



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA, TECNOLOGIA E INOVAÇÕES
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

ESTUDO DE CONTROLE DE SETUP DE CARGA TÉRMICA UTILIZANDO LÂMPADAS DE TUNGSTÊNIO PARA TESTES DE SIMULAÇÃO ESPACIAL

Itziar Forhan Escobar Paisani

Relatório Final de Iniciação em
Desenvolvimento Tecnológico e
Inovação do programa PIBITI,
orientado pelo Dr. Marcio Bueno dos
Santos.

Itziar Forhan Escobar Paisani

**ESTUDO DE CONTROLE DE SETUP DE CARGA TÉRMICA
UTILIZANDO LÂMPADAS DE TUNGSTÊNIO PARA TESTES DE
SIMULAÇÃO ESPACIAL**

Relatório Final de Iniciação em
Desenvolvimento Tecnológico e
Inovação do programa PIBITI,
orientado pelo Dr. Marcio Bueno dos
Santos.

AGRADECIMENTOS

Agradeço ao meu orientador Dr. Marcio Bueno pelo apoio e ensinamentos e por me direcionar em meu trabalho. Agradeço também a toda a equipe da Térmica pelo apoio nas atividades do laboratório.

Por fim, agradeço ao Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais por fornecer os recursos necessários e o acesso ao laboratório que possibilitou a realização deste estudo, e ao CNPq pelo financiamento com a bolsa de Iniciação em Desenvolvimento Tecnológico e Inovação.

RESUMO

Este trabalho apresenta um estudo experimental utilizando um *setup* IRA (*InfraRed Array*) com lâmpadas infravermelhas de filamento de tungstênio para simular cargas térmicas orbitais durante testes de simulação espacial. Entre as principais técnicas de simulação de carga térmica orbital, os IRAs com lâmpadas de filamento de tungstênio oferecem vantagens em relação a outras técnicas que utilizam fontes de calor infravermelho, permitindo simulações que se aproximam das condições orbitais reais. A implementação do *setup* IRA consiste em um conjunto de cinco lâmpadas (quatro de 500 W e uma de 1600 W), fontes de alimentação CC para operar o *setup*, e termopares e radiômetros para monitorar as condições de temperatura e fluxo de radiação (fluxo de calor absorvido), respectivamente. O arranjo de lâmpadas infravermelhas foi analisado para prever seu desempenho, a fim de verificar a uniformidade do fluxo de radiação e determinar a área onde a intensidade do fluxo é homogênea no plano de teste. Os experimentos foram realizados em uma área qualificada Classe ISO 8, com condições ambientais controladas, no Laboratório de Integração e Testes (LIT) do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE). Os primeiros experimentos foram realizados em condições ambientes, para verificar o funcionamento adequado da alimentação elétrica das cinco lâmpadas, bem como dos sensores termopar e radiômetros. Em uma segunda etapa, para simular as condições extremas do espaço, foi utilizada uma câmara vácuo-térmica (CVT), e os testes foram realizados em ambiente de alto vácuo, com a temperatura do *shroud* (revestimento criogênico) da câmara mantida abaixo de 100K. Os resultados são apresentados em gráficos e tabelas que mostram as áreas onde a intensidade do fluxo de calor absorvido é homogênea. A implementação desta nova metodologia para testes de simulação espacial visa atender às demandas de testes de satélites de médio e grande porte, bem como de pequenos satélites.

Palavras-chave: Simulação Espacial, Carga Térmica Orbital, *Setup* IRA (*InfraRed Array*), Lâmpadas de Tungstênio, Radiômetros.

ABSTRACT

This work presents an experimental study using an InfraRed Array (IRA) setup with tungsten filament infrared lamps to simulate orbital thermal loads during Space Simulation Tests. Among the main orbital thermal load simulation techniques, IRAs with tungsten filament lamps offer advantages over other techniques that use infrared heat sources, enabling simulations that closely approximate real orbital conditions. The implementation of the IRA setup consists of an array with five lamps (four 500 W lamps and one 1600 W lamp), DC power supplies used to operate the arrangement, and thermocouples and radiometers used to monitor the temperature and radiation flux (absorbed heat flux) conditions, respectively. The infrared lamp array was analyzed to predict its performance, in order to verify the uniformity of the radiation flux and determine the area where the flux intensity is homogeneous in the testing area. The experiments were performed in a qualified area ISO 8 Class, with controlled environmental conditions, at the Integration and Testing Laboratory (LIT) of the National Institute for Space Research (INPE). The first experiments were carried out under ambient conditions, to verify the proper functioning of the electrical supply of the five lamps used, as well as the thermocouple sensors and radiometers. In a second stage, to simulate the extreme conditions of the space, a thermal vacuum chamber (TVC) was used and the tests were carried out under high vacuum environment and the temperature of the chamber shroud was kept below 100K. The results are presented in graphs and tables that show the areas where the intensity of the radiation flux (absorbed heat flux) is homogeneous. The implementation of this new methodology for space simulation testing aims to meet the demands of medium and large-sized satellite testing, as well as small satellites.

Keywords: Space Simulation. Orbital Heat Load. InfraRed Array. Tungsten Lamps. Radiometers.

LISTA DE FIGURAS

	<u>Pág.</u>
Figura 2.1 – Disposição do <i>setup</i>	19
Figura 2.2 - Funcionamento das lâmpadas halógenas.....	20
Figura 2.3 - Distribuição de espectro com alimentação elétrica máxima.....	21
Figura 2.4 - Proporção típica de energia irradiada e perda de calor.	22
Figura 2.5 – Radiômetro ideal.	25
Figura 2.6 – Radiômetro calibrado.	26
Figura 2.7 - <i>Setup</i> de teste e <i>setup</i> auxiliar em condições ambientes	27
Figura 2.8 - <i>Setup</i> com quatro lâmpadas ligadas em bancada.	28
Figura 2.9 - Lâmpada central de maior potência ligada em bancada.....	28
Figura 2.10 – <i>Setup</i> IRA na câmara vácuo-térmica.....	29
Figura 2.11 - - <i>Setup</i> com as cinco lâmpadas ligadas dentro da CVT.....	30
Figura 2.12 - <i>Setup</i> com quatro lâmpadas ligadas dentro da CVT.....	30
Figura 3.1 - Fluxo de calor absorvido medido durante o teste em bancada.	31
Figura 3.2 - Distribuição do fluxo de calor absorvido medido durante o teste em condições de simulação espacial.	32
Figura 4.1 - Instrumentação dos propulsores com sensores termopares e montagem na câmara vácuo-térmica.	34
Figura 4.2 - Preparação e montagem da placa aquecedora.	35
Figura 4.3 - Teste climático das pastilhas de material cerâmico de emissividade variável.....	35
Figura 4.4 - Ensaio de ciclagem térmica em pressão ambiente do modelo de voo do CubeSat GOLDS CONASAT-1.....	36
Figura 4.5 - Teste vácuo-térmico combinado da placa EDC.	37
Figura 4.6 - Teste vácuo-térmico de aceitação de 6 painéis solares.....	37
Figura 4.7 - Teste de <i>Bakeout</i> e ensaio de ciclagem térmica do CubeSat GOLDS-UFSC.....	38
Figura 4.8 - Bomba turbomolecular e equipamentos acessórios.....	39

LISTA DE TABELAS

	<u>Pág.</u>
Tabela 2.1 – Características das lâmpadas utilizadas	21
Tabela 2.2 – Código de cores para termopares.	23
Tabela 2.3 – Identificação de isolamento do fio de termopar.	24
Tabela 3.1 - Fluxo de calor absorvido medido durante o teste em bancada	31
Tabela 3.2 – Média dos fluxos de calor absorvido medidos com as cinco lâmpadas ligadas dentro da CVT.	33
Tabela 3.3 – Média dos fluxos de calor absorvido medidos com quatro lâmpadas ligadas dentro da CVT.	33

SUMÁRIO

	<u>Pág.</u>
1 INTRODUÇÃO.....	17
2 METODOLOGIA.....	19
2.1 Montagem e disposição do <i>Setup</i> IRA.....	19
2.1.1 Lâmpadas de filamento de tungstênio	20
2.1.2 Termopares.....	22
2.1.3 Radiômetros.....	24
2.2 Teste funcional do <i>setup</i> em bancada	27
2.3 Teste do <i>setup</i> em condições de simulação espacial	29
3 RESULTADOS E DISCUSSÃO	31
3.1 Resultados dos testes em bancada	31
3.2 Resultados dos testes em condições de simulação espacial	32
4 ATIVIDADES ADICIONAIS.....	34
5 CONCLUSÃO	40
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	41

1 INTRODUÇÃO

O ambiente que um satélite experimentará na órbita terrestre é de alto vácuo e sujeito a altas cargas térmicas. Durante a exposição à luz solar, surgem grandes cargas de radiação devido aos fluxos de radiação solar direta e ao albedo, a radiação solar refletida pela atmosfera; além dos fluxos de radiação infravermelha da Terra. Quando o satélite está em eclipse, o ambiente de baixa temperatura resulta em altas perdas de radiação pelos painéis externos. Para evitar exceder as temperaturas máximas e mínimas de operação e proteger componentes sensíveis, considerando também a geração interna de calor pelos componentes eletrônicos, é necessário um método de controle térmico e campanhas de qualificação e validação (aceitação).

Dentro da campanha de testes, os testes vácuo-térmicos (TVT), incluindo testes de *Bakeout*, balanceamento e ciclagem, como simulação do ambiente espacial, estão entre os testes mais importantes. Os objetivos desses testes são reduzir a taxa de liberação de gases dos materiais e componentes para níveis aceitáveis e comprovar a funcionalidade dos diversos sistemas e equipamentos do satélite, quando submetido às baixas pressões e às condições extremas de temperaturas. Durante estes testes, são simulados sobre o satélite o ambiente do espaço profundo, em termos de temperatura e pressão; e a carga térmica orbital, em termos de radiação absorvida pelas superfícies dos satélites.

Diferentes métodos são utilizados para realizar testes de simulação espacial. A técnica que emprega uma câmara de vácuo-térmica em baixa temperatura (<100K), representando o ambiente espacial, combinada com um *setup* IRA (*InfraRed Array*) para simular a carga térmica externa tem obtido grande sucesso. As técnicas de simulação diferem principalmente na fonte de calor infravermelho e no *setup* experimental utilizado para impor a carga térmica. A área vácuo-térmica do LIT/INPE possui ampla experiência com algumas dessas técnicas que utilizam IRA com dispositivos elétricos como tiras de NiCr, *calrods*, placas de aquecimento ou aquecedores superficiais [1-4].

Em comparação com esses outros métodos, os IRAs com lâmpadas infravermelhas de filamento de tungstênio oferecem vantagens significativas, pois emitem radiação no infravermelho próximo que mais se aproxima da radiação solar no espectro eletromagnético, e possuem regiões de bloqueio menores em relação ao *shroud* (revestimento criogênico) da CVT (que simula o espaço profundo). Essas características permitem uma simulação mais próxima das condições orbitais reais [5,6]. Devido ao seu tamanho compacto, esta técnica também se mostra promissora para testes de pequenos satélites.

O objetivo deste trabalho é realizar o estudo experimental do fluxo de calor produzido por um arranjo de lâmpadas de filamento de tungstênio para testes de simulação espacial. O projeto foi desenvolvido utilizando as instalações, facilidades e ferramentas existentes na área de Testes Vácuo Térmicos e Ensaio Climáticos do Laboratório de Integração e Testes (LIT), pertencente a Coordenação de Manufatura, Montagem, Integração e Testes (COMIT) do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE). Entre elas: lâmpadas de tungstênio/refletores; sensores de temperatura do tipo termopares; sensores de radiação (radiômetros); sistema de aquisição de dados; fontes de potência e multímetros; equipamentos de solda, cablagem e conectores.

A próxima seção descreve os experimentos realizados para verificar o desempenho do arranjo IRA com lâmpadas infravermelhas de filamento de tungstênio como ferramenta de simulação espacial.

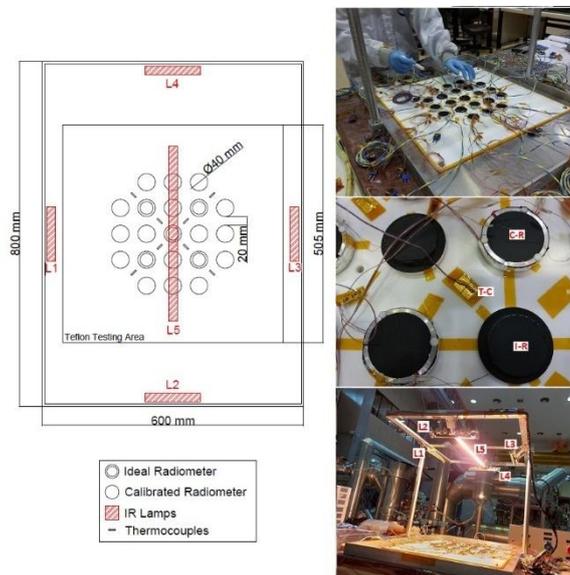
2 METODOLOGIA

Esta seção apresenta as informações relacionadas à metodologia experimental e instalações utilizadas durante os testes do arranjo IRA, a descrição da instrumentação prévia aos experimentos, os testes preliminares realizados em condições ambientes e o teste executado em condições de simulação espacial.

2.1 Montagem e disposição do *Setup* IRA

O *setup* IRA consiste em um conjunto de cinco lâmpadas halógenas de infravermelho dispostas conforme mostrado na Figura 2.1. Radiômetros e sensores de temperatura tipo termopar foram utilizados para monitorar as condições de temperatura e fluxo de radiação, com o objetivo de determinar o fluxo de calor absorvido na área de teste em Teflon (quadrada) e a distribuição da intensidade do fluxo. A Figura 2.1 também apresenta o arranjo dos radiômetros e termopares na área de teste.

Figura 2.1 – Disposição do *setup*.



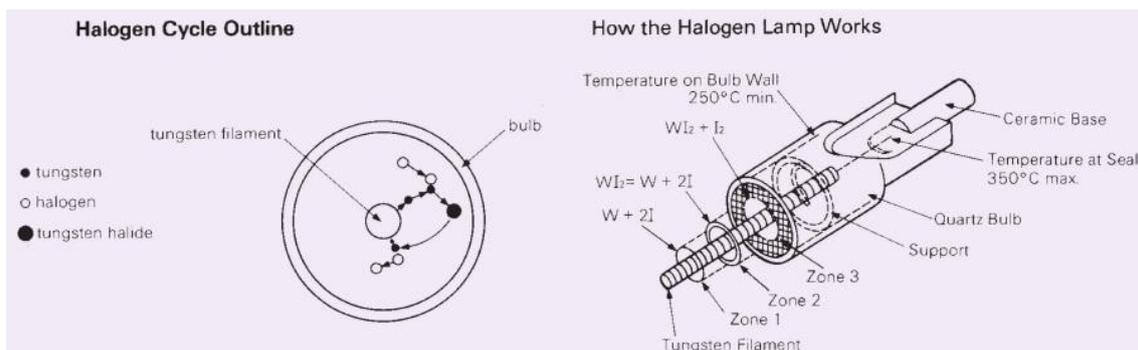
À esquerda, representação esquemática do arranjo IRA com a distribuição das lâmpadas IR (L1, L2, L3, L4 e L5) e a posição dos sensores de temperatura por termopar (T-C) e dos radiômetros ideal (I-R) e calibrado (C-R) na área de teste em Teflon. À direita, detalhes fotográficos do arranjo experimental.

Fonte: Produção do Autor.

2.1.1 Lâmpadas de filamento de tungstênio

As lâmpadas halógenas de infravermelho consistem em um filamento de tungstênio no meio de um bulbo de quartzo, preenchido com nitrogênio para reduzir a evaporação do filamento de tungstênio. São adicionados também gases halogêneos com iodo (I), bromo (Br), cloro (Cl) ou flúor (F). A Figura 2.2 mostra como funcionam as lâmpadas halógenas. À medida que o tungstênio evapora do filamento (zona 1), ele se combina com o gás halogêneo (zona 2) e se torna haleto de tungstênio. Este estado de haleto de tungstênio é mantido em temperaturas entre 250 e 1400°C (zona 3). A temperatura do bulbo é mantida acima de 250°C para manter este estado e evitar que o tungstênio grude na parede do bulbo e o escureça. Quando o haleto de tungstênio se aproxima do filamento, o calor do filamento separa o tungstênio do gás halogêneo, redepositando o tungstênio no filamento. O gás halogêneo liberado repete então o mesmo processo novamente. Esses ciclos de composição de haleto de tungstênio, decomposição de gás tungstênio-halogêneo, são chamados de ciclo de halogêneo. Assim, o ciclo do halogêneo aumenta a vida útil e o brilho das lâmpadas. Informações importantes como o manuseio e a limpeza foram também consultadas [7,8].

Figura 2.2 - Funcionamento das lâmpadas halógenas.



Fonte: Adaptada de [7].

As lâmpadas utilizadas apresentam radiação IR de ~ 86% em relação à emitida, vida média de ~5000 horas, resposta relativa para aquecimento em segundos, resposta relativa para resfriamento em segundos e faixa usual do pico de energia (comprimento de onda) de 0.89 a 1.5 micrometros. Outras

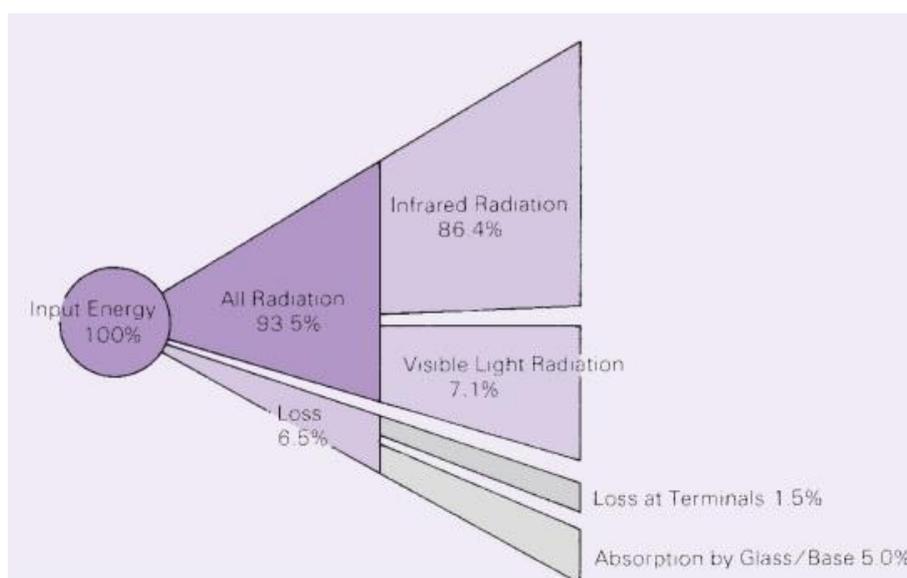
especificações são apresentadas na Tabela 2.1 e mostradas nas Figuras 2.3 e 2.4, relativas à alimentação elétrica, à energia irradiada e à distribuição de espectro.

Tabela 2.1 – Características das lâmpadas utilizadas

Lâmpada (potência máx.)	Marca - modelo	Tensão (V)	Corrente (A)
1 (500 W)	USHIO - OR ZD4	120	4,17
2 (500 W)	USHIO - OR ZD4	120	4,17
3 (500 W)	USHIO - OR ZD4	120	4,17
4 (500 W)	USHIO - OR ZD4	120	4,17
5 (1600 W)	USHIO - OR ZGI	240	6,67

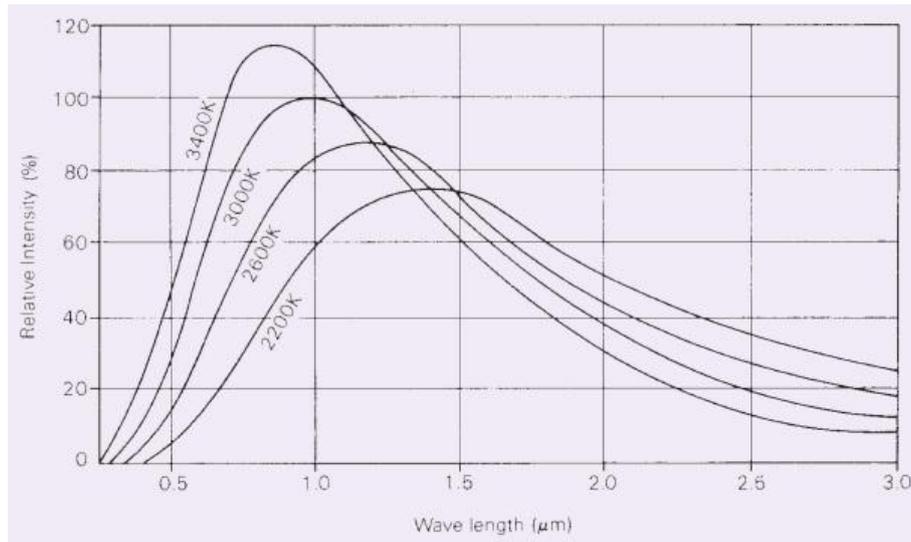
Fonte: Adaptada de [7].

Figura 2.3 - Distribuição de espectro com alimentação elétrica máxima.



Fonte: Adaptada de [7].

Figura 2.4 - Proporção típica de energia irradiada e perda de calor.



Fonte: Adaptada de [7].

2.1.2 Termopares

Os termopares, ou pares termoelétricos, são elementos sensores de temperatura, que consistem em dois fios de metais distintos unidos em uma extremidade (junção) e conectados, no outro extremo, a um medidor ou dispositivo com entrada para termopar. Seu princípio de operação está baseado na medida da tensão termoelétrica que se produz quando a extremidade da junção é submetida a uma determinada temperatura. A mudança na tensão termoelétrica é interpretada pelos medidores como uma mudança de temperatura.

Como os sinais gerados pelos termopares são de baixo nível (milivolts) é importante considerar a influência de ruídos e perdas. Assim existem estratégias para contornar estas questões, garantindo uma boa isolamento elétrica e magnética e utilizando o mesmo material (metais) nos cabos e conectores, assim como também mantendo a bitola a mais homogênea possível e utilizando cabos isolados e finos o suficiente para evitar as perdas.

Os termopares estão disponíveis em diferentes combinações de metais (calibrações). Os mais comuns são os termopares de “Metal Básico” conhecidos como Tipos J, K, T, E e N. Há também outros tipos especiais. A escolha do tipo de termopar e, por conseguinte, dos metais envolvidos na

junção, o isolamento e o material de isolamento, depende dos seguintes fatores: intervalo de temperatura e limites altos e baixos que se desejam medir; exatidão; compatibilidade com o meio do processo (química, mecânica, vácuo); compatibilidade com o instrumento que será utilizado para a medição.

O fio de termopar pode ser isolado com uma variedade de materiais para acomodar diferentes aplicações, seja para temperatura, resistência química, resistência à abrasão, resistência ao vácuo, entre outras. O termopar com fios desencapados é composto apenas por dois fios de termopar soldados para criar o circuito do termopar.

Em nossas aplicações, comumente, empregam-se termopares tipo T, de cobre e constantan (liga de níquel e cobre) e isolamento em PFA (fluorpolímero perfluoralcói), bitolas entre AWG 24 e 40 (0,51 e 0,08 mm), desvio de $\pm 0,5^{\circ}\text{C}$ para o intervalo de temperatura $0^{\circ}\text{C} < T < +350^{\circ}\text{C}$ e de $\pm 1,5^{\circ}\text{C}$ para $-200^{\circ}\text{C} < T < 0^{\circ}\text{C}$ (ex. tipo TT-T-30, fabricante Omega). A montagem segue procedimentos baseados em normas aplicáveis às exigências para testes de simulação espacial. As Tabelas 2.2 e 2.3 apresentam as principais características e padronização do mercado de termopares, assim como as informações referente aos materiais utilizados para o isolamento.

Tabela 2.2 – Código de cores para termopares.

Código ANSI	ANSI/ASTM E-230 Codificação por cores		Combinação de liga		Ambiente para Fio Desencapado	Máximo Intervalo de Temperatura para Cabo Termopar	FEM (mV) para Máximo Intervalo de Temperatura	IEC 584-3 Codificação por cores		Código IEC
	Cabo Termopar	Cabo de Extensão	Fio +	Fio -				Cabo Termopar	Intrinsicamente Seguro	
J			FERRO Fe (magnético)	CONSTANTAN COBRE-NIQUEL Cu-Ni	Reduzido, vácuo, inerte. Uso limitado em oxidação em altas temperaturas. Não recomendado para baixas temperaturas	-210 a 1200 °C -346 a 2193 °F	-8,095 a 69,553			J
K			CHROMEGA™ NIQUEL-CROMO Ni-Cr	ALOMEGA™ NIQUEL-ALUMINIO Ni-Al (magnético)	Oxidante limpo e inerte. Uso limitado em vácuo ou redução. Amplo intervalo de temperatura, calibração mais popular	-270 a 1372 °C -454 a 2501 °F	-6,458 a 54,886			K
T			COBRE Cu	CONSTANTAN COBRE-NIQUEL Cu-Ni	Oxidação leve, vácuo de redução ou inerte. Bom onde houver umidade. Aplicações criogênicas e de baixa temperatura	-270 a 400 °C -454 a 752 °F	-8,258 a 20,872			T
E			CHROMEGA™ NIQUEL-CROMO Ni-Cr	CONSTANTAN COBRE-NIQUEL Cu-Ni	Oxidante ou inerte. Uso limitado em vácuo ou redução. Maior mudança de FEM por grau	-270 a 1000 °C -454 a 1832 °F	-9,835 a 76,373			E
N			OMEGA-PT™ NICROSIL Ni-Cr-Si	OMEGA-N™ NSIL Ni-Si-Mg	Alternativa para o Tipo K. Mais estável em altas temperaturas	-270 a 1300 °C -450 a 2372 °F	-4,345 a 47,513			N

Fonte: Adaptada de [9].

Tabela 2.3 – Identificação de isolamento do fio de termopar.

Código de isolamento	Isolamento		Aparência do fio de grau do termopar	Intervalo de temperatura, isolamento	Resistência à abrasão	Flexibilidade
	Geral	Condutores				
PP (cabo de extensão - EXPP)	Cloreto de Polivinila (PVC)	Cloreto de Polivinila (PVC)		-40 a 105 °C -40 a 221 °F	Bom	Excelente
FF (cabo de extensão - EXFF)	FEP ou Neoflon	FEP ou Neoflon		-200 a 200 °C -338 a 392 °F	Excelente	Bom
TT (cabo de extensão - EXT T)	PFA ou Neoflon	PFA ou Neoflon		-267 a 260 °C -450 a 500 °F	Excelente	Bom
KK	Kapton	Kapton		-267 a 260 °C -450 a 500 °F	Excelente	Bom

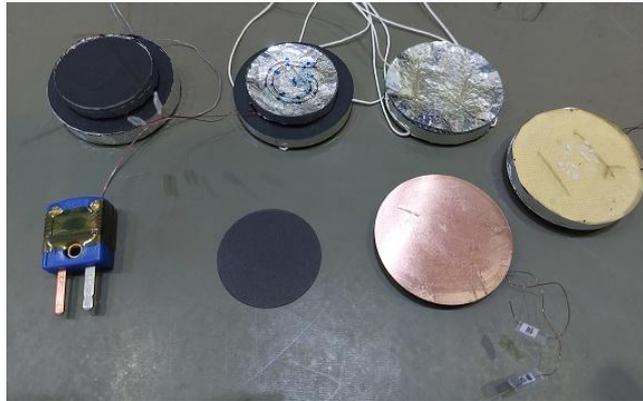
Fonte: Adaptada de [9].

Outro material muito utilizado em nossos *setups* de testes é a fita Kapton, utilizada para a fixação de elementos, inclusive dos termopares. Consiste em um filme de poliamida de propriedades estáveis em uma ampla faixa de temperatura, de - 296oC a 400oC. Este material possui excelente resistência mecânica, contra umidade e abrasão, alta rigidez dielétrica (isolante elétrica), preserva a integridade física após radiação gama. Por estas propriedades, é também muito utilizado em coberturas térmicas de satélites.

2.1.3 Radiômetros

Foram utilizados dois tipos de radiômetros, o primeiro tipo é um medidor de fluxo de calor adiabático (troca de calor com o ambiente depressível), fabricados na *China Academy of Space Technology* (CAST) para uso durante as campanhas de testes do Programa *China–Brazil Earth Resources Satellite* (CBERS). Estes empregam termopar tipo T, fio AWG 40, sem capa e isolamento em tinta tipo verniz, para medir a temperatura da placa sensora em cobre, cuja superfície foi pintada com tinta preta, uma tinta qualificada para uso espacial, modelo PU1 MAP com ~50 mm de espessura, $\epsilon = 0,865$ (emissividade) e $a = 0,898$ (absortividade). O corpo do sensor é formado de uma resina isolante, mecanicamente muito leve, de modo a considerar a troca de calor com o corpo, desprezível. Assim, estes radiômetros, mostrados na Figura 2.5, são considerados como radiômetros ideais.

Figura 2.5 – Radiômetro ideal.



Fonte: Produção do Autor.

O Cálculo do fluxo de calor absorvido neste tipo de radiômetros utiliza a seguinte equação:

$$Q = \varepsilon \sigma (T_s + K)^4 \quad (1)$$

Onde:

Q – Fluxo de calor absorvido (W/m^2)

ε = Emissividade da superfície do sensor

$K = 273,15$ (Constante para converter de graus Celsius para Kelvin)

$\sigma = 5,67 \times 10^{-8} \text{ W}/\text{m}^2\text{K}^4$, constante de Stefan-Boltzmann

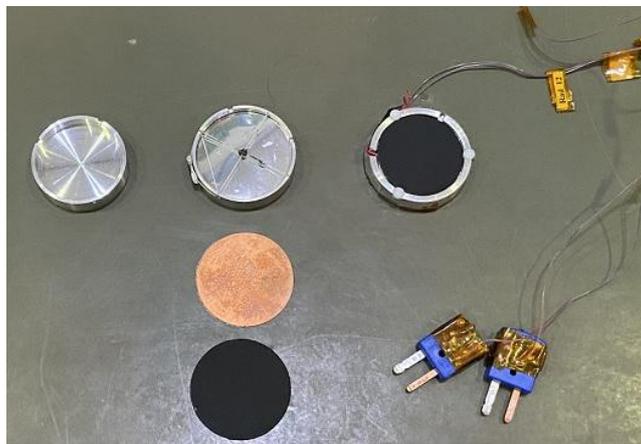
T_s – Temperatura do termopar do sensor (em $^{\circ}\text{C}$)

T_b – Temperatura do termopar do corpo (em $^{\circ}\text{C}$)

O segundo tipo de radiômetro usado é formado por quatro partes: corpo de alumínio, peças isolantes em teflon, placa sensora de cobre e termopar, conforme mostrado na Figura 2.6. O corpo de alumínio é um cilindro com furos para colocar as peças dos isoladores de teflon, fixar o radiômetro em uma placa, fazer vácuo em seu interior e facilitar a passagem de fios elétricos e termopar. O sensor é termicamente isolado da base inferior do corpo por MLI aderido à base. O sensor é uma placa circular de cobre com diâmetro de 35 mm e espessura de 0,6 mm, pintada de preto na face superior com a tinta PU1 MAP, especificada acima. No lado oposto do sensor, para realizar as medições de temperatura, foi instalado um termopar tipo T, fio AWG 36, com isolamento

em PFA. Um segundo termopar deste tipo foi instalado no corpo para avaliar a perda de temperatura do sensor para o corpo. Os radiômetros foram produzidos no LIT/COMIT, que possui ferramentas especializadas para fabricação de MLI, usinagem, instalações de pintura, medição de propriedades termo ópticas e realização de análises de contaminação. Estes foram calibrados para toda a faixa de temperatura de uso com o auxílio de aquecedores tipo *skin heaters* [2, 10, 11].

Figura 2.6 – Radiômetro calibrado.



Fonte: Produção do Autor.

O Cálculo do fluxo de calor absorvido neste tipo de radiômetros utiliza a seguinte equação:

$$Q = \varepsilon \sigma (T_s + K)^4 + G_2 \sigma [(T_s + K)^4 - (T_b + K)^4] + G_3 (T_s - T_b) \quad (2)$$

Onde:

Q – Fluxo de calor absorvido (W/m^2)

$K = 273,15$ (Constante para converter de graus Celsius para Kelvin)

$\sigma = 5,67 \times 10^{-8} W/m^2K^4$, constante de Stefan-Boltzmann

T_s – Temperatura do termopar do sensor (em $^{\circ}C$)

T_b – Temperatura do termopar do corpo (em $^{\circ}C$)

G_2 – Constante determinada durante a calibração do radiômetro

G_3 – Constante determinada durante a calibração do radiômetro

2.2 Teste funcional do *setup* em bancada

Os testes preliminares foram conduzidos em condições ambientais na área qualificada Classe ISO 8 do laboratório, com condições ambientais controladas (Temperatura: $22 \pm 3^\circ\text{C}$ e Umidade relativa: $50 \pm 5\%$). A Figura 2.7 mostra os primeiros experimentos, realizados para verificar o funcionamento adequado do suprimento de energia das cinco lâmpadas utilizadas, bem como dos radiômetros e sensores de termopar. Nesta figura, a identificação 1 é o arranjo de lâmpadas; 2 é a área de teste quadrada em Teflon, onde os radiômetros e termopares foram posicionados; 3 e 4 são partes do sistema de monitoramento e aquisição de dados, utilizado para registrar dados a cada 30 segundos. Este sistema consiste em Scanners Agilent 34980A com módulos internos 34921T, computadores Pentium® 4 e softwares DATAqs, DATAView, DATACalc e NI Max. A identificação 5 corresponde à interface Shunt Box, utilizada para a distribuição de energia e para a aquisição da tensão e da corrente de cada fonte de alimentação. A identificação 6 é o rack com 20 fontes de alimentação CC Agilent (300V, 5A - 150V, 5A - 80V, 9,5A).

Figura 2.7 - *Setup* de teste e *setup* auxiliar em condições ambientes



Fonte: Produção do Autor.

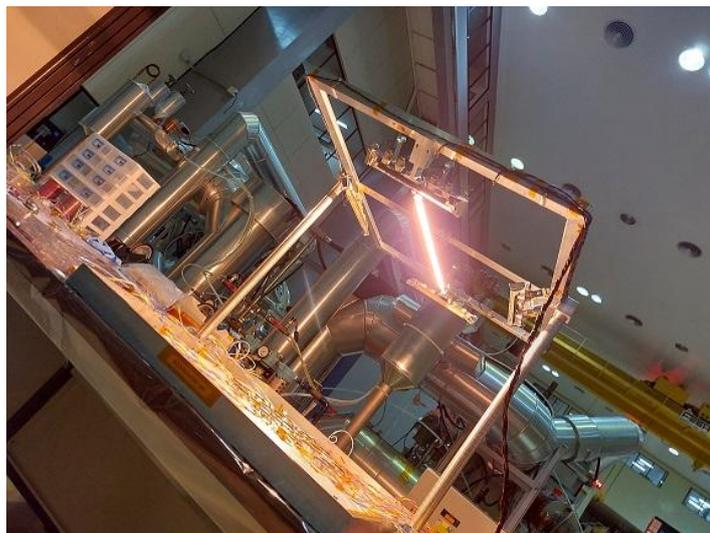
Neste experimento, a lâmpada 1 foi ligada gradualmente primeiro, depois a lâmpada 3 e, em seguida, as lâmpadas 2 e 4 (Figura 2.8). Como as superfícies estavam ficando muito quentes, para ligar a lâmpada 5 (Figura 2.9), as outras foram desligadas. O *setup* permaneceu por uma hora em cada uma dessas quatro condições

Figura 2.8 - *Setup* com quatro lâmpadas ligadas em bancada.



Fonte: Produção do Autor.

Figura 2.9 - Lâmpada central de maior potência ligada em bancada.



Fonte: Produção do Autor.

2.3 Teste do *setup* em condições de simulação espacial

Em uma segunda etapa, para simular as condições extremas do espaço, uma câmara vácuo-térmica (CVT) foi utilizada. Os testes foram realizados em ambiente de alto vácuo ($\sim 10^{-6}$ mbar) e a temperatura do *shroud* da câmara foi mantida abaixo de 100K. Durante o experimento, para verificar o nível de contaminação produzido dentro da CVT, o método da placa-testemunha foi utilizado, que é feito pela espectrometria infravermelha aplicada em quatro placas submetidas ao ambiente do experimento e posicionadas em quatro lugares diferentes da CVT. Adicionalmente, um conjunto de termopares tipo T foram instalados para monitorar a temperatura em diferentes partes da câmara. A pressão dentro da CVT também foi monitorada durante o teste com um Medidor Pirani Ativo para vácuo primário e um Medidor Penning - Magnetron Invertido para medição de alto vácuo. A CVT utilizada tem as seguintes especificações: 785 litros de volume, faixa de temperatura de -180°C a $+150^{\circ}\text{C}$, 0,9 (+0,05) de emissividade do *shroud*, alto vácuo criogênico com velocidade de bombeamento de 3.000 litros/s. A Figura 2.10 mostra o *setup* experimental para este teste.

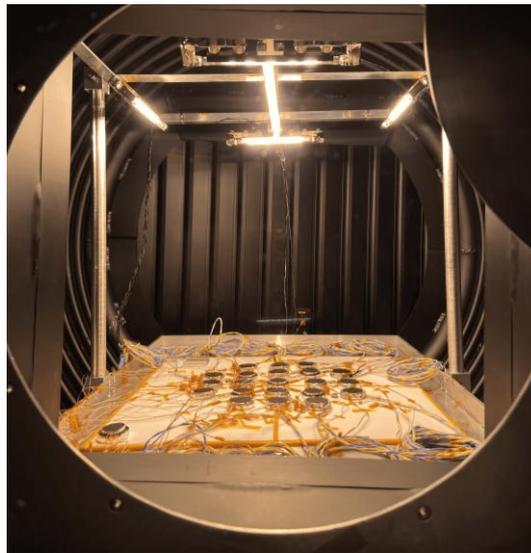
Figura 2.10 – *Setup* IRA na câmara vácuo-térmica.



Fonte: Produção do Autor.

O teste realizado dentro da CVT, em ambiente de alto vácuo e com a temperatura do *shroud* da câmara abaixo de 100K (espaço profundo), foi realizado em duas etapas. Na primeira etapa, os dados foram coletados com as cinco lâmpadas ligadas na potência máxima (Figura 2.11). Na segunda etapa, apenas as quatro lâmpadas de menor potência (500W) permaneceram ligadas (Figura 2.12).

Figura 2.11 - - *Setup* com as cinco lâmpadas ligadas dentro da CVT.



Fonte: Produção do Autor.

Figura 2.12 - *Setup* com quatro lâmpadas ligadas dentro da CVT.



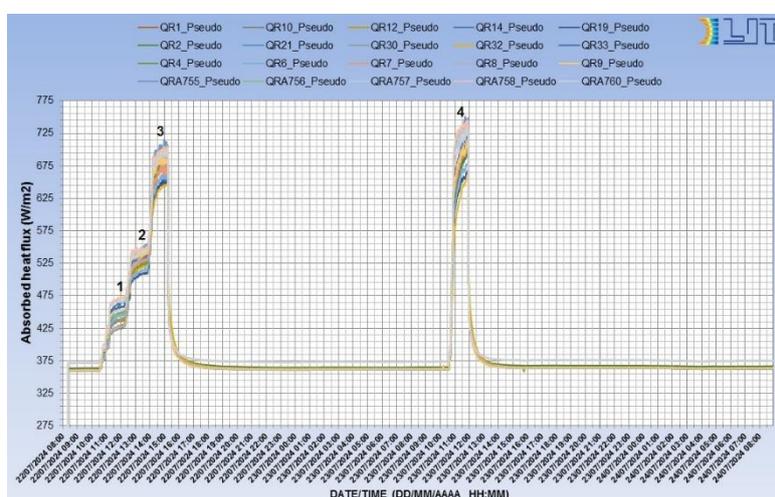
Fonte: Produção do Autor.

3 RESULTADOS E DISCUSSÃO

3.1 Resultados dos testes em bancada

A Figura 3.1 abaixo mostra a curva dos valores de fluxo de calor absorvido, medidos pelos radiômetros na área de teste, durante o experimento realizado em condições ambientes. A Tabela 3.1 apresenta o fluxo de calor absorvido quando apenas a lâmpada 1 estava acesa; duas lâmpadas (1 e 3) acesas; as quatro lâmpadas de 500W acesas (1, 2, 3 e 4); e quando apenas a lâmpada 5 (1600W) estava acesa. Além disso, são mostrados os valores de fluxo de calor absorvido medidos como radiação de fundo.

Figura 3.1 - Fluxo de calor absorvido medido durante o teste em bancada.



Onde: 1 - apenas lâmpada 1 acesa; 2 - lâmpadas 1 e 3 acesas; 3 - lâmpadas 1, 2, 3 e 4 acesas (todas de 500W); 4 - apenas lâmpada 5 acesa (1600W).

Fonte: Produção do Autor.

Tabela 3.1 - Fluxo de calor absorvido medido durante o teste em bancada

Lâmpadas acesas	Fluxo de calor absorvido (W/m ²)
Nenhuma lâmpada (radiação de fundo)	360-370
1 (500W)	426-470
1 (500W) e 3 (500W)	513-552
1 (500W), 2 (500W), 3 (500W) e 4(500W)	645-700
5 (1600W)	635-744

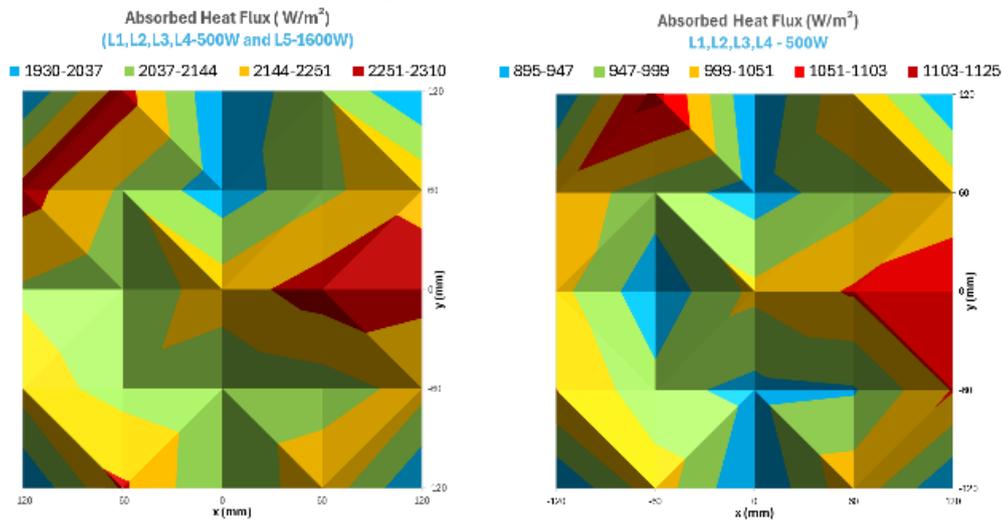
Fonte: Produção do Autor.

A variação nos valores de fluxo de calor absorvido medidos sob condições idênticas de radiação provavelmente se deve às diferenças nas posições dos radiômetros em relação à fonte de radiação

3.2 Resultados dos testes em condições de simulação espacial

Os resultados dos testes realizados no interior da CVT, em ambiente de alto vácuo com temperatura do *shroud* da câmara abaixo de 100K (espaço profundo), são apresentados na Figura 3.2. O gráfico à esquerda mostra os resultados com todas as lâmpadas acesas, enquanto o gráfico à direita apresenta os dados com apenas as quatro lâmpadas de 500W acesas.

Figura 3.2 - Distribuição do fluxo de calor absorvido medido durante o teste em condições de simulação espacial.



Fonte: Produção do Autor.

Os valores médios do fluxo de calor absorvido medidos com todas as cinco lâmpadas operando na potência máxima são apresentados na Tabela 3.2. Para o segundo experimento em condições de simulação espacial, onde apenas as quatro lâmpadas de menor potência (500W) permaneceram acesas, os valores médios do fluxo de calor absorvido medido são mostrados na Tabela 3.3. Os radiômetros ideais estão destacados em ambas as tabelas.

Tabela 3.2 – Média dos fluxos de calor absorvido medidos com as cinco lâmpadas ligadas dentro da CVT.

Eixo	-120	-60	0	60	120
-120		2266	2039	2220	
-60	2192	2108	2050	2091	2182
0	2132	2061	2201	2305	2279
60	2295	2129	1972	2116	2233
120		2301	1934	2133	

Fonte: Produção do Autor.

Tabela 3.3 – Média dos fluxos de calor absorvido medidos com quatro lâmpadas ligadas dentro da CVT.

Eixo	-120	-60	0	60	120
-120		1028	896	1035	
-60	1052	964	931	942	1055
0	1017	909	1011	1057	1071
60	1031	973	922	975	1034
120		1122	899	1048	

Fonte: Produção do Autor.

Não foi observada diferença significativa entre as medições dos radiômetros ideais e calibrados. Em ambos os experimentos, a distribuição do fluxo apresentou comportamento similar, com variação na intensidade do fluxo. O teste realizado com apenas as quatro lâmpadas de menor potência (500 W) ligadas demonstrou uma ligeira melhoria na uniformidade dos fluxos de calor absorvidos.

4 ATIVIDADES ADICIONAIS

Além do desenvolvimento do projeto, houve participação nas seguintes atividades realizadas pela área neste período:

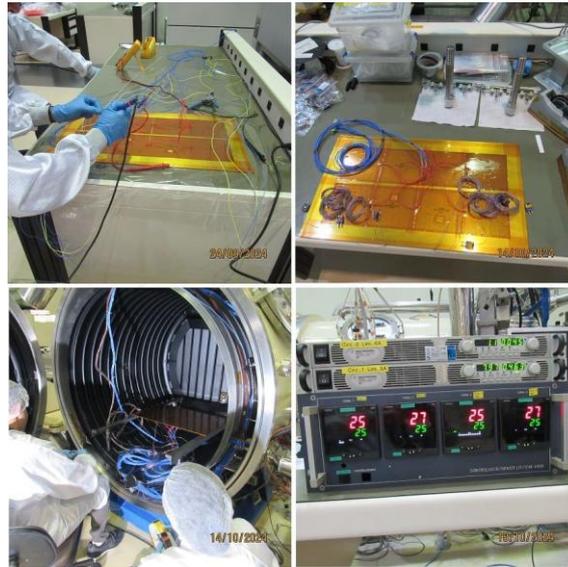
- a) Ensaio de ciclagem vácuo-térmica para a qualificação dos Propulsores Monopropelentes de 1N, da empresa Fibraforte Engenharia Indústria e Comércio Ltda., destinados ao satélite Amazonia-1B (Figura 4.1). O objetivo do ensaio foi demonstrar que os propulsores são capazes de suportar a exposição às condições extremas de pressão e temperaturas encontrada no espaço, previstas para operação no ambiente de voo, sem degradação significativa no desempenho. Durante o ensaio, foi verificado também o desempenho funcional dos Propulsores nas temperaturas operacionais de qualificação especificadas, mediante testes funcionais realizados pelo cliente. Como setup auxiliar para o controle térmico durante o ensaio, previamente, foi confeccionada e testada uma placa aquecedora utilizando *skin heaters*, termopares, fonte de potência e controladores de temperatura (Figura 4.2).

Figura 4.1 - Instrumentação dos propulsores com sensores termopares e montagem na câmara vácuo-térmica.



Fonte: Produção do Autor.

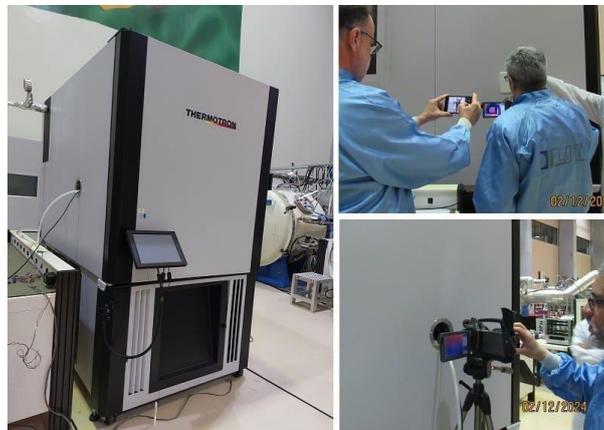
Figura 4.2 - Preparação e montagem da placa aquecedora.



Fonte: Produção do Autor.

- b) Teste climático das pastilhas de material cerâmico de emissividade variável, sendo desenvolvidas no INPE pela Divisão de Mecânica Espacial e Controle (DIMEC), para uso em dispositivos de radiação inteligentes (smart radiation device - SRD), de interesse para o controle térmico de satélites. Durante a exposição às temperaturas extremas, quentes e frias, foi realizado o imageamento das pastilhas utilizando uma câmera IR.

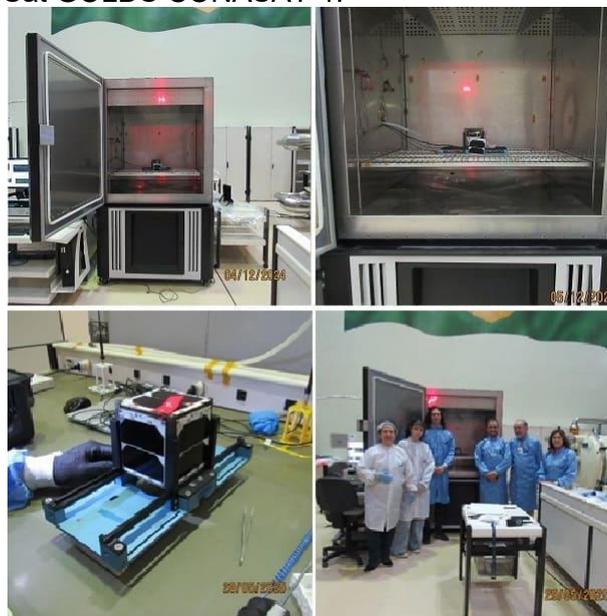
Figura 4.3 - Teste climático das pastilhas de material cerâmico de emissividade variável.



Fonte: Produção do Autor.

- c) Dois ensaios de ciclagem térmica em pressão ambiente do modelo de voo do CubeSat GOLDS CONASAT (EnduroSat Bossa Nova 2 satélite GOLDS CONASAT-1), da Coordenação Espacial do Nordeste (COENE) do INPE de Natal em colaboração com a Divisão de Pequenos Satélites (DIPST) do INPE de São José dos Campos. Os ensaios tiveram o objetivo de verificar que GOLDS CONASAT-1 é capaz de manter sua integridade mecânica e suas funcionalidades durante a ciclagem térmica, suportando os níveis de temperatura impostos (Figura 4.4).

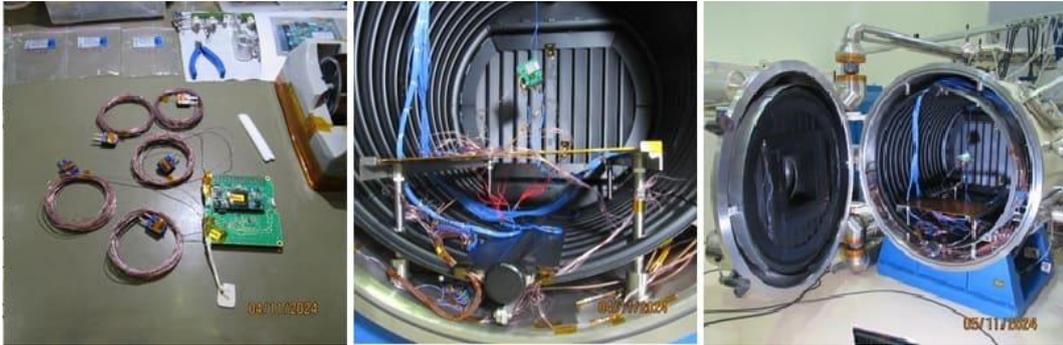
Figura 4.4 - Ensaio de ciclagem térmica em pressão ambiente do modelo de voo do CubeSat GOLDS CONASAT-1.



Fonte: Produção do Autor.

- d) Teste vácuo-térmico combinado da placa EDC (*Environmental Data Collector*) da Divisão DIPST do INPE, que consistiu na combinação de testes de *Bakeout*, de partida a frio e a quente e ciclagem térmica em ambiente de alto vácuo, com testes operacionais durante os patamares quente e frio (Figura 4.5). Este teve como objetivo a qualificação (verificação de funcionamento adequado) da unidade EDC em termos de temperatura e pressão (vácuo).

Figura 4.5 - Teste vácuo-térmico combinado da placa EDC.



Fonte: Produção do Autor.

e) Teste vácuo-térmico de aceitação de 6 painéis solares da empresa Orbital Engenharia S.A. destinados ao satélite Amazonia-1B (Figura 4.6). Os testes de aceitação são realizados para demonstrar a conformidade com os requisitos de desempenho e agir como controle de qualidade, detectando deficiências de manufatura e materiais empregados. Durante o teste vácuo-térmico, o espécime foi submetido às condições de ambiente espacial em termos de temperatura e pressão. Os testes funcionais, a verificação de desempenho e a inspeção visual do espécime, realizados depois do teste vácuo-térmico, demonstraram o sucesso do mesmo e a aceitação dos painéis.

Figura 4.6 - Teste vácuo-térmico de aceitação de 6 painéis solares.



Fonte: Produção do Autor.

f) Teste de *Bakeout* em câmara vácuo-térmica de simulação espacial e ensaio de ciclagem térmica em pressão ambiente, realizados para a qualificação do CubeSat GOLDS-UFSC, da Universidade Federal de Santa Catarina (UFSC) (Figura 4.7). O primeiro teste teve por objetivo promover a degasagem dos componentes do CubeSat de modo a atingir níveis adequados à aplicação espacial. O ensaio de ciclagem térmica teve por objetivo verificar se o GOLDS CubeSat suporta os níveis de temperatura esperados em órbita, bem como preparar para o ambiente de lançamento. Durante este ensaio, o satélite foi energizado e suas principais funcionalidades foram monitoradas.

Figura 4.7 - Teste de *Bakeout* e ensaio de ciclagem térmica do CubeSat GOLDS-UFSC.



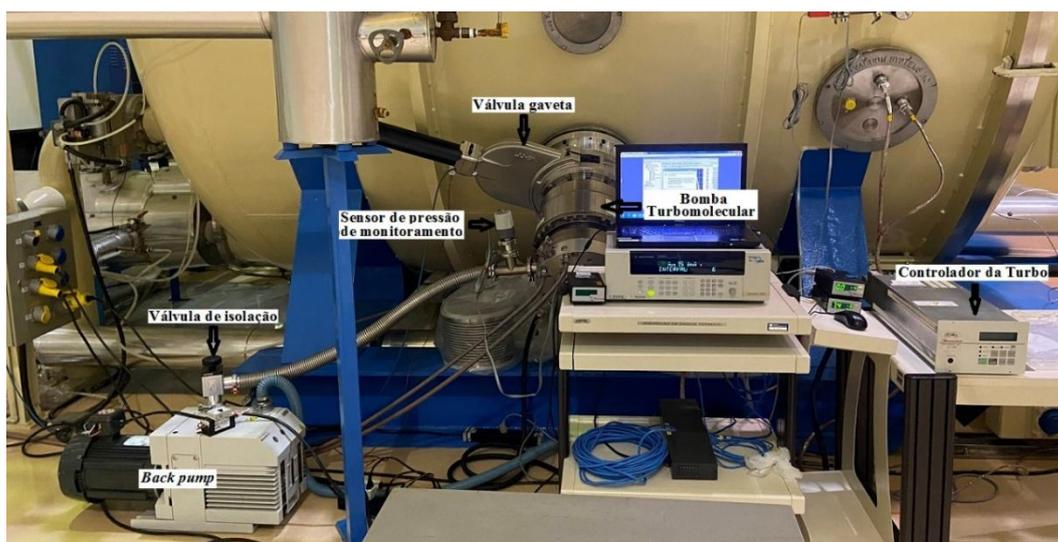
Fonte: Produção do Autor.

Durante as atividades relacionadas acima, a bolsista operou os equipamentos que compõem os subsistemas térmicos e de vácuo das câmaras vácuo térmicas; realizou a programação de teste na interface de software da câmara climática e operou o de controle de umidade da mesma. Também realizou instrumentação de objetos de testes com termopares, assim como participou da montagem e verificação dos *setups* de testes de cada ensaio.

Como preparação dos meios de testes necessários para atender à demanda de teste vácuo-térmico do modelo térmico do satélite SatVHR da empresa Visiona Tecnologia Espacial, foram realizados diversos testes operacionais dos

subsistemas térmico e de vácuo na câmara vácuo-térmica CVT 3x3, de formato cilíndrico com dimensões de 3 m de diâmetro e 3 m de profundidade. Como parte deste trabalho, a bolsista produziu o Procedimento de Operação de um dos subsistemas de vácuo, que também é utilizado nos testes dos sistemas de propulsão de satélites. Este documento apresenta a sequência de operações necessária para a utilização dos equipamentos relacionados à bomba de alto vácuo tipo turbomolecular instalada na câmara, doravante chamada apenas de Turbo. Esta bomba está instalada na parede da CVT 3x3 mediante uma válvula gaveta de alto vácuo eletropneumática, que permite isolar ambos os sistemas (Bomba-Câmara). Para a operação da Turbo é mandatório que sua saída esteja conectada a uma bomba de vácuo primário operando, conhecida como *Back pump*; Para a atuação da Turbo é utilizado um equipamento auxiliar chamado de Unidade de Controle, referido também apenas de controlador. Desta forma, as etapas de operação descritas no Procedimento referem-se a ações em todos estes componentes: *Back pump*, válvula gaveta e controlador (Figura 4.8); Assim como também em outros relacionados a componentes de monitoramento (sensor de vácuo, manômetros, válvulas) e aos insumos necessários, como é o caso do ar-comprimido e água de resfriamento.

Figura 4.8 - Bomba turbomolecular e equipamentos acessórios.



Fonte: Produção do Autor.

5 CONCLUSÃO

Os experimentos realizados em condições ambientes confirmaram o funcionamento adequado do sistema de alimentação elétrica, de todas as lâmpadas utilizadas, bem como dos radiômetros e sensores de termopar. O fluxo de calor absorvido fornecido pelas quatro lâmpadas de 500W mostrou-se similar ao fluxo proporcionado pela lâmpada 5 (1600W) em condições ambientes. Os resultados dos experimentos realizados em condições de simulação espacial apresentaram uniformidade considerável, com um pequeno erro de cerca de 5% em relação ao valor médio do fluxo de calor absorvido. Estes resultados nos encorajam e orientam para a realização de trabalhos futuros, como a execução de novos testes com o reposicionamento das lâmpadas para aumentar a uniformidade, bem como a utilização de um maior número de lâmpadas. O desenvolvimento de um modelo computacional baseado nos dados obtidos em diversos experimentos indicará o arranjo mais adequado de lâmpadas para um fluxo de calor específico necessário em testes de simulação espacial. A variação nas distâncias entre o arranjo de lâmpadas e a área de teste não foi avaliada, pois o fluxo de calor em distâncias menores seria excessivamente alto. Na altura máxima testada, os valores encontram-se dentro da faixa desejada para simulação espacial. A utilização de lâmpadas com menor potência provavelmente resultará em fluxos de calor mais baixos, o que pode ser útil em testes de qualificação de equipamentos.

A participação nas atividades de testes do laboratório tem permitido o desenvolvimento de competências na área na qual o projeto está sendo desenvolvido. Como resultado deste trabalho foi elaborado um artigo científico submetido e aprovado para apresentação oral no III Congresso Aeroespacial Brasileiro – CAB.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] J.S. Almeida, M.B. Santos, D.L. Panissi, E.C. Garcia, Effectiveness of low-cost Thermal Vacuum Tests of a micro-satellite, *Acta Astronautica*, Volume 59, Issue 6, 2006.
- [2] Fernandes, G. F.; Santos, M.B.; Soler Chisabas. R., Frajuca, C., Qualification of an Infrared Array Based on NiCr strips for CBERS 4A Satellite's Space Simulation Test. In: 70th International Astronautical Congress, Washington D.C., United States, 2019.
- [3] Santos, M. B., Almeida, J. S., Forhan, N., Panissi, D. L., Silva, V. D., Loureiro, G., Thermal Balance and Thermal Vacuum Test of the CBERS 4A Satellite Performed at INPE, Brazil, In: 73rd International Astronautical Congress, Paris, França, 2022.
- [4] Forhan, N. A. E.; Santos, M. B.; Silva, V. D.; Loureiro, G., Thermal Vacuum Tests Campaign for the SPORT CubeSat Qualification and Validation. In: 73rd International Astronautical Congress, Paris, França, 2022.
- [5] Santos, M.B., Garcia, E.C, Pontes, E. O., Demori, R. M. do Prado, Experimental Analysis of Uniformity and Measurement of Absorbed Thermal Loads Imposed by a Tungsten Filament Lamp on a Radiometer Plate. In: 55th International Astronautical Congress, Vancouver, British Columbia, Canada, 2004.
- [6] Santos, M.B., Garcia, E.C, Pontes, E. O., Demori, R. M. do Prado, First Steps of the Infrared Simulation Development by Tungsten Filament Lamps. In: Proceedings of COBEM 2005 18th International Congress of Mechanical Engineering, Ouro Preto, Minas Gerais, Brasil, 2005
- [7] Catálogo USHID Halogen Lamps Technical Specifications, USHID Lighting Edge Technologies.
- [8] Logerais, P.O., Bouteville, A., Modelling of an Infrared Halogen Lamp in a Rapid Thermal System, In: *International Journal of Thermal Sciences*, Volume 49, Issue 8, Pages 1437-1445, August 2010.
- [9] Manual de Referência Técnica de Temperatura, OMEGA Engineering, Inc., Disponível em: br.omega.com.
- [10] Vasconcelor, H. P., Garcia, E. C., dos Santos, M. B., Pontes, E. O., Analysis of the Uniformity of Heat Flux from a Setup of Tungsten Lamps. In: *Anais do XII ENCITA - ITA*, São José dos Campos, São Paulo, Brasil, 2006.
- [11] Santos, M.B., Garcia, E.C, Panissi, D. L., Radiômetros para Medida e Controle da Radiação Térmica Absorvida na Simulação Espacial de Satélite, 9th Brazilian Congress of Thermal Engineering and Sciences – ENCIT 2002, Paper CIT02-0681, 2002.