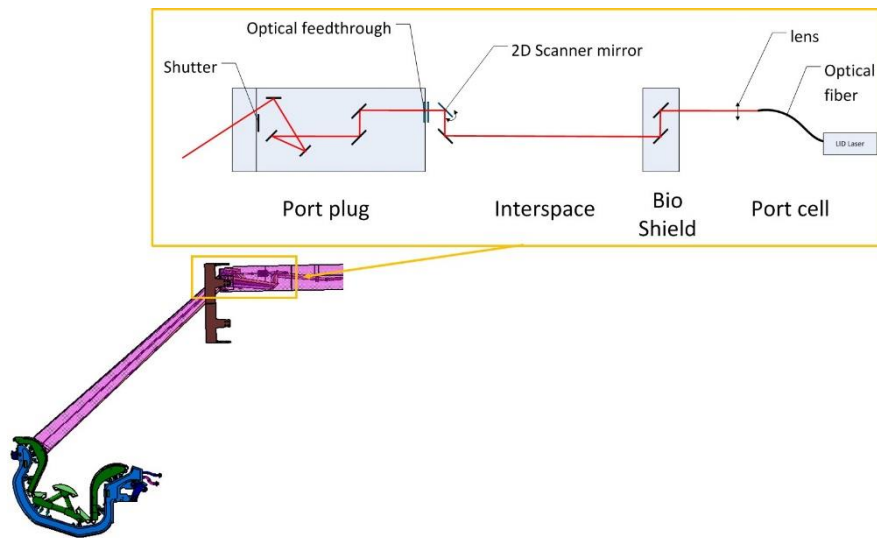


Figura 3.139: Esquema simplificado dos componentes do Tritium Monitor (fonte: ITER).

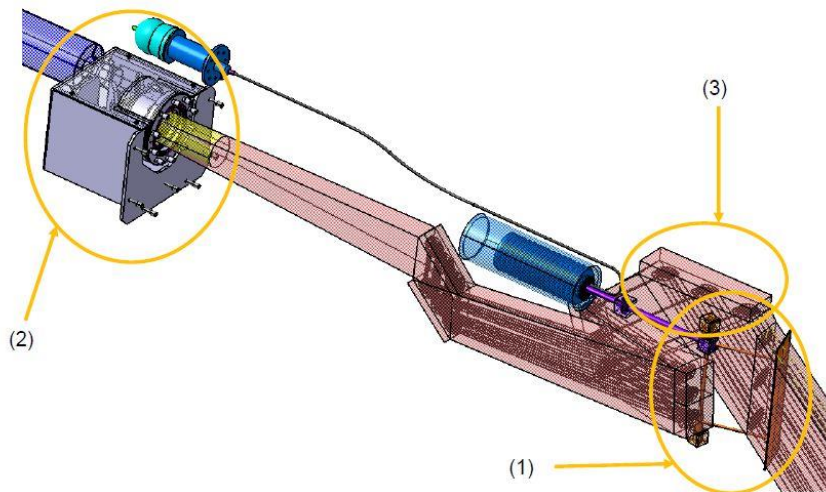


Figura 3.140: Vista isométrica do diagnóstico Tritium Monitor e os subsistemas analisados (fonte: Active Space Technologies).

O nosso trabalho foi realizar análises termo-elásticas e estruturais a três componentes do sistema: o shutter, a caixa do escâner 2D e o primeiro espelho (elementos destacados na Figura 3.140). O objetivo destas análises era obter resultados preliminares na distribuição das temperaturas e nas tensões, deformações e deslocamentos. As análises foram realizadas por um colega na Active Space Technologies, limitando-se a minha responsabilidade a coordenar o seu trabalho e fazer de interface entre nós e o cliente.

O modelo CAD e a definição das cargas foram fornecidas pelo cliente. As cargas, tanto térmicas como estruturais, são combinadas em diferentes casos que representam possíveis cenários que podem afectar ao ITER. Para uma análise completa é preciso estudar 78 cenários diferentes. Porém, para a fase de CDR (Conceptual Design Review) o número de casos foi reduzido a 15. E no caso particular deste sistema, na altura de fazer as análises faltava informação relativa às cargas derivadas de fenómenos eletromagnéticos transientes (como por exemplo a cessação abrupta do plasma), pelo que estas cargas foram descartadas também. Isto fez que no total, apenas foram estudados 8 casos, apresentados no quadro abaixo:

Quadro 3.2: Combinações de cargas.

Caso	Condições operativas	Evento inicial	Cargas térmicas
I.1	DW, THB	-	-
I.3	DW, THO	-	Fluxo de calor & Calor gerado internamente
II.1	DW, THB	SL-1	-
II.2	DW, THO	SL-1	Fluxo de calor & Calor gerado internamente
III.1	DW, THB	SMHV	-
III.28	DW, THO	SMHV	Fluxo de calor & Calor gerado internamente
IV.1	DW, THB	SL-2	-
IV.12	DW, THO	SL-2	Fluxo de calor & Calor gerado internamente

Cada caso é uma combinação de condições operativas (o peso dos componentes e uma carga termo-hidráulica), um evento que inicia o cenário (eventos sísmicos neste caso) e as cargas térmicas nucleares aplicáveis.

As cargas termo-hidráulicas presentes nas condições operativas no Quadro 3.2 são cargas derivadas do funcionamento dos sistemas de arrefecimento. São considerados dois cenários diferentes: thermal baking e thermal operation. O thermal baking (THB) é o processo de limpeza das partículas embebidas nas superfícies dos componentes. Consiste em injetar água a pressão e aumentar gradualmente a sua temperatura até os 240°C. O thermal operation (THO) refere-se às condições de arrefecimento durante o funcionamento habitual do reator, onde a água dos circuitos refrigerantes circula a 4 MPa e 70°C. Estas condições são aplicadas nas análises como condições de fronteira, aplicando-se essas temperaturas nas interfaces dos componentes (condução térmica) e no ambiente à volta deles (radiação térmica). Não existe convecção no interior do reator por estar em condições de vácuo.

As cargas térmicas devidas à radiação nuclear existem só quando existe plasma na câmara do reator, e têm duas origens: fluxo de calor que vem do plasma e calor gerado internamente como consequência da radiação de partículas (neutrões e raios gamma).

O fluxo de calor em cada componente foi calculado com a expressão (7) na seção 3.6.1.14. A Figura 3.141 apresenta os resultados do fluxo de calor em função da distância ao centro do tokamak.

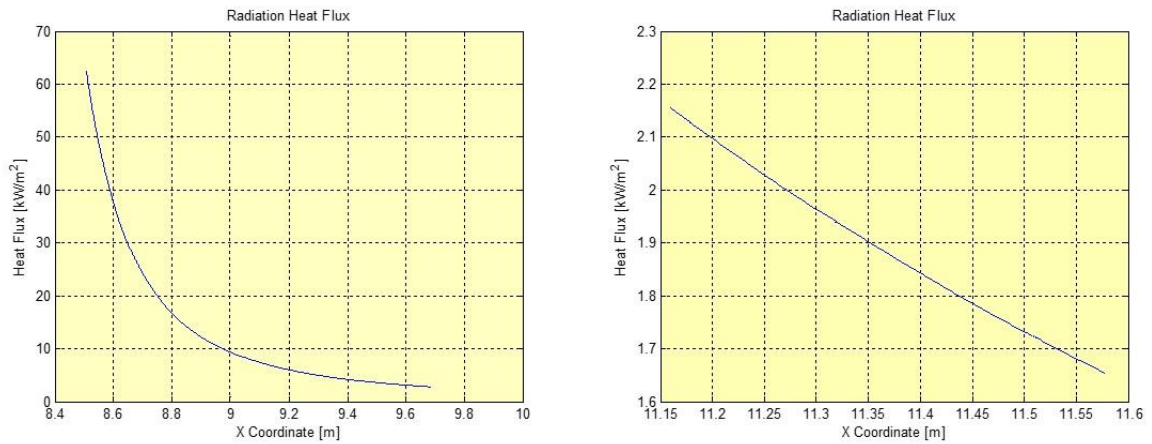


Figura 3.141: Fluxo de calor em kW/m² (fonte: Active Space Technologies).

O calor devido à radiação nuclear é calculado a partir de análises da radiação de partículas (neutrões e raios gamma). Na altura de fazer estas análises, a análise de neutrões do sistema não tinha sido efetuado, pelo que foi adotado o calor gerado internamente calculado para o port plug genérico. Neste caso, era sugerido usar um valor envelope de 8 W/cm³. Porém, esta abordagem era conservativa demais, resultando em valores não representativos. Foi acordado com o cliente usar uma variação lineal com a distância, com valores de 8 W/cm³ na face frontal do DFW e 0.2 W/cm³ na parte traseira do port plug.

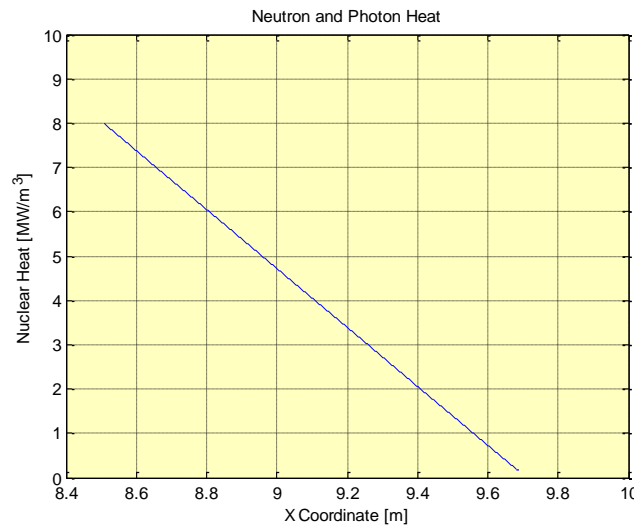


Figura 3.142: Calor gerado internamente (fonte: Active Space Technologies).

No relativo às cargas estruturais, unicamente as apontadas no Quadro 3.2 foram consideradas. O dead weight (DW) é o peso dos componentes, enquanto os eventos SL-1, SL-2 e SMHV são eventos sísmicos. Considerando os mapas de acelerações fornecidos

pelo cliente, o pior cenário é o SL-2. O máximo valor da aceleração em cada eixo foi adotado como valor envelope.

Quadro 3.3: Valores de aceleração no evento SL-2.

Direção	Aceleração máxima absoluta (m / s ²)
Eixo X	13.0
Eixo Y	94.1
Eixo Z	56.0

O vector para o cenário SMHV foi derivado do SL-2 aplicando un factor de 0.73. Da mesma forma, o vector para o cenário SL-1 foi derivado aplicando um factor de 0.33 ao SL-2. Os valores do Quadro 3.3 e os factores foram fornecidos pelo cliente.

As cargas térmicas submetem os componentes a grandes gradientes de temperatura. Por tanto é preciso considerar a variação das propriedades dos materiais com a temperatura. Só foram considerados dois materiais para estes modelos: aço inoxidável e molibdénio puro. O aço inoxidável é o AISI 316 L(N)-IG, uma variedade do AISI 316 L com um teor de azoto de 0.10-0.16 %. Este material tem um menor nível de radioatividade sob radiação de neutrões do que o seu equivalente normal.

As propriedades do aço foram fornecidas pelo cliente (ITER), enquanto as do molibdénio foram obtidas da página web da Plansee, um dos maiores fornecedores deste material (Plansee, s.d.). A Figura 3.143 e a Figura 3.144 mostram a tensão de cedência e o limite de resistência com a temperatura para o aço e o molibdénio puro respectivamente.

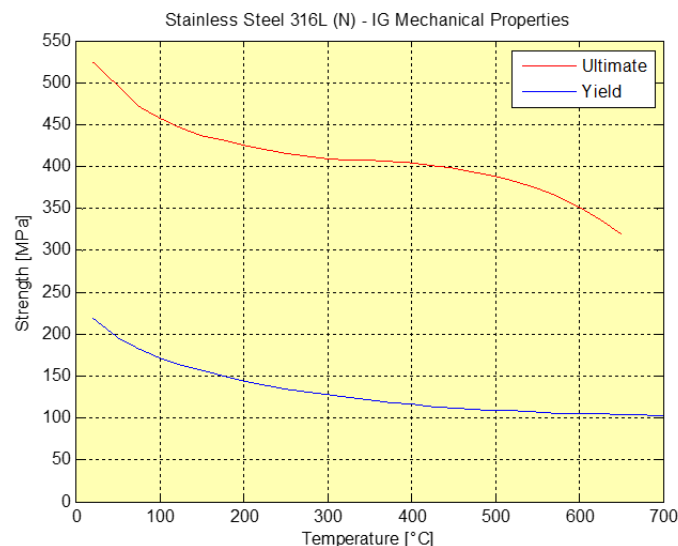


Figura 3.143: Propriedades mecânicas do AISI 316 L(N)-IG.

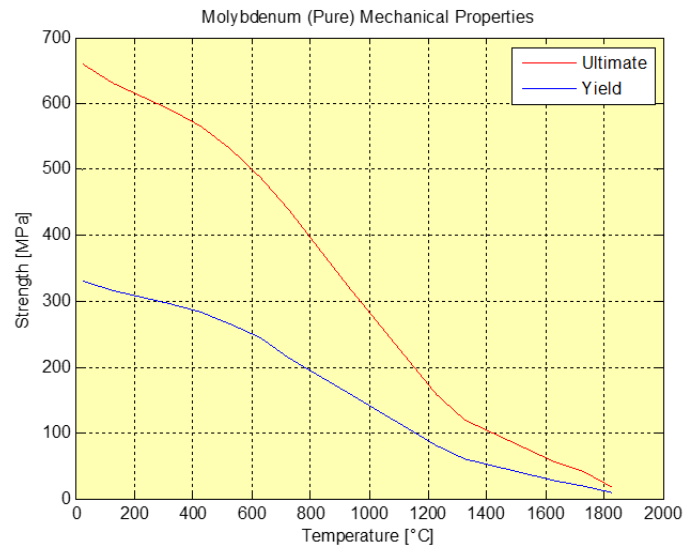


Figura 3.144: Propriedades do molibdênio.

O primeiro componente analisado foi o shutter (componente 1 na Figura 3.140). Está localizado detrás do DFW e controla a entrada de luz dentro do DSM, protegendo o primeiro espelho do pó e do fluxo de calor que vem da câmara do reator. Consiste numa lâmina de molibdênio que roda à volta de um eixo vertical também de molibdênio (peça laranja na Figura 3.145) que estaria ligado à estrutura de suporte. Na altura das análises esta estrutura não estava desenhada. A lâmina está ligada a um atuador por meio de um veio (peça roxa na Figura 3.145). Todas as articulações incorporam flex pivots, componentes que permitem uma rotação sem atrito por meio de um sistema de molas no seu interior (Figura 3.146).

O Tritium Monitor é um sistema que está desenhado para funcionar exclusivamente em momentos em que o reator está parado para tarefas de manutenção e por tanto não há plasma. O objetivo da análise foi obter uma distribuição de temperaturas, especialmente na lâmina do shutter, assim como uns primeiros resultados nas tensões e deformações máximas.

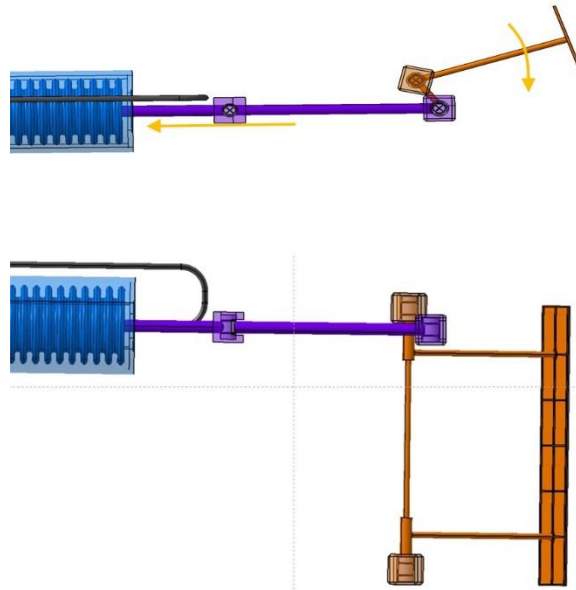


Figura 3.145: Shutter em vista superior (acima) e lateral (abaixo). As setas laranjas mostram os movimentos dos componentes, ilustrando o funcionamento (fonte: ITER).



Figura 3.146: Exemplo de flex pivots (fonte: Riverhawk Flex Pivots).

Foi preciso preparar o modelo antes das análises, nomeadamente alguns choques nas articulações e simplificar a geometria de algumas peças. A Figura 3.147 mostra o modelo simplificado.

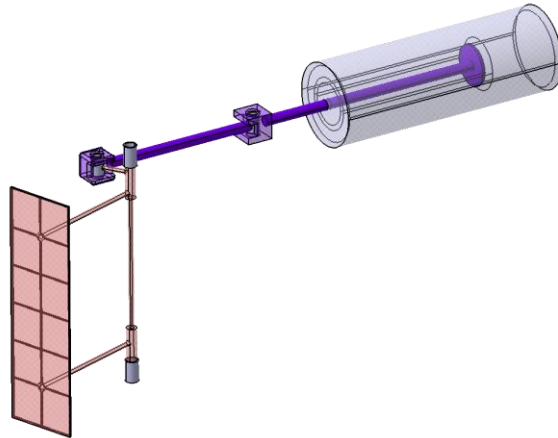


Figura 3.147: Modelo simplificado do shutter (fonte: Active Space Technologies):

Uma vez que não havia uma estrutura onde fixar o shutter, as seguintes suposições foram feitas:

- O atuador pneumático foi modelado como dois cilindros coaxiais que representam o volumen externo e o fole, e foi assumido que seria fixado por meio de dois suportes;
- O veio é suposto ter movimento no plano horizontal, mas não no vertical ou nenhuma rotação;
- A lâmina do shutter roda à volta de um eixo vertical montado em dois pequenos blocos que representam a estrutura do DSM;
- O modelo foi considerado como uma estrutura rígida, ignorando as articulações do modelo real.

Para simular a expansão da estrutura do DSM e mitigar concentrações de tensões excessivas, o bloco inferior é assumido estar fixado totalmente, enquanto o superior tem permitida a deslocação no eixo vertical.

No thermal baking, onde não há cargas térmicas devidas à radiação, foi considerada uma temperatura de 240°C nas interfaces entre o shutter e a estrutura (condução térmica, superfícies azuis na Figura 3.148), e também uma temperatura de 240°C no ambiente (arrefecimento por radiação). Esta será, por tanto, a temperatura inicial dos componentes para este cenário.

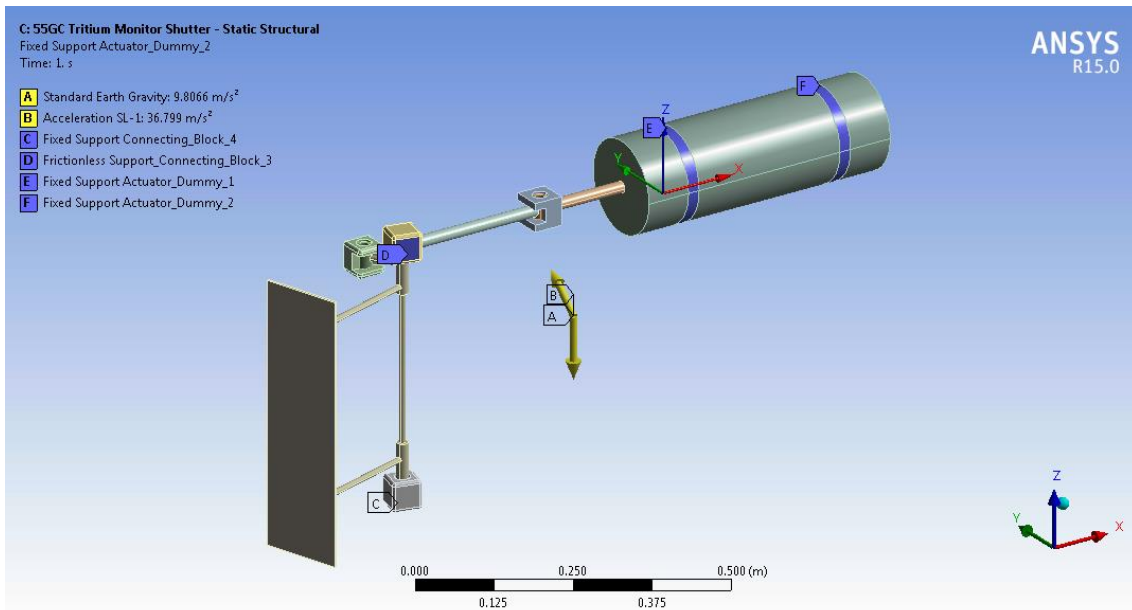


Figura 3.148: Restrições no shutter (fonte: Active Space Technologies).

Em condições de operação normal, foi considerada uma temperatura de 100°C para o ambiente (radiação) e para as superfícies em contacto (condução). Além destas condições existem tanto o calor gerado internamente como o fluxo de calor do plasma. A distribuição de temperaturas da figura abaixo é o resultado de aplicar condições definidas na Figura 3.141 e na Figura 3.142.

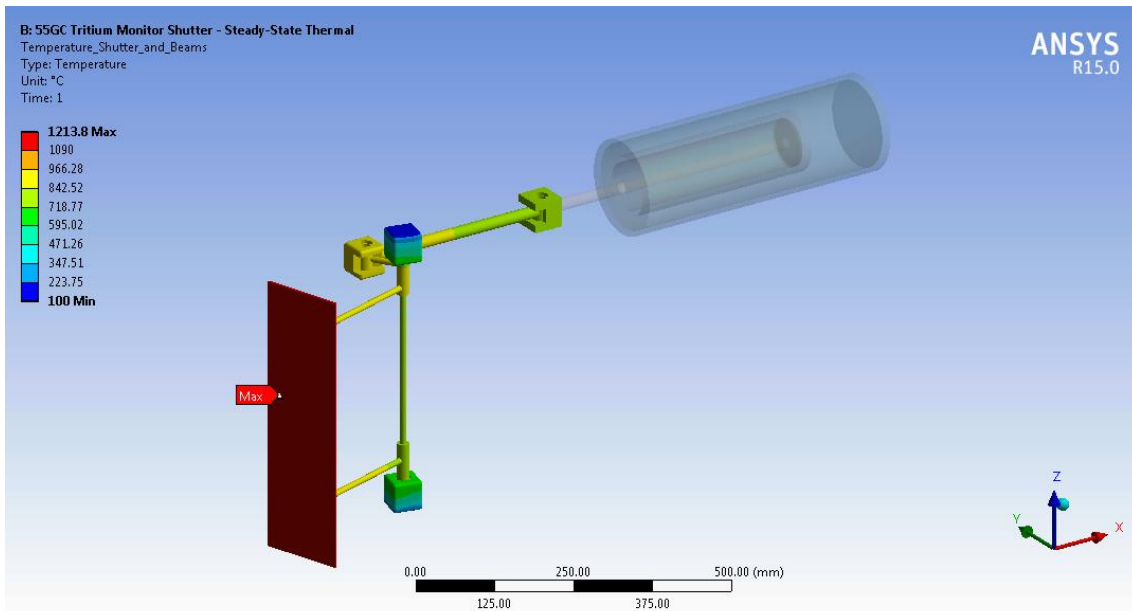


Figura 3.149: Distribuição de temperaturas no shutter em condições de thermal operation (fonte: Active Space Technologies).

A parte que atinge a temperatura máxima é a face frontal da lâmina do shutter, chegando aos 1213°C. O Mo tem uma temperatura de fusão superior aos 2500°C, pelo que este factor não supõe nenhum problema para o material. Dada a geometria da lâmina, será o

fluxo de calor do plasma e não o calor gerado internamente a carga térmica que contribui mais ao aumento da temperatura neste componente.

Os valores da deformação máxima e da máxima tensão equivalente do shutter encontram-se no Quadro 5.4 dos anexos.

O segundo sistema analisado foi o escâner 2D. Está localizado fora do port plug, montado sobre a closure plate. É composto por um espelho plano montado sobre um suporte fixo (Mirror Support 1 na Figura 3.150), um outro espelho plano montado sobre dois motores piezoelétricos e um fiducial para calibração. A função deste escâner é garantir o alinhamento do feixe de luz entre os espelhos montados dentro do port plug e o resto de óticas situadas fora. Todos os componentes são de aço inoxidável.

O alcance desta análise era obter a distribuição de temperatura, um primeiro valor da deformação máxima na caixa e dos suportes dos espelhos e o valor das reações nos pontos de fixação (parafusos). Estas reações seriam utilizadas no futuro para calcular o tamanho do parafuso mais adequado.

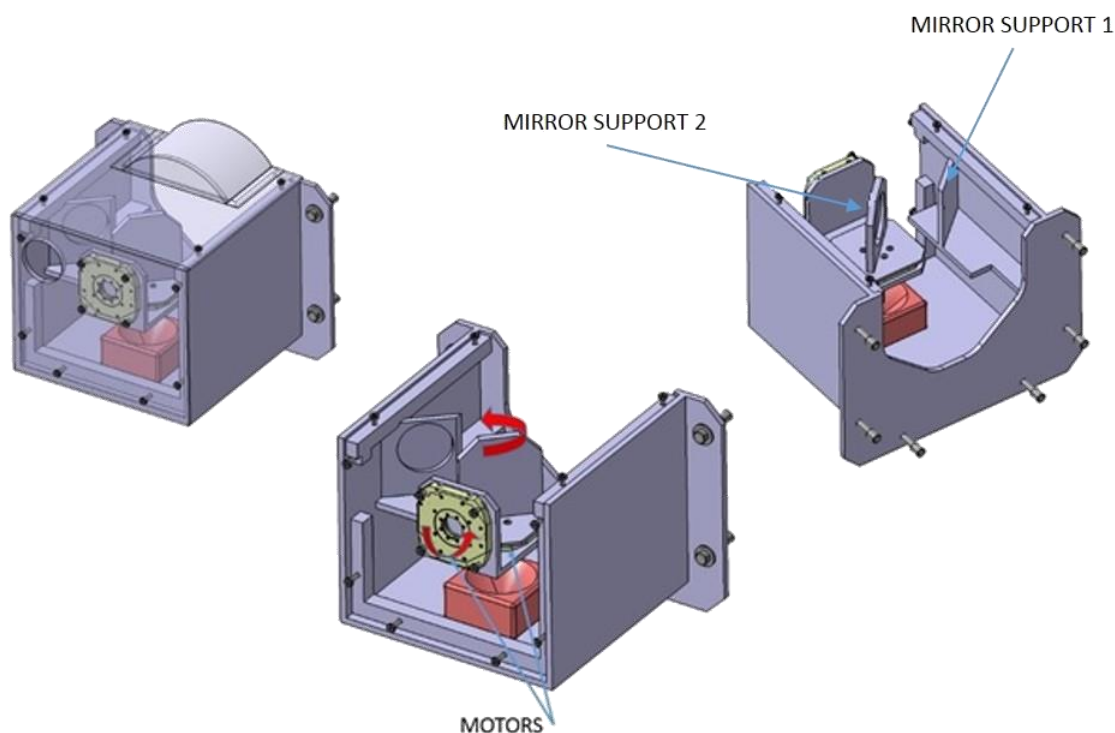


Figura 3.150: Escâner 2D (fonte: ITER).

As condições de thermal baking e thermal operation são as mesmas que no caso do shutter. O fluxo de calor segue a mesma distribuição que no shutter, enquanto o calor gerado internamente foi considerado constante e de valor 0.01 W/m^3 . Aplicando este conjunto de condições foi obtida a distribuição de temperaturas da figura abaixo.

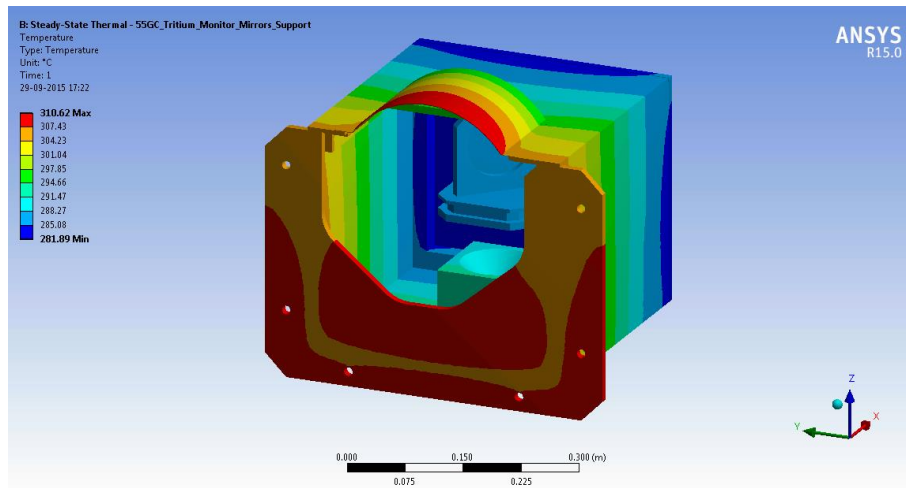


Figura 3.151: Distribuição de temperaturas no escâner 2D (fonte: Active Space Technologies).

A temperatura máxima é de 310.62°C, atingida na face frontal da caixa. Esta temperatura está abaixo da temperatura de fusão do material, pelo que não supõe nenhum problema para o material. Ao contrário do shutter, o calor gerado internamente é o parâmetro com maior influencia neste componente.

O ultimo componente analisado foi o primeiro espelho (elemento número 3 na Figura 3.140). Nos diagnósticos óticos do ITER o primeiro espelho é sempre um componente crítico, já que recebe uma grande dose de radiação e calor e por tanto é o componente que habitualmente sofre maior erosão e deposição de particulas do interior do reator.

O modelo fornecido pelo cliente era um bloco com as dimensões reais do espelho, mas sem nenhum suporte nem estrutura auxiliar. O objetivo do cliente para esta análise era obter uma distribuição de temperaturas, assim como a deformação do espelho para avaliar a viabilidade de aplicar um coating metálico.

Para este modelo não foram consideradas as condições do thermal baking, apenas a de thermal operation e o fluxo de calor e calor gerado internamente. O valor deste último foi extraído da análise de neutrões. No relativo às cargas estruturais, as cargas sísmicas não foram consideradas por ficar fora do alcance da análise.

Uma vez que não havia a possibilidade de fazer nenhum trabalho de CAD no espelho, foram simuladas tres configurações de fixação do espelho diferentes para comparar o seu efeito na deformação e distribuição de temperaturas. O material é aço inoxidável.

A primeira hipótese considerada foi fixar o espelho pela sua face superior. A superficie de condução é por tanto maior e consequentemente a temperatura e a deformação máxima são as menores dos três casos.

A segunda hipótese foi reduzir a superficie de fixação do espelho, simulando um único suporte. A superficie de condução é reduzida grandemente, e por tanto a temperatura e deformação máximas aumentam.

Finalmente, a terceira hipótese simula o espelho fixado por dois pontos. Neste caso, a temperatura e deformação máximas são menores do que no caso de um único ponto de fixação. É importante destacar que a forma deformada do espelho depende muito da forma em que o espelho é fixado.

A Figura 3.152 mostra estas três hipóteses e os resultados da temperatura e deformação máxima em cada caso.

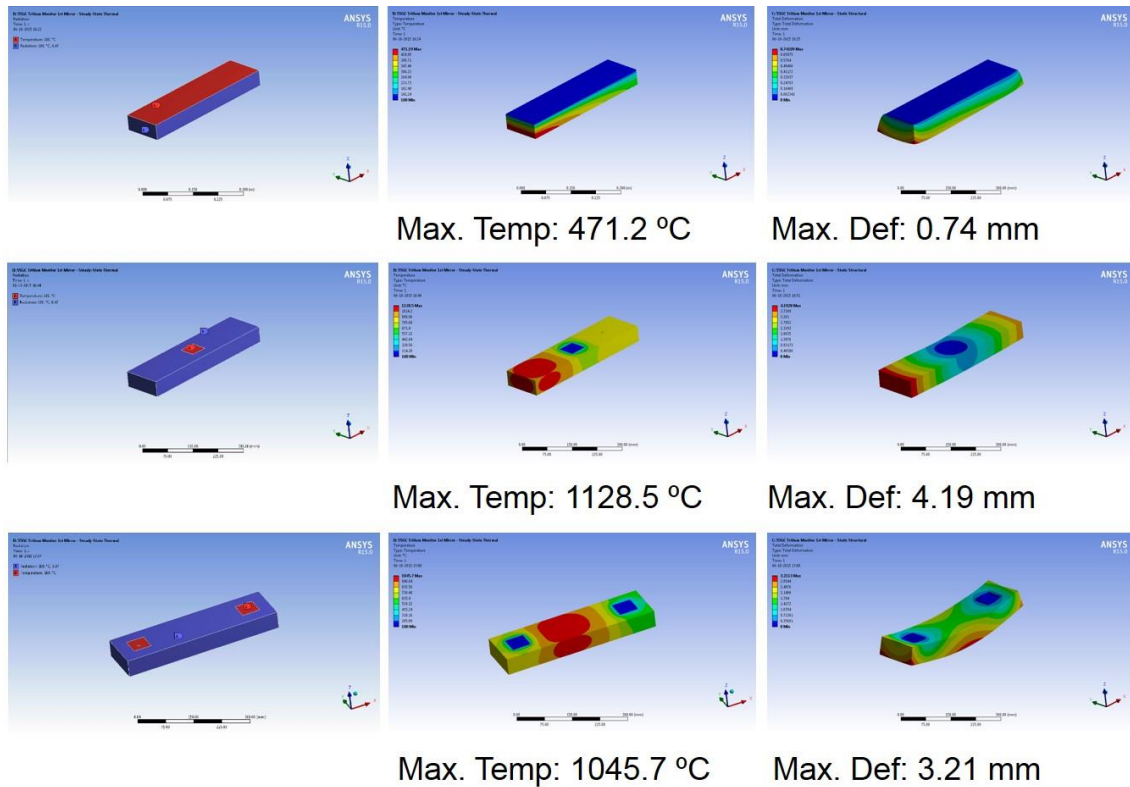


Figura 3.152: Diferentes configurações das fixações do espelho e resultados de temperatura e deformação de cada uma delas (fonte: Active Space Technologies).

A conclusão deste trabalho é que estas análises são primeira abordagem para conhecer a distribuição de temperaturas, tensões e deformações. Porém, é preciso apontar que:

- No caso do shutter, a falta de estrutura de suporte condiciona muito os resultados da análise. A expansão térmica das estruturas do DSM podem afectar aos componentes do shutter, induzindo tensões e deformações diferentes aos obtidos;
- A modulação do shutter como uma estrutura rígida não é realista e pode ter induzido resultados errados;
- No caso do escâner 2D, é preciso detalhar melhor as uniões aparafusadas para obter resultados mais precisos;
- A análise do espelho mostra temperaturas excessivamente altas para o aço inoxidável, o que sugere a necessidade de refrigerar o espelho. Também é importante destacar a influência da fixação do espelho nos resultados.

Em fases posteriores do desenvolvimento do sistema será preciso definir as estruturas de apoio do shutter e do espelho, assim como finalizar a análise de neutrões e calcular com mais detalhe as cargas térmicas nucleares. Só então será possível obter resultados realmente representativos que permitam avaliar a integridade estrutural destes componentes, comparando-os com os critérios de aceitação do código francês de desenho e construção de componentes mecânicos de instalações nucleares.

4 GESTÃO DA DESIGN OFFICE

Uma das atividades principais na área da engenharia mecânica na Active Space Technologies é o desenvolvimento de peças mecânicas para a sua posterior análise e /ou fabrico. Este tipo de trabalhos é uma parte integral das atividades da Active Space Technologies desde o início das suas atividades.

Para efetuar esta tarefa usam-se computadores topo de gama e software específico, entrando no que na indústria conhece-se como CAD (Computer Aided Design), CAE (Computer Aided Engineering) e CAM (Computer Aided Manufacturing).

O meu papel é o de responsável da área de desenho (CAD). As minhas principais responsabilidades são a supervisão dos modelos 3D creados pela equipa de designers, revisão e aprovação dos desenhos técnicos produzidos na empresa antes de serem fabricados ou enviados ao cliente e o desenvolvimento de novas praticas e metodologias de desenho que se adequam às nossas atividades.

4.1 Configuração do sistema CAD na Active Space Technologies

Para a criação e edição dos modelos, os software CATIA V5 e Solid Edge são os softwares de desenho utilizados. Estes programas são representantes da última geração de software CAD e permitem ao utilizador criar peças de uma grande complexidade e conjuntos com um grande número de componentes. Além da componente de desenho, estes programas incorporam ferramentas de análise e simulação.

Para gerir toda o processo de criação e desenho e a informação associada a ele, a solução habitual na indústria é implementar um software de gestão do ciclo de vida de produto ou PLM (Product Life Management). O software utilizado é o SmarTeam, e permite controlar as versões dos desenhos e ter um registo

4.2 Software de desenho

Como já foi comentado no parágrafo anterior, os softwares CAD utilizados na Active Space Technologies são o CATIA V5 e o Solid Edge. A principal característica de um software CAD moderno é que é paramétrico. Isto significa que as características do modelo são parâmetros que podem ser editados em qualquer momento, actualizando-se a geometria em consonância. Esta propriedade permite desenhar de uma forma muito eficaz e ágil.

Além disto, um software de desenho paramétrico mantém o histórico das operações feitas em forma de árvore de comandos. Isto permite conhecer a intenção de desenho do autor do modelo e editá-lo facilmente.

Os softwares de desenho CAD modernos têm evoluído muito desde os seus inícios, passando de ter capacidades muito limitadas a incorporar hoje em dia módulos dedicados a tarefas específicas como desenho de tubagens ou de chapa quinada, módulos de desenho de estruturas metálicas, desenho naval, análise por elementos finitos, etc. Na atualidade,

os softwares de CAD são ferramentas muito potentes que facilitam enormemente o trabalho dos engenheiros e desenhadores e o desenvolvimento de produtos.

4.3 Gestão de versões e qualidade nas tarefas de desenho

Na área aeroespacial e aeronáutica é muito habitual as empresas serem certificadas na aplicação das normas ISO 9001 e AS9100, normas que estabelecem os requisitos necessários para ter um sistema de gestão da qualidade (QMS ou Quality Management System em inglês).

Estas normas têm como objetivo criar nas empresas uma cultura de melhoria contínua, regulando todos os processos da empresa e traduzindo-os em métricas que permitem avaliar a sua eficiência. São ferramentas ao dispor das empresas para certificar que o seu produto ou serviço satisfaz os requisitos dos clientes e que a qualidade é melhorada continuamente.

Estar certificado na aplicação destas normas é uma maisvalia que acrescenta valor à empresa, sendo hoje em dia um requisito exigido por muitas de grandes empresas como a Airbus, Boeing, etc. Não possuir esta certificação pode prevenir a empresa de participar em certas atividades e projetos.

Uma secção relevante destas normas é a relativa ao controlo documental. Ambas as duas estabelecem que a empresa deve ter implementado um sistema de qualidade que permita controlar e ter registo de:

- Entradas (inputs) para o desenho e desenvolvimento do produto;
- Resultado (output) do desenho e desenvolvimento do produto;
- Revisão do desenho e desenvolvimento do produto;
- Comprovação do desenho e desenvolvimento do produto;
- Validação do desenho e desenvolvimento do produto;
- Controlo das alterações no desenho ou desenvolvimento do produto.

Estes requisitos aplicam-se também ao trabalho de CAD, pelo que é necessário criar um sistema de gestão do processo de desenho e do seu produto. Este processo consiste no controlo do ciclo de vida inteiro de um produto, desde o conceito até o fim da sua vida, sendo um processo muito amplo que integra pessoas, processos, informação e processos produtivos para uma melhor gestão.

Uma solução habitual na indústria é implementar um software de gestão do ciclo de vida de produto ou PLM (Product Life Management). O software que gere estes processos é o SmarTeam, desenvolvido pela Dassault. Este software oferece integração direta com os mais importantes softwares de desenho CAD do mercado, CATIA e Solid Edge entre eles.

O SmarTeam é um software muito importante na gestão de modelos CAD, não só como repositório, mas como ferramenta de qualidade. Existem três elementos básicos que

juntos permitem cumprir com os requisitos definidos pelas normas ISO 9001 e AS9100, antes descritas. Estes elementos são as revisões, o estado dos elementos e as permissões.

Quando um modelo é gravado no servidor não substitui a versão anterior. O SmarTeam guarda todas e cada uma das versões (chamadas revisões) de maneira sequencial, atribuindo um código único. Qualquer revisão anterior do modelo pode ser chamada e aberta no software de desenho, bem para consulta ou bem para iniciar um desenho alternativo ao atual.

Este conceito de revisões combina-se com os estados em que as peças podem estar. Trabalha-se com quatro estados básicos: check-in, check-out, released e obsolete. Quando uma peça é sacada do servidor e aberta num computador, por defeito é aberta em estado check-in. Isto quer dizer que está em estado só de leitura, não pode ser editada. Para poder trabalhar com ela e gravar as alterações, é preciso a peça estar em estado check-out. Cada vez que a peça é editada e gravada no servidor, passa por um ciclo de check-in/check-out e uma nova revisão é gravada no servidor. O estado released é semelhante em propriedades ao check-in. Porém, representa que o desenho do modelo fica congelado, e normalmente se aplica quando o projeto atinge um ponto importante na sua evolução como uma revisão por parte do cliente o quando as peças são mandadas fabricar. Finalmente, o estado obsolete aplica-se quando a peça é descontinuada e não se vá trabalhar mais nela.

Além destes elementos, o SmarTeam permite criar diferentes perfis de utilizador, e atribuir diferentes esquemas de permissões ou limitações a cada um deles. Assim, podemos ter um perfil para os estagiários, designers, project managers, administradores, etc.

Finalmente, o SmarTeam também oferece a capacidade de limitar o acesso às pastas só a determinados utilizadores e segundo um perfil de utilizador diferente ao anterior. Estes novos perfis também podem ter esquemas de permissões próprios, aumentando a capacidade de customização dos acessos aos projetos. Isto é chave para a segurança do sistema, já que cada utilizador só terá acesso os projetos aos quais está alocado. De facto, os utilizadores só vêem os projetos aos quais estão alocados.

Um aspeto importante deste software é que cada vez que uma peça é aberta e editada, cria-se um registo do utilizador, a data e a hora em que foi feita a alteração. Estes registos podem ser utilizados como prova do processo de qualidade, e podem ter validade legal.

4.4 Processo de melhora das atividades de desenho

Como responsável deste departamento desde o ano 2015, os meus esforços e os da equipa de trabalho que coordino neste área tem-se focado na melhora das práticas e dos procedimentos no desenho CAD. Apesar de ser uma das atividades com maior peso na Active Space Technologies, muitos dos processos e rotinas não estavam regulados nem supervisionados corretamente. A consequência direta foi inúmeros problemas em vários projetos que se traduziram em muitas horas de trabalho para corrigir os modelos e peças

fora de especificações que obrigaram a as fazer de novo. Isto tudo teve um impacto direto em termos de custos e atrasos nos projetos.

A tarefa principal tem sido centralizar a gestão da área de desenho e criar uma figura de referência para os designers. Essa figura somos o IT manager e eu próprio. Porém, o objetivo não é tanto personificar esta tarefa em pessoas concretas como transmitir ao designer a ideia de que no caso de ter dúvidas ou problemas há alguém a quem eles podem acudir.

Esta tarefa tem-se plasmado nas seguintes atividades:

- Definição de processos de revisão dos modelos e desenhos técnicos;
- Definir um novo esquema de permissões na base de dados de CAD;
- Criar definições comuns nos software de desenho para todos os designers;
- Criação de uma biblioteca de materiais de referência;
- Criação de um catálogo de componentes estándar e comerciais;
- Criação de templates para os desenhos técnicos;
- Criação uma metodologia de desenho comum.

5 CONCLUSÃO

O presente documento faz um percurso pormenorizado pelos projetos mais relevantes na minha carreira de engenheiro até a data. Para cada projeto foi apresentado o seu âmbito e objetivos e as minhas tarefas e responsabilidades. Trabalhar na Active Space Technologies tem sido uma grande oportunidade de trabalhar em setores de engenharia de alto nível como são os setores aeroespacial e da fusão nuclear, onde os projetos são sempre um grande desafio para os engenheiros.

A minha principal responsabilidade ao longo destes anos tem sido o desenho por computador. É nesta tarefa onde tenho investido mais horas e esforços, podendo-se apreciar uma clara evolução neste âmbito. Com cada projeto a minha responsabilidade na parte de desenho tem aumentado até ser o responsável para esta parte na empresa.

Porém, esta não tem sido a única atividade que tenho desenvolvido. Ao longo destes anos tenho realizado outras tarefas que complementam à minha carreira como desenhador. Quer que seja controlo dimensional, acompanhar procesos de fabrico, escrever documentação técnica ou atividades de montagem e integração são tarefas que ajudam ter uma visão geral mais completa do que está envolvido no processo de desenho.

O meu objetivo para o futuro próximo é adquirir novas competências como engenheiro a curto prazo como pode ser aprender fazer análises estruturais e térmicas com softwares FEM. No médio prazo, o meu objetivo será virar para uma figura com uma visão mais global dos projetos, como pode ser um systems engineer.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- AFCEN. (2007). *Design and Construction Rules fo Mechanical Components of Nuclear Installations RCC-MR*.
- Beausang, K. (2011). *The consistency of electron temperature measurements by Thomson scattering at the JET tokamak*. Tese de doutoramento, University College Cork, Department of Electrical and Electronic Engineering, Cork.
- Bueche, F. (1988). *Ciencias Físicas*. Reverte.
- Cook, R. D. (1995). *Finite Element Modeling for Stress Analysis*. John Wiley & Sons.
- Defense Metals Information Center. (1962). *Brazing and bonding of Columbium, Molybdenum, Tantalum, Tungsten and Graphite*. Columbus: Batelle Memorial Institute.
- Eisberg, R., & Resnick, R. (1985). *Quantum Physics 2nd Ed*. John Wiley & Sons, Inc.
- ESA. (2013). ECSS-Q-70-71C. *Materials List*.
- Hahn, D. W. (July de 2009). *Light Scattering Theory*. University of Florida, Department of Mechanical and Aerospace Engineering.
- Hutchinson, I. (2002). *Principles of Plasma Diagnostics*. Cambridge: Cambridge University Press. doi:<http://dx.doi.org/10.1017/CBO9780511613630>
- ISO 9001. (2008). *Requirements for a Quality Management System*.
- ITER. (2014). *Porperties of Aluminium Oxide electrical insulation material for In-Vessel Coils*. Cadarache.
- ITER. (s.d.). *Structural Design Criteria for In Vessel Components (SDC-VC) Appendix A: Materials Design Data*.
- ITER. (s.d.). *System Design Description E6CMF9*.
- Jaehnig, K., Fonck, R., Ida, K., & Powell, E. (Maio de 1985). Charge exchange recombination spectroscopy measurments of ion temperature and plasma rotation in PBX. *Review of Scientific Instruments*, 56(5).
- Kerker, M. (1969). *The Scattering of Light and Other Electromagnetic Radiation* (Vol. 16). Elsevier.
- Litnovsky, A. e. (2007). Diagnostic mirrors for ITER: A material choice and the impact of erosion and deposition on their performance. *Journal of Nuclear Materials*, 1395-1402.
- Mahagin, D. (1979). *Fast Reactor Neutron Absorber Materials*. Cincinnati: Hanford Engineering Development Laboratory.

- MIT. (n.d.). *Spectroscopy*. Retrieved from The History of Spectroscopy, A Perspective: <http://web.mit.edu/spectroscopy/history/spec-history.html>
- Narasaiah, G. L. (2008). *Finite Element Analysis*. BS Publications.
- NASA. (s.d.). *Solar System Exploration*. Obtido de Deep Impact Legacy Site: <https://solarsystem.nasa.gov/deepimpact/science/spectroscopy.cfm>
- Naylor, G., Scannel, R., Beurskens, M., & Walsh, M. (2012). The ITER Thomson scattering core LIDAR diagnostic. *15th International Conference on Laser Aided Plasma Diagnostics*. Jeju: IOP Publishing.
- Plansee. (s.d.). *Molybdenum*. Obtido de www.plansee.com/en/Materials-Molybdenum-402.htm
- Prunty, S. (2014). A primer on the theory of Thomson scattering for high-temperature fusion plasmas. *Physical Scripta*(89), 44. Obtido de IOP Science.
- Qian, M., Haoyi, Z., Yanling, W., Liang, L., Wenjin, C., Xiaoxue, H., & Shirong, L. (2015). Analysis of charge-exchange spectroscopy data by combining genetic and Gauss-Newton algorithm. *Journal of Quantitative Spectroscopy & Radiative Transfer*, 74-80.
- SAE. (2009). *AS9100C: Quality Management Systems - Requirements for Aviation, Space and Defense Organizations*.
- (s.d.). *Scattering*. Michigan Tech University, Department of Geology.
- Subramanian, C., Suri, A., & Murthy, T. (2010). Development of Boron-based materials for nuclear applications. *Bhabha Atomic Research Center Newsletter*, 15-22.
- UC San Diego. (s.d.). *Advanced Energy Technology Group*. Obtido de Center for Energy Research: www.ferp.ucsd.edu/LIB/PROPS/PANOS/moa.html
- Voitsenya, V. e. (2001). Diagnostic first mirrors for burning plasma experiments. *Review of Scientific Instruments*, 475.

ANEXOS

Resultados da análise térmica dos componentes do Core Plasma Thomson Scattering System

Esta secção comenta os resultados obtidos nas análises térmicas dos componentes do CPTSS. Os resultados são apresentados como complemento à secção 3.6.1.14.

A Figura 5.1 apresenta a distribuição de temperatura no conjunto do primeiro espelho, a base e a armação, enquanto a Figura 5.2 mostra a distribuição de temperatura só no espelho.

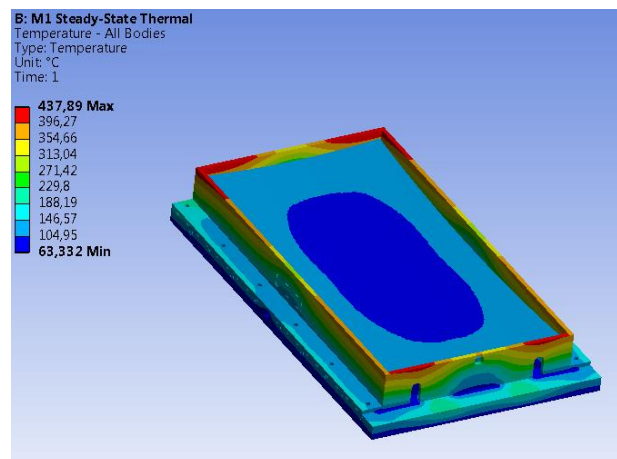


Figura 5.1: Distribuição de temperatura no primeiro espelho, incluindo a moldura (fonte: Active Space Technologies).

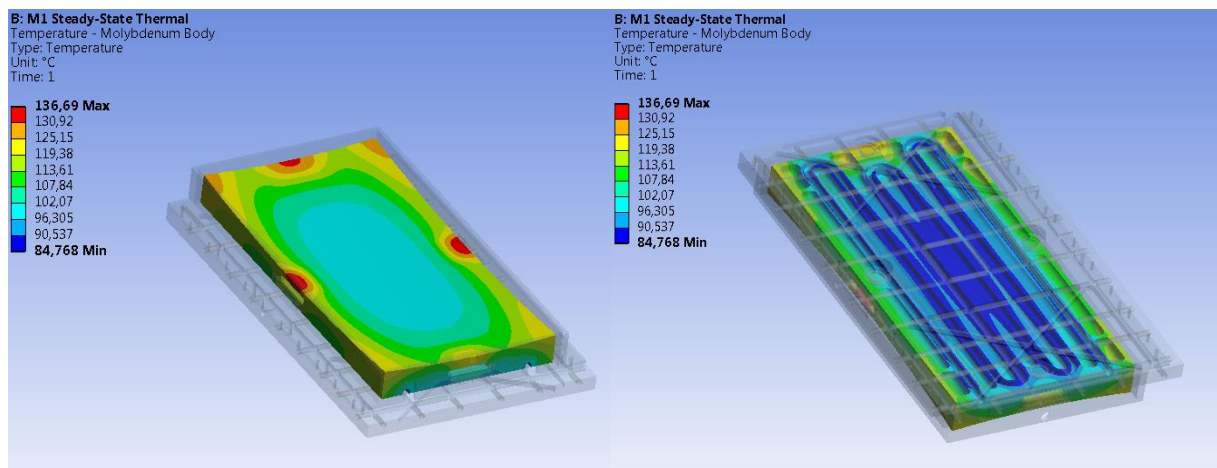


Figura 5.2: Distribuição de temperatura no espelho (fonte: Active Space Technologies).

A Figura 5.3 apresenta o valor da deformação total e a deformada do conjunto do primeiro espelho. Porém, este valor da deformação total dá uma ideia da grandeza do fenómeno, mas não serve para inferir nenhuma conclusão.

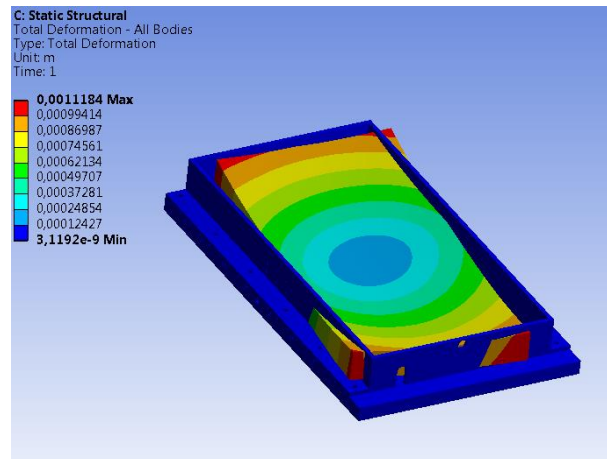


Figura 5.3: Deformação total do conjunto (fonte: Active Space Technologies).

A Figura 5.4 mostra a deformação do espelho, isolado da moldura. À vista das duas imagens, pode-se concluir que o espelho sofre uma maior deformação que os componentes da moldura.

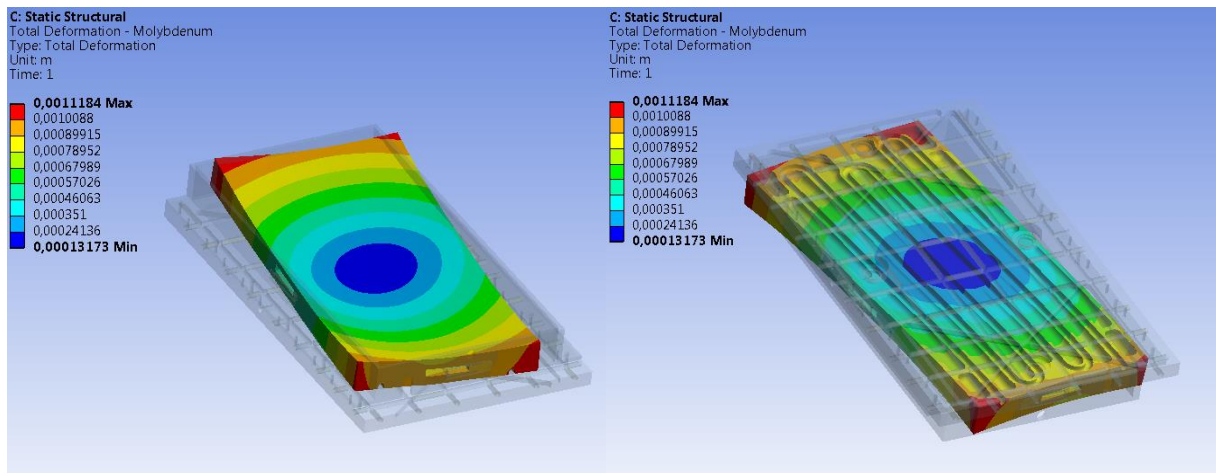


Figura 5.4: Deformação total do espelho (fonte: Active Space Technologies).

A Figura 5.5 mostra o resultado da deformação da superfície do espelho segundo a direção normal à superfície. Esta componente da deformação será utilizada para avaliar a performance ótica do sistema nas condições de funcionamento.

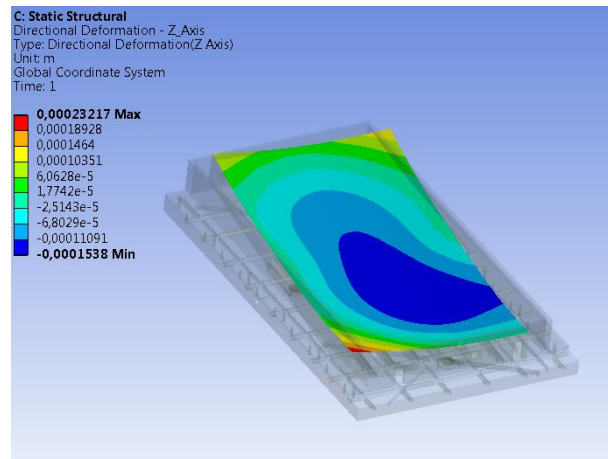


Figura 5.5: Deformação no eixo Z da superfície do espelho (fonte: Active Space Technologies).

Quadro 5.1: Resultado da análise do primeiro espelho.

ΔT [°C] Espelho	Def. Max. [μm] Superfície do espelho (Z axis)
51.9	230

Os resultados mostram um incremento na temperatura de 51.9°C no espelho, devido às cargas térmicas. Este incremento na temperatura traduz-se numa deformação na superfície do espelho de 230 microns. Também é importante destacar que o espelho rota com respeito à moldura. Isto é devido à geometria do espelho e à sua posição com respeito ao plasma.

A Figura 5.6 apresenta a distribuição de temperaturas no conjunto do segundo espelho, enquanto a Figura 5.7 mostra a temperatura no segundo espelho isolado da moldura.

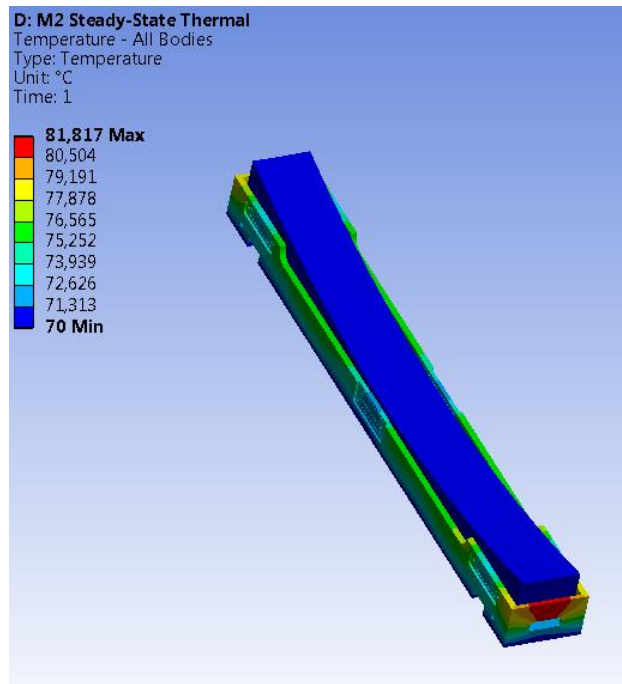


Figura 5.6: Distribuição de temperatura no conjunto do segundo espelho (fonte: Active Space Technologies).

Devido à sua posição, fora da radiação direta do plasma, a temperatura não varia tanto como no caso do primeiro espelho.

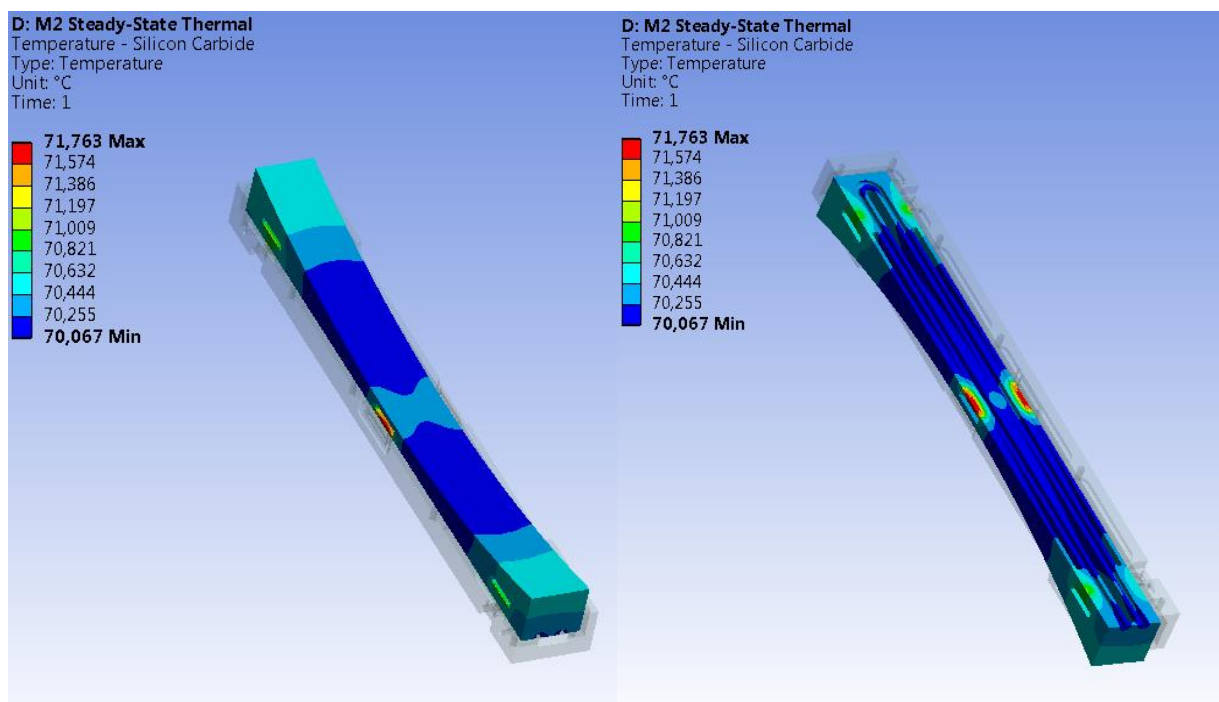


Figura 5.7: Distribuição de temperatura no segundo espelho isolado (fonte: Active Space Technologies).

A deformação total do conjunto do segundo espelho é mostrada na Figura 5.8, enquanto a Figura 5.9 apresenta a deformação do segundo espelho isolado da sua moldura, e a

Figura 5.10 mostra a deformação da superfície do espelho segundo a normal a essa superfície.

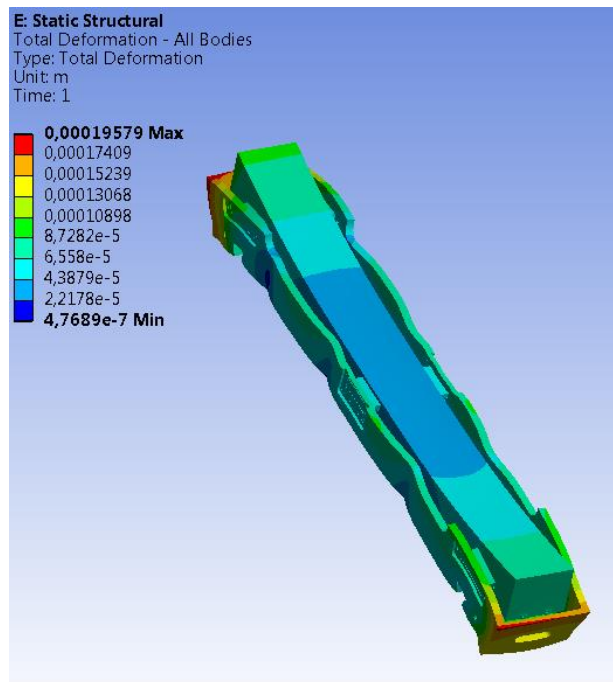


Figura 5.8: Deformação total do conjunto do segundo espelho (fonte: Active Space Technologies).

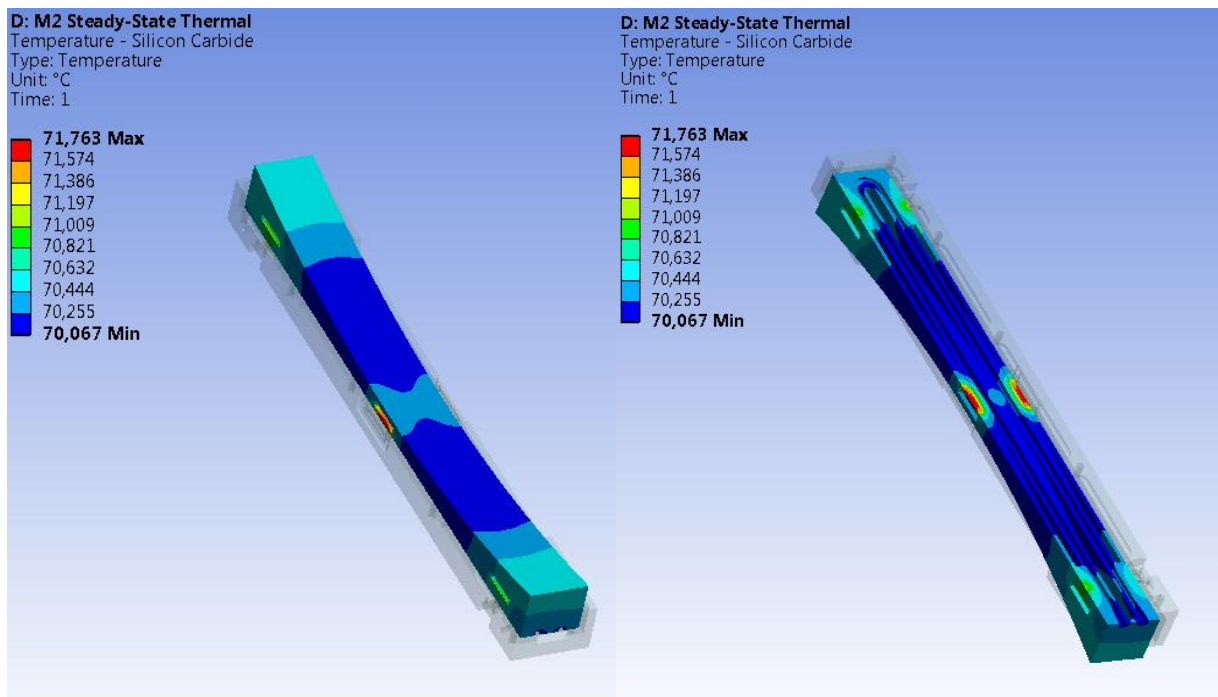


Figura 5.9: Deformação total do segundo espelho isolado (fonte: Active Space Technologies).

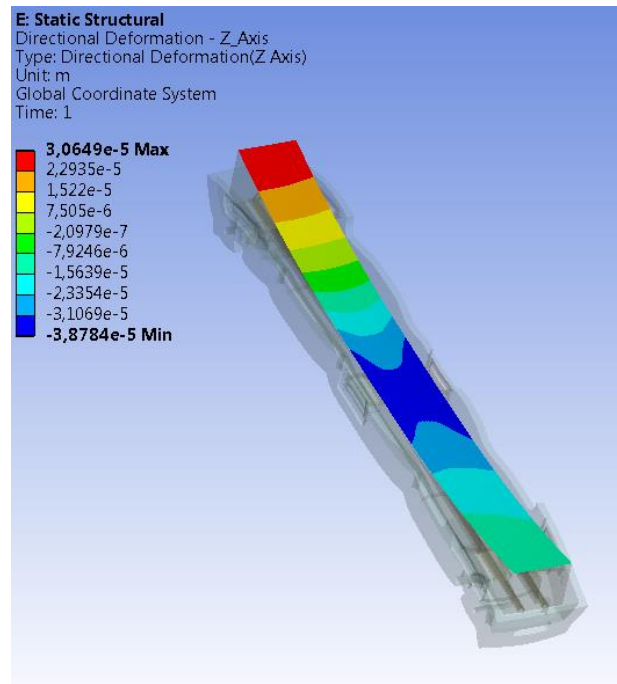


Figura 5.10: Deformação da superfície do segundo espelho segundo a sua normal (fonte: Active Space Technologies).

Quadro 5.2: Resumo dos resultados do segundo espelho.

ΔT [°C] Espelho	Def. Max. [μm] Superfície Espelho (eixo Z)
1.76	30

Os resultados no segundo espelho mostram incrementos de temperatura de 1.7°C devido ao aquecimento da água junto com as cargas térmicas aplicadas. A deformação máxima é de 30 microns. Estes resultados indicam que é possível não ter que arrefecer o espelho diretamente, simplificando a configuração e o seu fabrico. Esta hipótese deveria ser avaliado com mais análises.

O ultimo componente a ser analisado foi a bancada ótica. Já que está análise foi só uma primera abordagem ao problema, o modelo foi simplificado. Por exemplo, não foram consideradas nenhuma das soldaduras e a estrutura inteira foi considerada como uma única peça.. Neste caso, trabalhou-se com a ideia de que a bancada ótica seria fixada à gaveta a traves da superfície inferior e do lado esquerdo. O contacto entre peças foi definido sem penetração.

Devido à sua posição e ao seu tamanho, não foi possível calcular ou estimar o valor da carga térmica, pelo que o calor devido à radiação foi definido como o valor meio, para o caso do aço inoxidável. A temperatura inicial foi assumida com um valor de 22°C , de forma análoga ao que acontecia nos modelos anteriores.

A distribuição de temperaturas é definida na Figura 5.11.

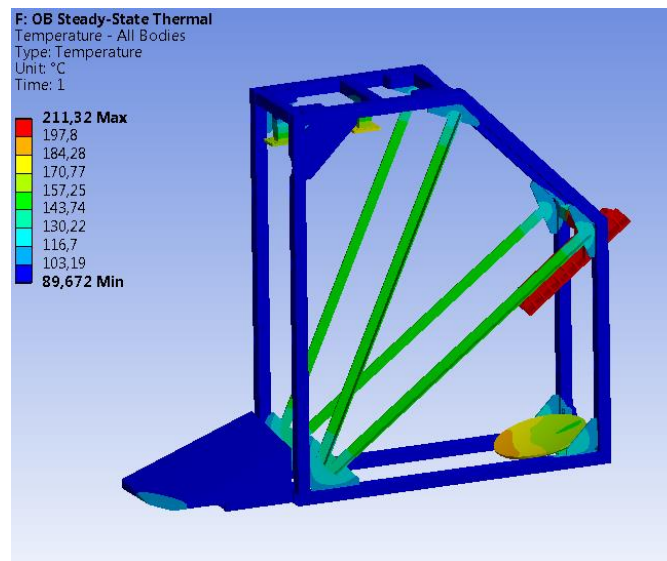


Figura 5.11: Distribuição de temperaturas na bancada ótica (fonte: Active Space Technologies).

A deformação total está apresentada na Figura 5.12. A deformação segundo cada um dos eixos X, Y e Z estão apresentadas na Figura 5.13, Figura 5.14 e Figura 5.15.

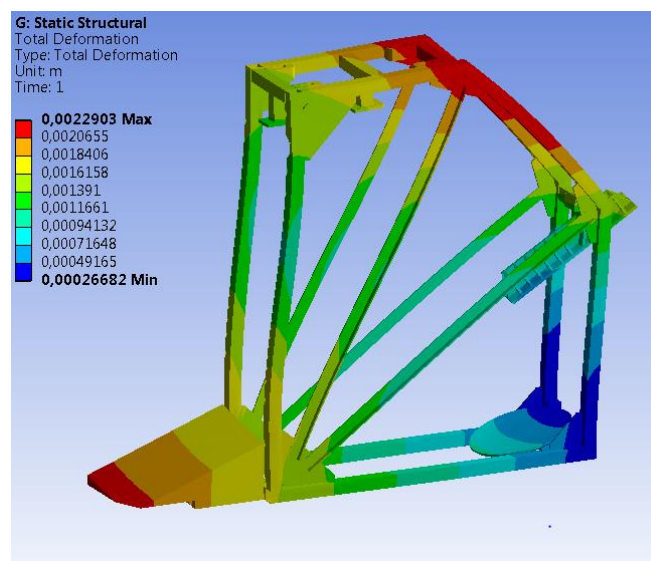


Figura 5.12: Deformação total da bancada (fonte: Active Space Technologies).

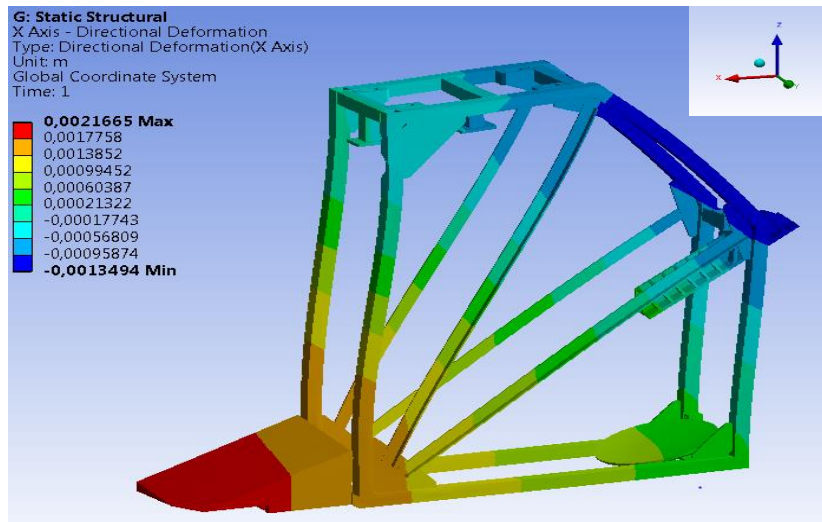


Figura 5.13: Deformação da bancada segundo o eixo X (fonte: Active Space Technologies).

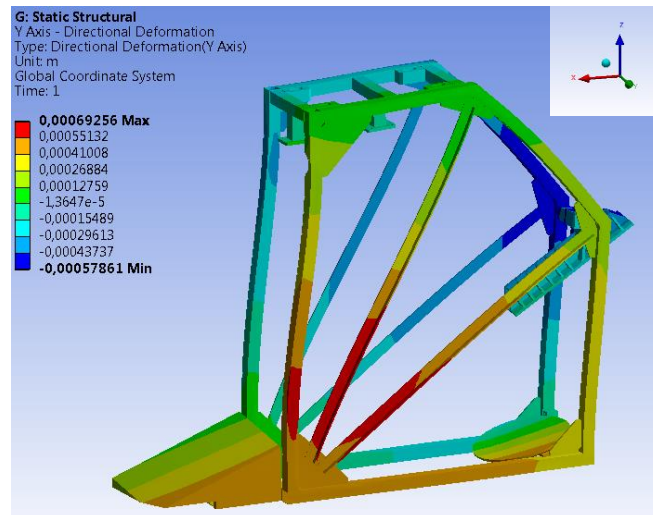


Figura 5.14: Deformação da bancada segundo o eixo Y (fonte: Active Space Technologies).

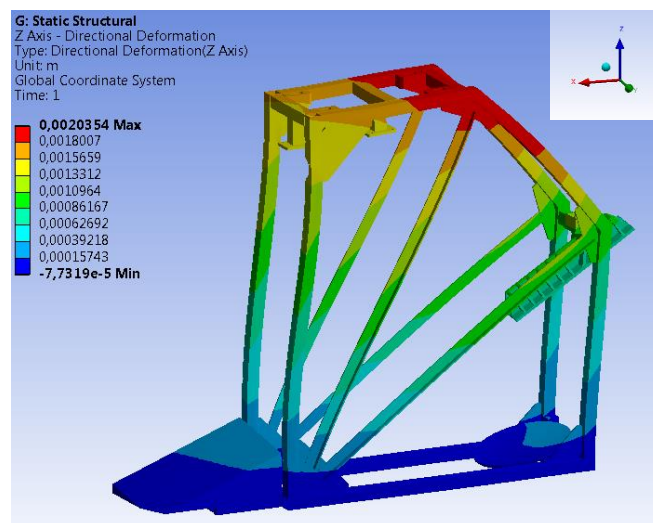


Figura 5.15: Deformação da bancada segundo o eixo Z (fonte: Active Space Technologies).

A temperatura máxima do conjunto é de 211°C, localizada na zona do quarto espelho, na parte superior da bancada. Isto é devido a que o terceiro espelho tem uma moldura mais pesada e também devido a que o quarto espelho está mais perto dos tubos de arrefecimento e por tanto não aquece tanto. Para poder avaliar se os resultados são válidos, seria preciso analisar o sistema completo, com os espelhos montados. É assim que seria possível avaliar se o alinhamento do sistema ótico está em valores válidos a pesar da deformação da estrutura.

Quadro 5.3: Resultados da análise da bancada ótica.

Deformação	Valor [mm]
Total	2.29
Eixo X	2.16
Eixo Y	0.69
Eixo Z	2

No caso de precisar de reduzir a deformação, uma maneira de o conseguir seria arrefecer também as barras diagonais. Porém, isto deveria ser avaliado com uma nova análise.

Resultados da análise termo-elástica do Tritium monitor.

Quadro 5.4: Resultados da análise do shutter.

Cenário de cargas	Cond.Op.	Evento inicial	Temp. Sistema Arrefecimento. [°C]	Carga térmica	ax [m.s-2]	ay [m.s-2]	az [m.s-2]	Temp Max.. [°C]	Def. Máx. Total[mm]	Tensão Eq. Máx. [MPa]
I.1	DW THB	-	240	-	-	-	-	240	3.14	120.35
I.3	DW THO	-	100	Fluxo de calor & Calor gerado internamente	-	-	-	1213.8	14.15	720.21
II.1	DW THB	SL-1	240	-	4.3	31.4	18.7	240	3.13	118.66
II.12	DW THO	SL-1	100	Fluxo de calor & Calor gerado internamente	4.3	31.4	18.7	1213.8	14.14	718.36
III.1	DW THB	SMHV	240	-	9.5	68.7	40.9	240	3.82	155.72
III.28	DW THO	SMHV	100	Fluxo de calor &	9.5	68.7	40.9	1213.8	14.13	716.16

				Calor gerado internamente						
IV.1	DW THB	SL-2	240	-	13	94.1	56	240	4.53	204.14
IV.12	DW THO	SL-2	100	Fluxo de calor & Calor gerado internamente	13	94.1	56	1213.8	14.12	714.66

Quadro 5.5: Resultados do escâner 2D.

Cenário de cargas	I.1	I.3	II.1	II.12	III.1	III.28	IV.1	IV.12	
Condições operativas	DW THB	DW THO	DW THB	DW THB	DW THB	DW THB	DW THB	DW THB	
Evento inicial	-	-	SL-1	SL-1	SMHV	SMHV	SL-2	SL-2	
Temperatura Sistema de arrefecimento [°C]	240	100	240	100	240	100	240	100	
Cargas térmicas	-	HF & NH	-	HF & NH	-	HF & NH	-	HF & NH	
ax [m.s-2]	-	-	4.3	4.3	9.5	9.5	13	13	
ay [m.s-2]	-	-	31.4	31.4	68.7	68.7	94.1	94.1	
az [m.s-2]	-	-	18.7	18.7	40.9	40.9	56	56	
Temperatura Máx [°C]	240	310.62	240	310.62	240	310.62	240	310.62	
Def. Máxima [mm]	1.658	2.092	1.672	2.106	1.712	2.138	1.75	2.169	
Def. Máx Espelho 1 [mm]	1.17	1.498	1.191	1.514	1.236	1.548	1.271	1.58	
Def. Máx Espelho 1 [mm]	X	0.895	1.142	0.901	1.141	0.908	1.157	0.913	1.16
	Y	-0.557	-0.698	-0.653	-0.794	-0.768	-0.909	-0.846	-0.987
	Z	0.617	0.808	0.541	0.732	0.451	0.642	0.39	0.581
Def. Máx Espelho 2 [mm]	1.085	1.392	1.053	1.355	1.044	1.334	1.056	1.334	
Def. Máx Espelho 2 [mm]	X	0.953	1.21	0.954	1.212	0.957	1.214	0.959	1.216
	Y	0.158	0.197	-0.187	-0.206	-0.314	-0.333	-0.401	-0.419
	Z	0.624	0.813	0.533	0.721	0.424	0.612	0.351	0.538
Tensão Máx. Equ. [MPa]	72.24	85.87	67.86	81.52	72.51	89.41	80.04	96.78	
Tensão Cedência Admissível [MPa]	137.7	126.5	137.7	126.5	137.7	126.5	137.7	126.5	

Tensão de Rotura Admissível [MPa]		417	410.2	417	410.2	417	410.2	417	410.2	
MOSy		1.9	1.5	2	1.6	1.9	1.4	1.7	1.3	
MOSu		5.8	4.8	6.1	5	5.8	4.6	5.2	4.2	
Reações [N]	Suporte 1	X	-295.35	-288.98	-294.82	-288.79	-292.08	-286.46	-290.49	-285.15
		Y	4791.5	6391.8	5222.1	6821.1	5733.7	7331.2	6082	7678.5
		Z	-3742.7	-5066.1	-3444.2	-4768.5	-3089.9	-4415.2	-2848.7	-4174.8
		Total	6087.1	8161.1	6262.6	8327.7	6519.8	8562.9	6722.4	8744.7
	Suporte 2	X	72.133	32.019	701.25	659.04	1449.4	1404.7	1958.3	1911.9
		Y	4982.1	6682.5	5336.6	7035.9	5757.7	7455.7	6044.5	7741.6
		Z	1114.6	1451.4	1411.4	1747.3	1763.9	2098.7	2003.8	2337.8
		Total	5105.8	6838.4	5564.5	7279.6	6193.8	7871.8	6662.3	8309.8
	Suporte 3	X	229.65	264.64	956.03	990.26	1819.3	1852.6	2406.4	2439.2
		Y	2915.2	3910.8	3243.5	4238.1	3633.5	4626.9	3899.1	4891.6
		Z	2950.3	3919.7	3215.6	4184.2	3530.7	4498.3	3745	4711.9
		Total	4154	5543.3	4666.3	6037.3	5383.1	6713.8	5917.7	7216.6
	Suporte 4	X	201.8	231.07	322.61	350.92	466.53	493.69	563.86	590.25
		Y	-2937	-3943.4	-2609.1	-3616.6	-2219.7	-3228.3	-1954.5	-2963.9
		Z	2971.7	3953.5	3151	4132.3	3363.8	4344.6	3508.5	4488.9
		Total	4183	5588.7	4103.7	5502.6	4057.1	5435.2	4055.5	5411.4
	Suporte 5	X	31.812	-13.177	-260.36	-304.92	-606.62	-650.66	-842.93	-886.62
		Y	-5005.3	-6719.1	-4651.4	-6366.2	-4231	-5947.1	-3944.7	-5661.8
		Z	113.8	1482.8	1280.6	1629.3	1454.9	1803.1	1573.4	1921.3
		Total	5132.2	6880.7	4831.5	6578.5	4515.1	6248.5	4329.7	6044.2
	Suporte 6	X	-239.99	-225.51	-1118.5	-1101.2	-2160.1	-2139.5	-2869.7	-2846.7
		Y	-4746.5	-6322.7	-4306.3	-5883.6	-3783.4	-5361.9	-3427.4	-5006.7
		Z	-3729.5	-5045.2	-3585	-4901.1	-3413.6	-4730.2	-3297	-4614
		Total	6041.2	8092	5713.8	7736.3	5534.7	7463.4	5554.5	7379.7

Dispersão tipo Thomson (Thomson Scattering)

A dispersão é o fenómeno físico onde uma onda de radiação eletromagnética ou uma partícula em movimento é desviada da sua trajetória por causa da presença de irregularidades no medio ou material que atravessa. Esta definição também é válida para falar de colisões entre partículas como átomos, partícula subatómicas como eletrões, fótons ou outro tipo de partículas.

Quando a onda incidente interage com o elemento que provoca a dispersão, o seu campo elétrico perturba as órbitas dos eletrões com uma frequência igual à da radiação incidente. Esta perturbação resulta numa separação temporária das cargas no elemento, fenómeno conhecido como binário de dipolo induzido. Um dipolo é um sistema de duas cargas elétricas de igual grandeza e diferente sinal.

Este binário do dipolo é uma fonte de radiação eletromagnética em forma de luz, resultando na luz dispersada. A dispersão é, por tanto, uma complexa interação entre a onda incidente e o elemento de dispersão, e não simplesmente uma onda que salta da superfície do elemento (Voitsenya, 2001).

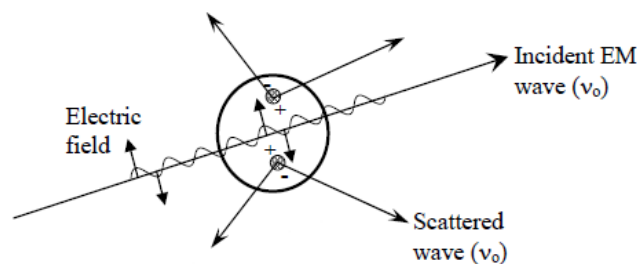


Figura 5.16: Ilustração do fenómeno da dispersão (fonte: Internet).

É importante destacar que a radiação observada é a sobreposição da onda incidente e a parte da onda dispersada que regressa à origem.

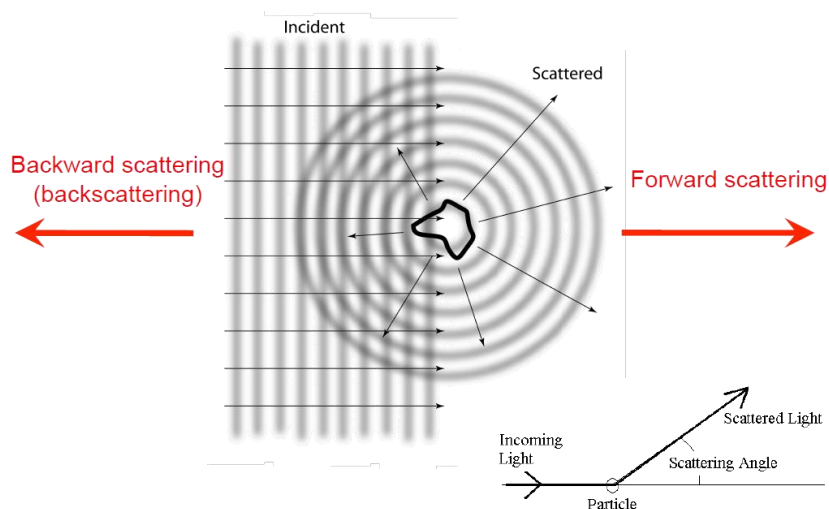


Figura 5.17: Representação da dispersão (fonte: Internet).

Três parâmetros definem a dispersão:

- O comprimento de onda da radiação incidente (λ);
- O tamanho da partícula incidente, definido como o parâmetro adimensional α :

$$\alpha = \frac{2\pi r}{\lambda} \quad (8)$$

Onde r é o raio da partícula incidente e λ é o comprimento de onda relativo da onda incidente. Este parâmetro é definido como:

$$\lambda = \frac{\lambda_0}{m_0} \quad (9)$$

Onde λ_0 é o comprimento da onda incidente no vácuo e m_0 representa o índice de refração da vizinhança.

O índice de refração da partícula dispersada, representado como:

$$m = n - ik \quad (10)$$

Onde n indica a refração da luz e a parte complexa está relacionada com a absorção do material.

A maioria da luz dispersada é emitida com uma frequência igual à da onda incidente. Este fenómeno é conhecido como dispersão elástica, onde a energia cinética, a frequência e o comprimento de onda mantem-se constantes. Porém, não toda é dispersada desta forma, sendo que existe uma parte que é dispersada com uma frequência diferente. Isto é conhecido como dispersão inelástica. Neste caso, a energia cinética não se conserva e a partícula ou a onda dispersada pode ter um nível energético superior ou inferior (Hahn, 2009).

Os diferentes tipos de dispersão agrupam-se em três domínios ou regimes segundo o valor do parâmetro α :

- $\alpha \ll 1$: regime Rayleigh;
- $\alpha \approx 1$: regime Mie;
- $\alpha \gg 1$: regime geométrico.

Por outro lado, considerando apenas a dispersão da luz, temos os seguintes tipos de dispersão:

- Dispersão de Rayleigh, a qual acontece quando a luz é dispersada por partículas esféricas muito mais pequenas do que o comprimento de onda da luz incidente. É uma dispersão elástica e é altamente dependente do comprimento de onda da luz incidente. Comprimentos de onda baixos são dispersados com maior facilidade do que feixes de luz de comprimento de onda maiores.
- A dispersão de Mie (ou Debye-Mie) é uma dispersão elástica onde as partículas são esféricas e não há limitações enquanto ao tamanho da partícula, chegando aos

limites em que o tamanho da partícula é comparável ao comprimento de onda da luz incidente. Pode-se dizer que a dispersão de Rayleigh pode ser descrita também como a dispersão de Mie mas aplicada a partículas de pequeno tamanho.

- Dispersão de Raman, uma dispersão inelástica onde a frequência da onda dispersada é alterada em função da perda ou ganho de energia. Esta dispersão é a base de muitos diagnósticos em reatores de fusão, embora o sinal obtido é muito fraco é difícil de separar da emissão da dispersão de Rayleigh.
- A dispersão de Thomson é uma variedade de dispersão elástica, onde a luz é dispersada por partículas carregadas eletricamente.
- A dispersão de Compton é equivalente à dispersão de Thomson mas sendo um processo inelástico. Este tipo de dispersão acontece quando a energia da luz incidente é comparável à energia das partículas carregadas eletricamente.

A análise da dispersão da luz é um dos métodos mais habituais no diagnóstico do plasma em reatores de fusão. Os sistemas de diagnóstico baseados na análise da dispersão são sistemas com um grande potencial na medição de propriedades críticas do plasma, o que compensa o facto de serem sistemas altamente complexos. Além disto, outra das razões que explicam a utilização destes sistemas é que são sistemas muito pouco intrusivos já que apenas é preciso ter um mínimo acesso ao plasma para injetar o feixe da luz (neste caso um laser) e para recuperar a luz dispersada (Kerker, 1969).

Em (Prunty, 2014) o plasma é definido como um conjunto de eletrões livres e iões positivos. Embora localmente pode haver maior concentração de cargas de um sinal, o plasma na sua globalidade pode-se considerar como neutro. A presença destas partículas carregadas tem como consequência que a dispersão de Thomson é o tipo de dispersão mais habitual no plasma. Este tipo de fenómeno permite medir a temperatura e densidade de iões e eletrões, além de também permitir avaliar a performance do plasma.

Um dos principais problemas dos dispositivos baseados em fenómenos de dispersão é que a secção crítica é muito pequena e a luz dispersada é captada num ângulo sólido pequeno. No caso da dispersão de Thomson é estimado que apenas um 10-13 % dos fotões injetados são detectados. A solução é injetar fotões com um maior nível energético com um laser de alta potencia. Por tanto, os sistemas baseados neste tipo de dispersão foram considerados viáveis quando este tipo de lasers foram inventados e a sua utilização foi mais habitual.

Como já foi explicado antes, quando a radiação incidente, neste caso o feixe de luz laser, interage com elétron, o campo elétrico e magnético do fotão o acelera, provocando a emissão de radiação em forma de luz. Esta luz é emitida numa frequência ligeiramente diferente da frequência da radiação do fotão incidente devido ao efeito Doppler causado pelo movimento do elétron. Porén, se não fosse pelo efeito Doppler se poderia assumir que é uma colisão elástica e por tanto não causa alterações no seu estado energético.

A descrição acima apresentada é uma simplificação que assume que os momentos da onda incidente e do elétron mantem-se inalterados após a colisão. A expressão seguinte define o ganho de energia do elétron como a perda de energia do fóton incidente, assumindo uma alteração nos seus momentos:

$$E_p - E_{p'} = \left(\frac{E_p^2}{m_0 c^2} \right) \frac{(1 - \cos \varphi)}{1 + \frac{E_p}{m_0 c^2} (1 - \cos \varphi)} \quad (11)$$

Onde E_p e $E_{p'}$ são a energia do fóton antes e depois da dispersão, o termo $m_0 c^2$ a energia do elétron e φ o ângulo entre as trajetórias da onda incidente e a dispersada. A obtenção desta expressão pode-se analisar em (Beausang, 2011).

Valores de $E_p \approx 1$ eV e $m_0 c^2 = 511$ keV são habituais em sistemas baseados na dispersão tipo Thomson, pelo que o ganho de momento do elétron é desprezável e confirma-se que a dispersão é elástica.

O efeito Doppler causado pelo movimento dos eletrões no plasma causa que o espetro da frequência do sinal dispersado seja diferente do espetro da onda incidente. Isto deriva de dois fenómenos: o elétron em movimento receberá a onda incidente em diferentes frequências e, devido ao seu movimento, a radiação será dispersada com uma frequência diferente.

É preciso apontar que no ITER são esperadas temperaturas acima dos 10 keV (equivalente a 100 milhões de °C), chegando aos 40 keV. Se tomamos a energia do elétron como a sua energia cinética (segundo a formulação clássica), temos que:

$$\frac{1}{2} m_0 v^2 = 40 \times 10^3 \times 1.602 \times 10^{-19} \quad (12)$$

Onde m_0 é a massa do elétron, v a sua velocidade e 1.602×10^{-19} a sua carga (necessária para fazer a equivalência entre eV e J). O resultado é que $v \approx 1.2 \times 10^8$ m/s e e por tanto:

$$\beta = v/c = 0.4$$

Nesse dominio a velocidade do elétron já não é desprezável em comparação à da luz e os efeitos relativistas alteram o espetro da onda dispersada. Primeiro há um deslocamento da linha central do espetro para comprimentos de onda mais curtos, e segundo há uma redução na intensidade do sinal devido a mudanças na polarização do sinal recebido pelo elétron (polarização entendida como orientação do campo elétrico da onda incidente). Estes fenómenos são devidos ao facto de que os eletrões que viajam a altas velocidades dispersam muita mais radiação no seu movimento para o observador que quando se afastam dele.

A equação apresentada abaixo é a expressão analítica que define a potência dissipada em função do ângulo sólido e da frequência angular:

$$\frac{d^2P}{d\Omega_s d\omega_s} = r_e^2 \int \langle S_i \rangle d^3r \left| 1 - \frac{(1 - \cos\theta)\beta_e^2}{(1 - \beta_i)(1 - \beta_s)} \right|^2 \times \left| \frac{(1 - \beta_i)}{(1 - \beta_s)} \right|^2 - \beta^2) f(\beta) \delta(kv - \omega) d^3\beta \quad (13)$$

Onde r_e é o raio do elétron, $\langle S_i \rangle = c\epsilon_0 E_{i0}^2/2$ é a média do vetor de Poynting, β_i e β_s são as componentes da velocidade do elétron na direção da onda incidente e da onda dispersada respectivamente, β_e a componente segundo a direção do campo elétrico incidente, $k = k_s - k_i$ e $w = w_s - w_i$ o número de onda e frequência angular (expressados como diferença entre o valor da onda dispersada e incidente) e $f(\beta)$ a distribuição da velocidade relativista dos elétrons.

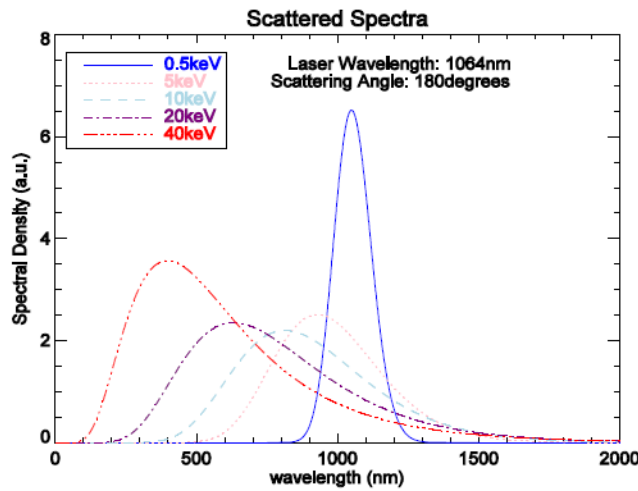


Figura 5.18: Exemplo de medições de espectros a diferentes temperaturas (fonte: (Hutchinson, 2002)).

A Figura 5.18 mostra um exemplo de medição de espectros de luz a diferentes temperaturas. É fácil observar o alargamento do espectro e o deslocamento dos picos para comprimentos de onda mais curtos, devido aos efeitos relativistas presentes em plasmas de altas temperaturas.

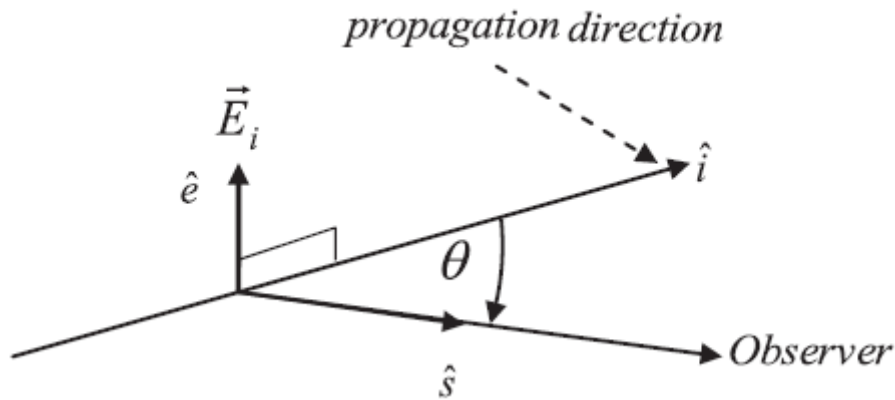


Figura 5.19: Sistema de referência adotado na equação que define a dispersão tipo Thomson (fonte: (Beausang, 2011)).

A intensidade da onda dispersada dá informação sobre a densidade dos elétrons enquanto a largura do seu espectro é utilizada para obter a temperatura do plasma. A obtenção da equação acima apresentada pode-se analisar em (Beausang, 2011) e (Prunty, 2014), considerando-se que fica além do propósito do presente documento.

Charge Exchange Recombination Spectroscopy

Espectroscopia é uma técnica que consiste no estudo da interação entre radiação eletromagnética e a matéria, medindo a radiação que é emitida, absorvida ou dispersada pelo material.

(NASA, s.d.) explica de forma muito simples as ideias fundamentais da espectroscopia. Embora a explicação é feita com a luz como exemplo de radiação, os mesmos princípios se aplicam no caso de outras fontes de radiação como ondas sonoras,

Se tomamos o exemplo de um feixe de luz branca a travessar um prisma, é habitual ver que a luz que sai forma um arco Iris. Isto na realidade é a decomposição da luz branca em emissões de radiação com diferentes frequências. O conjunto destas emissões é chamado espectro. Neste caso, é o espectro da luz visível.

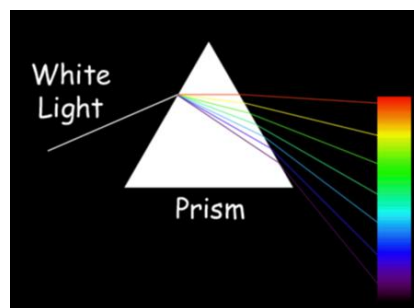


Figura 5.20: Descomposição de um feixe de luz branca no espectro visível (fonte: (NASA, s.d.)).

Esta descomposição pode fazer-se também em outras frequências fora do espectro do visível, abrangendo desde os raios gamma até as ondas de radio.

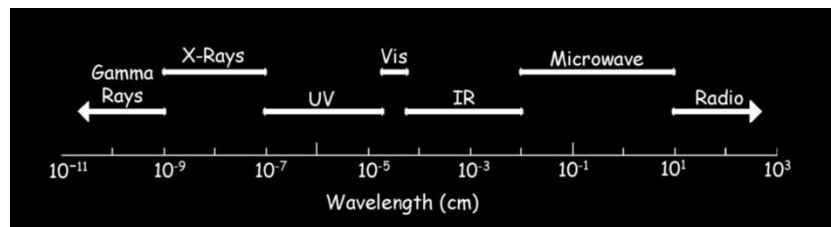


Figura 5.21: Espectro eletromagnético completo (fonte: (NASA, s.d.)).

Quando a luz é absorvida ou refletida pela matéria, não toda a luz comporta-se da mesma forma. Apenas as radiações em certos comprimentos de onda são absorvidas, sendo o resto refletidas. Também pode dar-se o caso de um material emitir luz sem ter sido atingido por nenhum feixe de luz. Uma outra fonte de energia é utilizada (calor ou eletricidade, por exemplo) para excitar o material, o qual emite energia dem forma de luz.

Quando a luz que travessa uma amostra ou que é refletida na superfície de uma outra amostra, é separada, o resultado é o que se conhece como espectro de emissão ou de absorção desse material.

Um exemplo de espectro de emissão no alcance da luz visível poderia ser o mostrado na Figura 5.22. Este espectro poderia ter sido criado quando o material recebe energia extra (aquecimento, eletrificação, etc), e essa energia extra é emitida em forma de luz.



Figura 5.22: Exemplo de espectro de emissão (fonte: (NASA, s.d.)).

Se descompomos esta luz nas suas componentes é quando vamos conhecer o espectro da emissão. No exemplo da figura abaixo, vemos o espectro de luz emitido, formado apenas pelas frequências que são emitidas. abaixo



Figura 5.23: Exemplo de espectro de emissão e a sua fonte (fonte da imagem: (NASA, s.d.)).

Se pelo contrario observamos um feixe de luz que travessa uma amostra de material, as componentes de certos comprimentos de onda serão absorvidas pelo material, enquanto o resto das componentes são emitidas. O espectro, neste caso da absorção, poderia ser como o exemplo na Figura 5.24, onde as componentes que são absorvidas não aparecem.

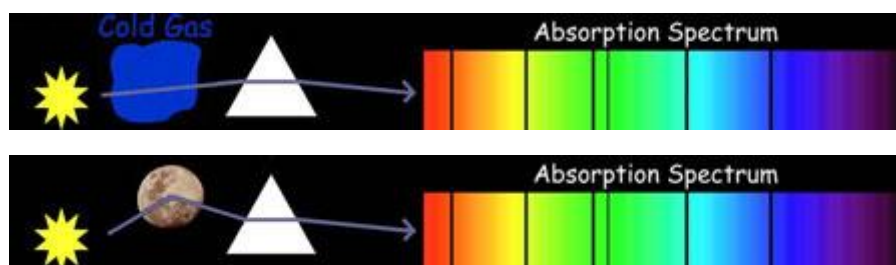


Figura 5.24: Exemplos de espectro de absorção (fonte: (NASA, s.d.)).

As linhas que não aparecem num espectro de absorção ou as que aparecem num espectro de emissão são conhecidas como linhas espectrais, e dão forma a uma “assinatura” única a cada substância. Esta característica é a base da análise espectrográfica, a qual consiste na identificação das substâncias a partir do seu espectro.

O cientista que cunhou a palavra espectro foi Isaac Newton, quem mostrou pela primeira vez como a luz do sol pode-se descompor numa série continua de cores no século XVII (MIT, n.d.). Foi também o inventor do primeiro espectrómetro, utilizando uma ranhura para criar um feixe de luz, uma lente para o concentrar, um prisma de vidro para o dispersar e um ecrã para mostrar o espectro resultante.

Na segunda metade do século XIX, a utilização da espectrografia como técnica de análise e identificação de componentes e elementos estendeu-se. O espectro de cada elemento conhecido foi identificado, e os comprimentos de onda das linhas espectrais foram medidas. Estas experiências apontavam à existência de irregularidades. Nos seus estudos relativos ao espectro de emissão do hidrogénio, Ballmer reparou que o espaçamento entre as linhas de emissão diminuía com a diminuição do comprimento de onda. A fórmula (14) foi deduzida por Ballmer a partir das suas pesquisas, e utilizada para calcular os comprimentos de onda das linhas de emissão do hidrogénio conhecidas na altura (Bueche, 1988):

$$(1) \lambda_n = B \cdot \left(\frac{m^2}{m^2 - n^2} \right); \text{ onde } B = 364.46 \text{ nm}, n = 2 \text{ e } m \geq 3 \quad (14)$$

Segundo o modelo atómico de Bohr, n e m representam estados quânticos relativos a dois níveis de energia diferentes, o que corresponde com duas órbitas diferentes. Isto quer dizer que o comprimento de onda que resulta da equação (14) corresponde ao comprimento de onda da radiação emitida por um elétron que salta da órbita m à n.

Os trabalhos de Rydberg nas ultimas décadas do século XIX resultaram na fórmula (15), que é uma derivação de (14) e trabalha com a inversa do comprimento de onda:

$$1/\lambda = R_H(1/2^2 - 1/m^2); \text{ onde } R_H = 10967757.6 \text{ m}^{-1} \text{ e } m \geq 3 \quad (15)$$

Mudando o factor n, pode-se calcular os comprimentos de onda de diferentes series de linhas de emissão, correspondentes aos diferentes níveis de energia do átomo de hidrogénio. Todos estes estudos estavam focados no estudo do hidrogénio devido a que a maioria do universo está formado por átomos isolados deste elemento, e também por ser o elemento com a estrutura atómica e o espectro mais simples.

Porém, esta formula é aplicável exclusivamente ao hidrogénio. Estudos posteriores conseguiram generalizar a expressão (15) para ser aplicável a todos os elementos alcalinos, (16):

$$1/\lambda = R \left[\frac{1}{(m - a)^2} - \frac{1}{(n - b)^2} \right]; \quad (16)$$

R é a constante de Rydberg para cada elemento, a e b são constantes para cada serie, m é um número inteiro para cada serie e n é um factor variável.

Como já foi referido anteriormente, o modelo atómico de Bohr é crucial para explicar e validar as fórmulas apresentadas. Este modelo, desenvolvido pelo físico Niels Bohr no início do século XX, está baseado no modelo atómico de Rutherford, e incorpora os conceitos de quantificação desenvolvidos por Einstein e Planck nos anos anteriores. Portanto, é um modelo que se encontra entre a mecânica clássica e a mecânica quântica.

A base do modelo são os seguintes postulados:

- Os elétrons que circundam o núcleo atômico existem em órbitas que têm níveis de energia quantizados;
- Os elétrons só podem estar em órbitas onde o momento angular, L , é múltiplo de \hbar segundo a fórmula:

$$L = n \cdot \hbar = n \cdot \frac{h}{2\pi}; \quad (17)$$

Onde h é a constante de Planck e n é um número inteiro.

A energia total do elétron (cinética e potencial) não pode apresentar um valor qualquer e sim, valores múltiplos de um quantum;

Quando ocorre um salto de um elétron de uma órbita a outra, passa de nível de energia inicial E_i a um final, E_f , com $E_i > E_f$. É emitida radiação eletromagnética com uma frequência igual à diferença de energias dividida pela constante de Planck.

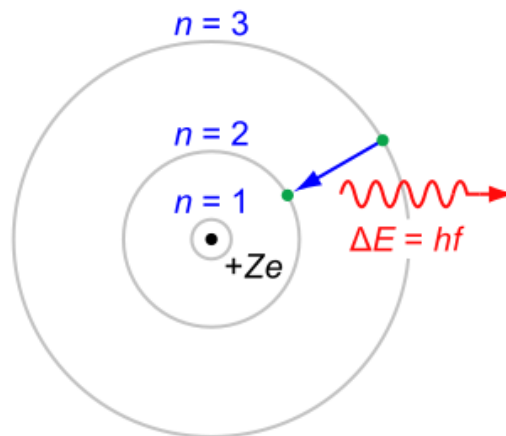
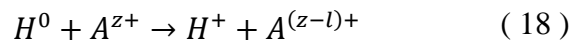


Figura 5.25: Representação do átomo de hidrogênio segundo o modelo de Bohr (By JabberWok at the English language Wikipedia, CC BY-SA 3.0, <https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=2639910>).

Este último postulado é muito importante para compreender a espectrometria e o funcionamento do sistema CXRS. A Figura 5.25 representa o átomo do hidrogênio segundo o modelo de Bohr. Pode-se observar a existência de várias órbitas, cada uma com um nível de energia diferente. Segundo o quarto postuldo do modelo de Bohr, quando o elétron salta de uma órbita à seguinte, salta de um nível energético a outro menor, sendo emitida radiação eletromagnética.

(Jaehnig, Fonck, Ida, & Powell, 1985) explica de forma pormenorizada a utilização de CXRS no PBX (tokamak da universidade de Princeton, operativo entre 1982 e 1997). A principal característica deste reator é que foi o primeiro que utilizou uma mistura ao 50% de deutério e trítio, o combustível que será utilizado nos reatores comerciais de fusão. O objetivo da aplicação da técnica CXRS neste reator foi medir a temperatura dos iões do plasma e a velocidade de rotação.

O processo de recombinação da carga (charge exchange recombination) é descrito pela expressão:



Onde A representa os íons presentes no plasma e H os átomos neutros de hidrogénio injetados no reator. O resultado da colisão é a transferência de um elétron do átomo de hidrogénio ao íon. Este íon resultante está num estado energético muito elevado, e quando passa a estados energéticos menores (ou seja, o elétron salta a órbitas mais próximas ao núcleo), é emitida radiação eletromagnética.

Qualquer tipo de impurezas pode ser utilizado, como o He^+ , já utilizado em experiências anteriores. Porém, sendo o He^+ um produto derivado do plasma, pode criar perturbações na leitura, pelo que convém utilizar impurezas presentes no reator como C ou O.

No caso do PBX, os melhores resultados foram obtidos com a emissão dos íons de O^{7+} nos 297.6 nm (transição entre níveis energéticos 8 e 7). A Figura 5.26 apresenta amostras tomadas em três momentos durante uma injeção de átomos neutros de hidrogénio.

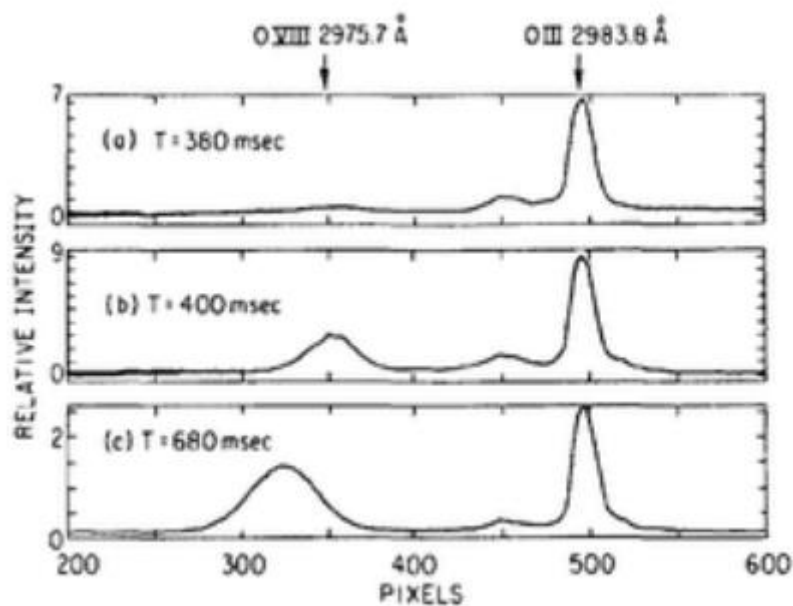


Figura 5.26: Exemplos de espectros obtidos na experiência no PDX (fonte: (Jaehnig, Fonck, Ida, & Powell, 1985)).

O primeiro espectro, aos 380 milissegundos, mostra o espectro antes da injeção dos H^0 . A segunda amostra, aos 400 milissegundos, marca o início da injeção. O gráfico de baixo mostra o espectro após a injeção. O pico à direita dos espectros corresponde com a linha de emissão do íon O^{2+} (298.4 nm), suficientemente forte durante o processo todo como para ser utilizado como referência.

A linha de emissão do O^{7+} aparece durante o início da injeção, e pode-se observar no último gráfico como, após a injeção é finalizada, aparece alargada e deslocada para comprimentos de onda menores.

O alargamento da linha de emissão do O^{7+} é causado pelo efeito Doppler devido à distribuição de velocidade dos iões. Isto depende da frequência da linha espectral, da massa da partícula emissora e da sua temperatura, podendo-se derivar a temperatura a partir de aqui.

Devido também ao efeito Doppler, esta vez causado pela velocidade do plasma, a linha espectral do O^{7+} aparece deslocada. Medindo esta deslocação (tomando como referência a linha espectral do O^{2+}), pode-se derivar a rotação do plasma.

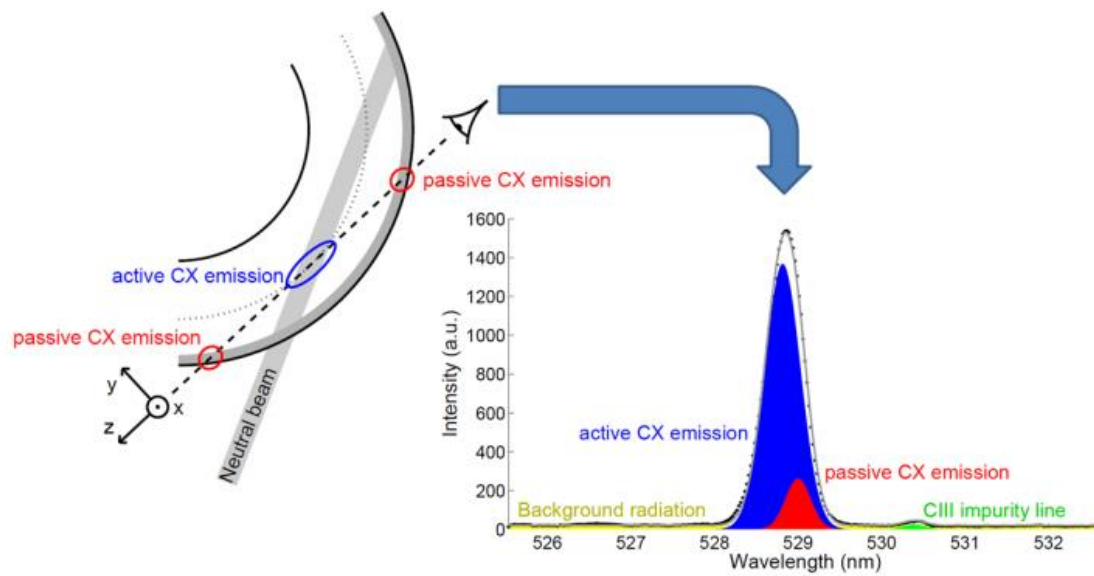


Figura 5.27: Esquema de funcionamento do CXRS (fonte: (ITER)). O exemplo de espectro corresponde ao íon C VI, e foi obtido no reator TEXTOR.

O espectro obtido por meio da técnica CXRS está formado por 4 componentes (ITER), (Qian, et al., 2015):

- Active CX componente (ACX), a emissão de interesse. Esta será a componente que servirá para determinar a temperatura e rotação do plasma;
- Passive CX (PCX), derivada da interação de iões do plasma e átomos de hidrogénio na camada limite do plasma. Esta linha de emissão pode estar sobreposta à ACX e deve ser corrigida na análise dos resultados;
- Emissão na capa limite do plasma, devida impurezas parcialmente ionizadas interagindo com o divertor. Quando esta linha se sobrepõe com a ACX é preciso corrigi-la na análise dos resultados. Porém, quando aparece isolada, pode fornecer informação muito valiosa;
- Emissão contínua de fundo, devida à radiação Bremsstrahlung (radiação emitida por elétrons abrandados após colidir contra outra partícula carregada, perdendo energia no processo que é transformada em radiação eletromagnética).

No contexto do ITER, a técnica de CXRS será utilizada para estudar o espectro das seguintes impurezas:

Tabela 1: Emissões de interesse no sistema CXRS no ITER.

Impureza	Linhas de emissão	Comprimento de onda	Comentário
Berílio	Be IV (6-5)	465.8 nm	Berílio é o principal material das paredes do reator, pelo que será a impureza mais habitual
	Be IV (8-6)	468.5 nm	
Hélio	He II (4-3)	468.5 nm	Produto da fusão
Árgon	Ar XVIII (16-15)	522.5 nm	Impureza utilizada nos sistemas de arrefecimento
Néon	Ne X (11-10)	524.9 nm	Impureza utilizada nos sistemas de arrefecimento
Carbono	C VI (8-7)	529.1 nm	Não esperado no plasma do ITER, é o componente mais utilizado em aplicações da técnica CXRS
Hidrogénio	H-alpha (3-2)	656.3 nm	Emissão utilizada para calibrar o sistema de injeção de átomos neutros de hidrogénio para o CXRS

A aplicação desta técnica no reator ITER apresenta uma série de desafios:

Ao contrario do exemplo de espectro mostrado na Figura 5.27, a maioria dos espectros relevantes em ITER são complexos e têm uma relação sinal-ruído dominada pela componente do fundo da emissão, pelo ruído no sinal. Na figura abaixo pode-se observar o espectro simulado para as impurezas He II e BeIV, com o espectro ampliado na imagem central e corrigida na da direita.

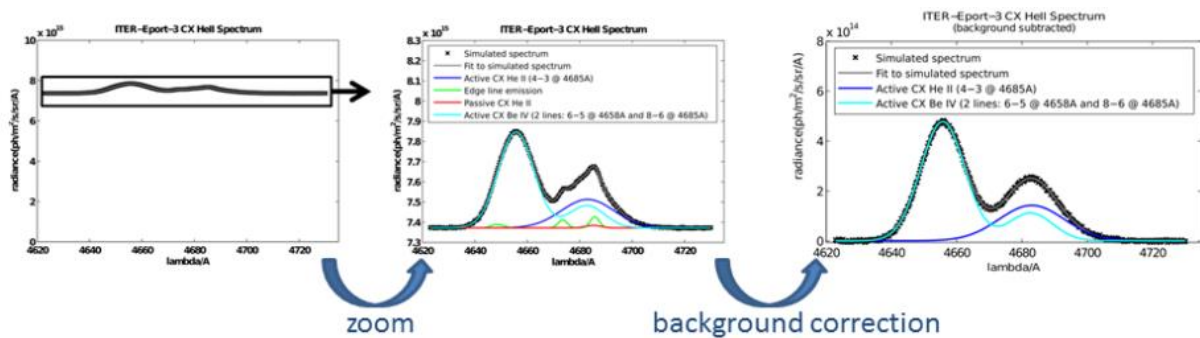


Figura 5.28: Simulação do espectro de He II e Be IV, e a presença de ruído no sinal (ITER).

As paredes do reator ITER serão fabricadas em metal, pelo que as reflexões produzidas podem afeitar a leitura dos parâmetros e os resultados. Este problema é muito maior no ITER do que nos reatores atuais, os quais ainda têm paredes não inteiramente metálicas; O primeiro espelho é um componente crítico nos diagnósticos óticos no ITER. É o componente mais próximo do plasma, e está sujeito às maiores cargas térmicas, radiação neutrónica e fluxo de partículas. O desenho do primeiro espelho para este diagnostico no ITER já foi descrito anteriormente neste documento.

A intensidade do sinal medido depende, maiormente, no teor de impurezas e na densidade do feixe de átomos de hidrogénio injetados no plasma. O cálculo desta densidade é complicado no ITER devido à atenuação do feixe causada pela alta densidade de eletrões e o longo caminho que o feixe tem que percorrer.