

Plataforma Experimental para Avaliação de Tubos de Calor em Circuito para Aplicações Espaciais

João Vitor Braga Medeiros¹, Larissa Krambeck²,
Kelvin Guessi Domiciano³, Marcia Barbosa
Henriques Mantelli⁴ e Valeria Leite⁵

¹UFSC-LABTUCAL, Florianópolis/SC - Brasil

²UFSC-LABTUCAL, Florianópolis/SC - Brasil

³UFSC-LABTUCAL, Florianópolis/SC - Brasil

⁴UFSC-LABTUCAL, Florianópolis/SC - Brasil

⁵ Instituto de Aeronáutica e Espaço, São José dos campos/SP

- Brasil

Resumo – O gerenciamento térmico de sistemas eletrônicos embarcados em ambientes aeroespaciais representa um desafio devido às limitações de dimensão e massa e às condições ambientais. Este trabalho apresenta o desenvolvimento e a qualificação de uma plataforma experimental, em laboratório, para avaliação de tubos de calor em circuito em ambiente de microgravidade, utilizando foguetes suborbitais. A metodologia envolve o projeto dos dispositivos bifásicos especificamente dimensionados para atender aos requisitos térmicos de eletrônicos embarcados em espaçonaves e satélites. A plataforma experimental foi estruturada em três módulos integrados: sistema eletrônico embarcado, seção experimental e sistema de alimentação. O módulo experimental incorpora um mini tubo de calor em circuito plano e um tubo de calor em circuito tubular, enquanto a arquitetura eletrônica compreende um sistema de aquisição de dados em tempo real e uma placa de potência. Por fim, são propostos ensaios de qualificação em solo como etapa preliminar para futuros testes dos tubos de calor a bordo de um foguete suborbital. Dessa forma, a pesquisa contribui para o avanço de tecnologias de dispositivos bifásicos, com potencial aplicação em satélites de sensoriamento remoto, aviônicos e sistemas de defesa.

Palavras-Chave – tubos de calor, gerenciamento térmico, aviônicos, testes térmicos, plataforma experimental, sistemas espaciais.

I. INTRODUÇÃO

Tubos de calor são dispositivos passivos que transportam calor com alta eficiência, pois utilizam a evaporação e condensação de um fluido de trabalho para realizar a troca térmica. Devido à sua simplicidade construtiva, ausência de partes móveis e alto desempenho mesmo sob microgravidade, esses dispositivos têm sido amplamente empregados em aplicações espaciais, como em satélites e espaçonaves, especialmente no resfriamento de eletrônicos embarcados em ambientes confinados e de difícil dissipação térmica [1]. Além disso, a aplicação de dispositivos bifásicos em aviônicos comerciais e ultrassônicos, sistemas de defesa, sensoriamento remoto e radares têm crescido substancialmente em missões civis e militares, impulsionado pela miniaturização de sistemas e pela necessidade de soluções compactas.

João Vitor Braga Medeiros, joao.medeiros@labtucal.ufsc.br; Larissa Krambeck, Larissa.krambeck@labtucal.ufsc.br; Kelvin Guessi Domiciano, kelvin.guessi@labtucal.ufsc.br; Márcia Barbosa Henriques Mantelli, marcia@labtucal.ufsc.br; Valéria Leite, valeriacvmm1@fab.mil.br

Essas aplicações apresentam densidades térmicas cada vez maiores, o que torna o controle térmico um fator crítico para sua confiabilidade, longevidade e segurança operacional [2-3].

Diferentes tipos de tubos de calor de baixa temperatura, intermediária e de alta temperatura foram desenvolvidos, usados ou testados em missões espaciais russas e americanas. Porém, poucos trabalhos foram publicados a respeito do comportamento em microgravidade de tubos de calor, especialmente os miniaturizados, apesar de sua elevada relevância para a aplicação no gerenciamento térmico de eletrônicos [4]. Estes dispositivos, de pequena massa, baixa espessura e de grande flexibilidade de construção, são capazes de transportar alta quantidade de calor e são capazes de controlar as temperaturas de componentes eletrônicos em aplicações espaciais, como satélites e espaçonaves [5].

Neste contexto, o presente trabalho propõe o desenvolvimento de uma plataforma experimental e qualificação em laboratório, a fim de viabilizar futuros testes de dispositivos bifásicos em microgravidade a bordo de um foguete suborbital. A plataforma experimental foi projetada para abrigar dois tubos de calor em circuito - um plano e outro tubular - e simular a dissipação térmica de eletrônicos embarcados em sistemas estratégicos de defesa. Além da simulação de carga térmica, o sistema conta com armazenadores de energia para remoção de calor na região do condensador dos tubos de calor em circuito. Para o monitoramento, controle e registro térmico dos tubos de calor em circuito durante o voo suborbital, um sistema eletrônico foi projetado especificamente para a plataforma experimental desenvolvida.

Ao fim desta pesquisa busca-se qualificar em solo a plataforma experimental para futuros testes dos tubos de calor a bordo de um foguete suborbital. Dessa forma, este estudo contribui para o avanço de tecnologias de dispositivos bifásicos, com potencial aplicação em satélites de sensoriamento remoto, aviônicos e sistemas de defesa.

II. FUNDAMENTOS DO CONTROLE TÉRMICO ESPACIAL

O controle térmico de sistemas eletrônicos em aplicações aeroespaciais é essencial, uma vez que o processamento de informações durante a operação dos transistores gera calor, elevando a temperatura a níveis superiores aos suportados pelos componentes eletrônicos. Portanto, esse calor deve ser dissipado preferencialmente de forma passiva, ou seja, sem consumo de

energia adicional, por meio de sistemas confiáveis, leves e compactos.

A. Limitações Térmicas dos Componentes Eletrônicos

Os componentes eletrônicos utilizados em satélites, espaçonaves e aviônicos possuem faixas de operação térmica limitadas, geralmente até 100 °C [6]. Fora desses limites, pode haver degradação de desempenho, falhas funcionais ou até danos permanentes. Além disso, os materiais estruturais estão sujeitos a dilatações térmicas, fadiga por ciclos térmicos e envelhecimento acelerado, em função das condições ambientais hostis, o que reforça a necessidade de controle térmico eficaz desde a fase de projeto.

B. Mecanismos de Transferência de Calor no Espaço

A condução térmica é o principal mecanismo de transferência de calor interna em um equipamento espacial, enquanto a radiação térmica é o único método disponível para dissipação de energia para o meio externo. Isto ocorre porque a convecção, tanto natural quanto forçada, é inexistente no vácuo, o que elimina um dos mecanismos mais comuns de troca térmica utilizados em sistemas terrestres.

C. Sistemas de Controle Térmico

O gerenciamento térmico pode ser realizado por sistemas ativos e passivos.

C1. Sistemas Ativos

O controle térmico ativo utiliza uma fonte de energia elétrica externa para seu funcionamento, além de lógica embarcada para atuar de forma dinâmica. Esses sistemas são empregados em missões que exigem controle térmico preciso e adaptativo, como, por exemplo, em bombas para circulação de fluido refrigerante, típicas de sistemas de refrigeração com circulação forçada [7].

Contudo, devido à limitação de energia disponível, ao espaço reduzido e à menor confiabilidade desses sistemas, os dispositivos passivos são geralmente mais indicados para aplicações espaciais.

C2. Sistemas Passivos

Os sistemas passivos não requerem uma fonte de energia externa para funcionar. Entre as principais técnicas passivas empregadas em aplicações espaciais, destacam-se:

- I. Revestimentos térmicos: tintas com diferentes coeficientes de absorção e emissão, filmes refletivos e MLI (*Multi-Layer Insulation*), utilizados para minimizar trocas térmicas indesejadas;
- II. Radiadores fixos, voltados ao espaço profundo para emissão de calor via radiação;
- III. Armazenadores de energia na qual removem calor por meio de materiais de mudança de fase (*Phase-change material* - *PCMs*), possibilitando o controle da temperatura de operação [6][8];
- IV. Tubos de calor, como os tubos de calor em circuito (*Loop Heat Pipes* - *LHPs*), utilizam a mudança de fase de um fluido de trabalho para transferir calor de forma eficiente [1]. Nos LHPs, o evaporador e o condensador são

separados e conectados por linhas de vapor e de líquido, o que promove o escoamento unidirecional do fluido de trabalho.

A Fig. 1 ilustra o princípio de funcionamento de um tubo de calor em circuito tubular.

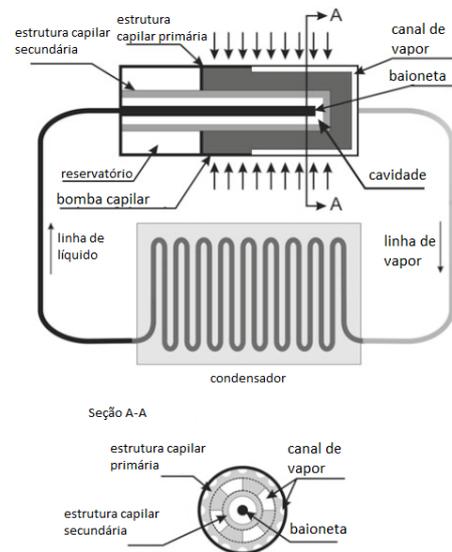


Fig. 1. Esquema do princípio de funcionamento de um tubo de calor em circuito.

O evaporador recebe o calor, que é transferido por condução até os canais de vaporização. O fluido de trabalho muda da fase líquida para vapor dentro das estruturas capilares presentes nos canais. Após a evaporação, o vapor flui pela linha de vapor até o condensador. Nesse percurso, devido ao isolamento, não há troca de calor. Quando o vapor entra no condensador, o calor é removido por um sistema de resfriamento, como convecção natural, forçada de ar ou fluxo de água. O vapor é resfriado até atingir a temperatura de saturação e condensar. O condensado resultante é transportado pela linha de líquido até chegar à câmara de compensação (reservatório), acoplada ao evaporador. À medida que o calor é fornecido ao evaporador, o líquido flui através da estrutura porosa até os canais de vapor, atingindo a interface líquido-vapor. Nesse ponto, o líquido atinge a temperatura de saturação correspondente à pressão local. O gradiente de pressão entre a estrutura porosa e a interface do canal fornece a pressão capilar gerada pela estrutura capilar [1].

III. PROJETO DE UMA PLATAFORMA EXPERIMENTAL DE CONTROLE TÉRMICO

No presente trabalho, foi desenvolvida uma plataforma experimental para a avaliação do desempenho térmico de tubos de calor em circuito, sendo um LHP plano [8] e um LHP tubular [9], em ambiente de microgravidade, durante um voo suborbital. Dessa forma, ao fim desta pesquisa busca-se qualificar em solo a plataforma experimental para futuro testes dos tubos de calor a bordo de um foguete suborbital.

A plataforma experimental, denominado MPM-A, é organizada em três compartimentos principais: seção de eletrônica embarcada, seção de experimento térmico e seção de baterias, conforme a Fig. 2.

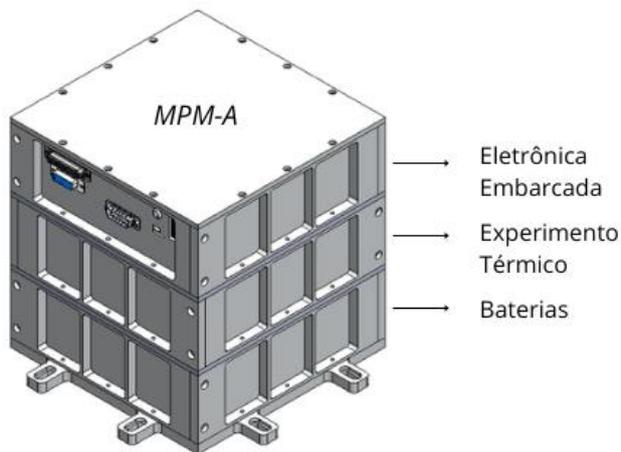


Fig. 2. Plataforma experimental MPM-A.

A. Requisitos de Projeto

Para garantir o desempenho de um projeto técnico-científico, como o da plataforma experimental nos testes térmicos dos tubos de calor a bordo de sistema espacial, como um foguete suborbital ou um satélite, é necessário compreender e atender os requisitos envolvidos, as partes interessadas e os recursos disponíveis. Dessa forma, adotando técnicas de engenharia de sistemas, primeiramente, a plataforma experimental deve atender a condições ambientais extremas, como: vibração, aceleração, compatibilidade eletromagnética e variações térmicas, típicas de sistemas espaciais. Por exemplo, a plataforma deverá suportar níveis de vibração aleatória de até 6grms [10].

Além disso, a plataforma experimental deve atender requisitos em cada seção, como:

Seção das baterias

- Deverá fornecer alimentação elétrica funcional para os seguintes componentes: eletrônica embarcada (placa de potência e *FPGA* - *Field-Programmable Gate Array*) e sistema de aquecimento (simulação típica de eletrônicos a fim de garantir autonomia energética).
- Deverá fornecer alimentação de $24 \pm 4V$.

Seção do experimento térmico

A seção do experimento térmico foi projetada para simular a dissipação de calor de dispositivos eletrônicos e avaliar o desempenho dos tubos de calor em circuito em condições de microgravidade. Ela é composta pelos seguintes elementos principais:

- Deverá contar com dois dispositivos bifásicos: um LHP tubular e um mini LHP plano.
- Deverá possuir sistemas de aquecimento nos evaporadores, responsáveis por reproduzir a geração de calor típica de circuitos eletrônicos embarcados.
- Deverá possuir sumidouros de calor nos condensadores, capazes de remover o calor dos LHPs.
- Deverá contar com sensores de temperatura para o monitoramento do comportamento térmico.

Seção da eletrônica embarcada

- Deverá possuir capacidade de controle térmico ativo, com atuação controlada dos resistores elétricos (sistema de

aquecimento) e da célula Peltier, além de monitoramento inteligente embarcado.

- Deverá realizar a aquisição e transmissão de dados em tempo real, com registro local (salvar em cartão SD) e envio por telemetria para a estação de solo.
- Deverá realizar o controle do sistema de alimentação das baterias;
- Deverá possuir sistema próprio de acionamento das condições programadas de teste em voo.
- Deverá cumprir os requisitos EMC baseados na norma MIL-STD-461.

B. Arquitetura da Plataforma Experimental

A Fig. 3 apresenta a vista interna da plataforma experimental MPM-A, com as três principais seções. A eletrônica embarcada é composta por três módulos eletrônicos:

- Módulo *FPGA*: responsável por toda a programação implementada;
- Módulo de aquisição: responsável por adquirir medições de temperatura, tempo, tensão, corrente e potência durante os testes;
- Módulo de potência: responsável por alimentar o *FPGA* e o experimento térmico por meio do sistema de alimentação principal (baterias).

A Fig. 4 mostra o sistema elétrico de apoio em solo (EGSE, - *electrical ground support equipment*) para acionamento e realizar a interface da plataforma experimental, por meio da placa eletrônica, com sistema de controle quando a plataforma estiver em solo, durante testes funcionais e pré-voo.



Fig. 3. Vista da plataforma experimental MPM-A.



Fig. 4. Caixa de controle utilizada na interface entre a plataforma experimental e os sistemas de solo.

A seção do experimento térmico, Fig. 5, é composta por dois tubos de calor em circuito, um tubular e um plano, seus respectivos aquecedores e sumidouros de calor.

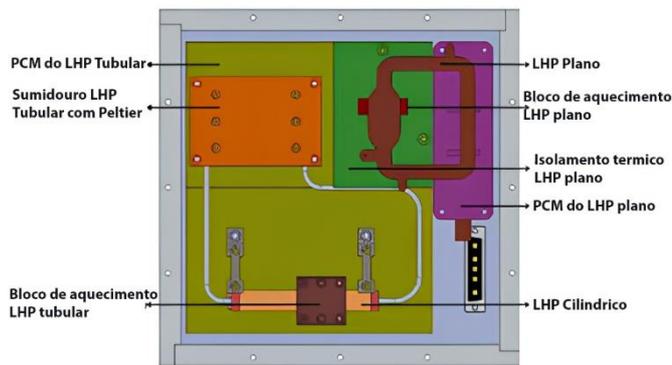


Fig. 5. Esquemático da seção do experimento térmico.

O aquecimento dos LHPs é realizado por meio de resistores elétricos tipo cartucho, inseridos em blocos de cobre, posicionados na região de cada evaporador para simular a dissipação térmica de um componente eletrônico por meio do efeito Joule. Para isso, a tensão das baterias alimenta os resistores gerando a potência desejada. Para a remoção de calor do LHP plano, um armazenador de energia com PCM (dodecahidratado de sódio, $\text{Na}_2\text{HPO}_4 \cdot 12\text{H}_2\text{O}$) é utilizado no condensador. A temperatura de fusão do PCM é 36°C , ou seja, quando atingir a temperatura de 36°C , o PCM muda de fase e armazena energia dentro do container. Para o tubo de calor em circuito tubular, um segundo reservatório com o mesmo PCM é utilizado, bem como um Peltier auxiliar de remoção de calor, controlada pela lógica embarcada, conforme a Fig. 5. Além disso, 32 termopares do tipo T são utilizados para medição das temperaturas ao longo dos LHPs, que são adquiridas e armazenadas pela eletrônica embarcada.

A Fig. 6 apresenta o esquemático de LHP tubular fabricado em cobre com diâmetro do evaporador de 12,7 mm, e diâmetro das linhas de 1,62 mm. O LHP tubular é composto dos cinco componentes tradicionais como evaporador, linha de vapor, condensador, linha de líquido e câmara de compensação [9].

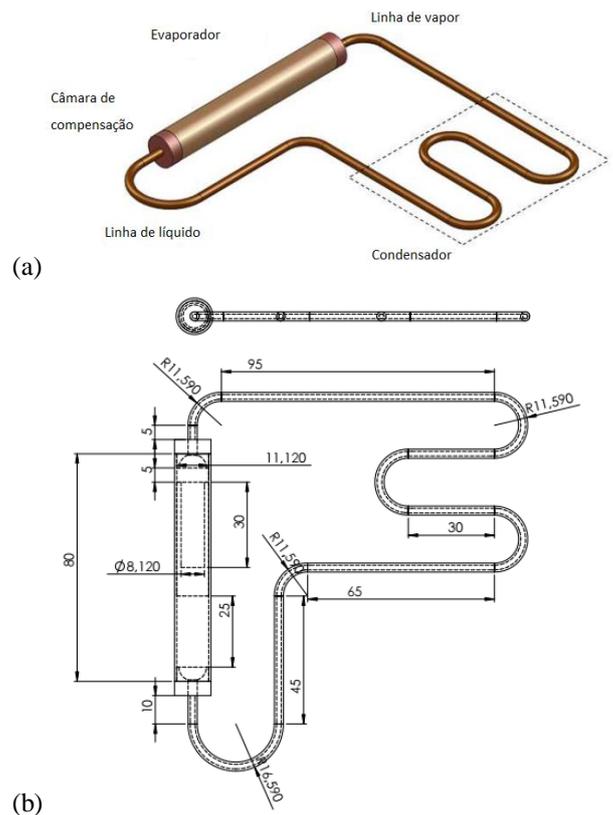


Fig. 6. LHP tubular (a) seções (b) dimensões.

A Fig. 7 mostra a geometria do LHP plano de $76 \times 60 \times 1,6 \text{ mm}^3$. Devido às dimensões, este LHP foi projetado especificamente para eletrônicos compactos e miniaturizados. O LHP plano é composto por evaporador, linha de vapor, condensador e linha de líquido. A câmara de compensação foi suprimida devido às limitações de espaço. O aquecedor possui uma área de contato de $1 \times 1 \text{ cm}^2$ [8].

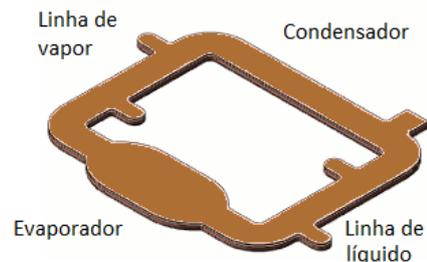


Fig. 7. LHP plano miniaturizado.

A Tabela 1 apresenta um resumo dos principais componentes e suas respectivas funções.

TABELA I. COMPONENTES E FUNÇÕES DO MÓDULO EXPERIMENTAL

Componente	Função principal
LHP plano	Transporte de calor de eletrônicos miniaturizados

LHP tubular	Transporte de calor
Armazenador de energia com PCM ($\text{Na}_2\text{HPO}_4 \cdot 12\text{H}_2\text{O}$)	Sumidouro de calor passivo
Aquecedores (resistores elétricos acoplado em bloco de cobre)	Simulação de carga térmica
Célula Peltier	Sumidouro de calor ativo (sistema <i>backup</i>)
Sensores de temperatura (32 termopares tipo T)	Monitoramento de temperatura
Sistema eletrônico embarcado	Aquisição, registro e transmissão dos dados térmicos
Sistema de alimentação -baterias	Fornecimento de energia elétrica

C. Estratégia de Controle e Monitoramento

O módulo opera com lógica embarcada programada no FPGA, que gerencia o acionamento dos resistores elétricos e da célula Peltier com base em um cronograma pré-definido, de acordo com as fases do voo. Sensores instalados ao longo da estrutura monitoram continuamente as temperaturas, os dados são registrados localmente e enviados por telemetria.

A estratégia de controle define limites térmicos para ativação e desligamento tanto da carga quanto do sistema de resfriamento, evitando sobreaquecimento e garantindo que o calor gerado permaneça dentro da capacidade de dissipação do sistema. Essa abordagem permite avaliar a resposta térmica dos tubos de calor em tempo real, com foco na qualificação de desempenho em regime passivo. A lógica embarcada e o sistema de aquisição térmica desempenham papel central no experimento, possibilitando que todo o módulo opere de forma autônoma, com controle e registro dos dados diretamente a bordo.

D. Proposta para Realização de Ensaios

Para validar a plataforma experimental para futuro teste em microgravidade a bordo de um foguete suborbital, propõe-se ensaios de qualificação em bancada de laboratório. Estes testes têm como objetivo avaliar o comportamento térmico dos tubos de calor em circuito, validar a eficiência dos armazenadores de energia com PCM e qualificar a eletrônica embarcada desenvolvida.

D1. Configuração Experimental Proposta para Ensaios Funcionais

Os ensaios deverão ser realizados com o dispositivo posicionado na horizontal, configuração que apresenta maior similaridade com as condições previstas de operação em voo de foguetes e satélites, ou seja, em microgravidade. Para evitar interferências por convecção natural, as configurações experimentais completas (LHP, aquecedor e condensador) deverão ser termicamente isoladas.

D2. Metodologia para Teste do LHP Tubular

O procedimento de teste proposto para o LHP tubular deverá seguir as seguintes etapas:

- Fase de pré-aquecimento (H-15 a H-3): aplicação de 30 W por 12 minutos para estabelecer condições de estado estacionário, garantindo que o PCM atinja sua temperatura de fusão (36°C) e inicie a operação com mudança de fase.
- Fase de segurança pré-lançamento (H-3 a H0): desligamento completo do aquecimento por 180 segundos antes do lançamento simulado, conforme protocolo de segurança.
- Fase de microgravidade simulada (H+2 em diante): reaplicação do aquecimento em dois patamares

distintos: 30 W (primeiro patamar) e 45 W (segundo patamar).

O procedimento proposto é mostrado na Fig. 8. Neste gráfico, o eixo das abscissas representa o tempo, onde H0 representa o início do voo. Os valores negativos e positivos nesse eixo representam os minutos antes e depois da decolagem, respectivamente.

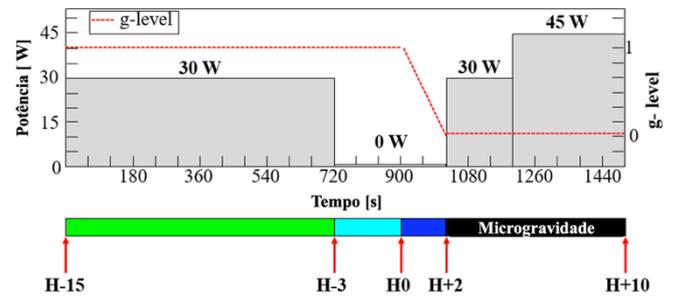


Fig. 8. Procedimento de teste do LHP tubular simulando voo suborbital.

Durante todo esse procedimento, nove termopares deverão monitorar as temperaturas em diferentes seções do LHP tubular, permitindo avaliar a distribuição térmica e identificar o início da operação do tubo de calor.

D3. Metodologia para Teste do LHP Plano

Para o LHP plano, propõe-se a seguinte metodologia:

- Fase de pré-aquecimento: aplicação de 14 W por 900 segundos para atingir a temperatura de fusão do PCM no condensador.
- Fase de segurança pré-lançamento (H-3 a H0): desligamento completo do aquecimento por 180 segundos antes do lançamento simulado, conforme protocolo de segurança.
- Fase de operação em microgravidade simulada: redução da potência para 4 W, representando cargas térmicas típicas de eletrônicos miniaturizados.

O monitoramento térmico será realizado através de seis termopares distribuídos no LHP plano e três termopares posicionados na superfície externa do armazenador de energia com PCM. A Fig. 9 apresenta o procedimento de teste previsto para o LHP plano miniaturizado, o qual é semelhante ao simulado para o LHP tubular.

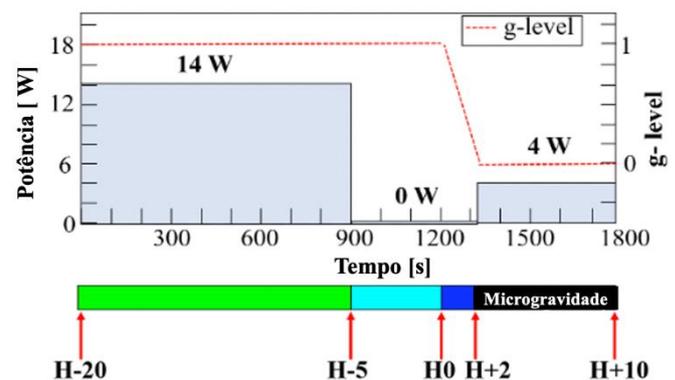


Fig. 9. Procedimento de teste do LHP plano miniaturizado, simulando voo suborbital [6].

D4. Metodologia para Ensaios Ambientais

Estão previstos testes para qualificação ambiental da plataforma, com base na norma de Testes da Agência Espacial Europeia - ECSS-

E-ST-10-03C (*Testing*). Desta forma, os seguintes testes deverão ser realizados: vibração senoidal e aleatória, choque mecânico, ciclo térmico e teste de emissão conduzida.

D5. Critérios de Verificação e Validação

Os ensaios funcionais propostos permitirão, portanto, realizar uma verificação do comportamento térmico dos LHPs em ambiente espacial. Além disso, será possível verificar a capacidade dos PCMs em manter a temperatura especificada na região do condensador, qualificando o armazenador de energia projetado em microgravidade.

IV. RESULTADOS PRELIMINARES EM SOLO

A Fig. 10 apresenta o comportamento térmico do LHP plano dissipando calor para um sistema de armazenamento térmico com PCM, acoplado ao condensador, na plataforma experimental em solo. Com base na análise dos resultados obtidos e na similaridade observada em relação aos ensaios do LHP plano realizados em bancada de laboratório, a plataforma foi qualificada, demonstrando sua confiabilidade e viabilizando sua utilização em futuros testes em microgravidade a bordo de um foguete suborbital.

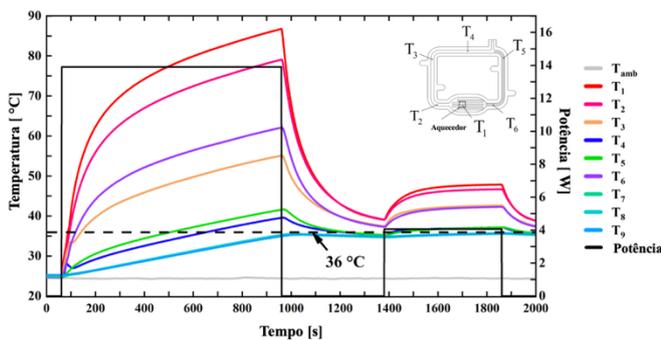


Fig. 10. Distribuição de temperaturas do LHP plano miniaturizado [3].

V. CONCLUSÃO

O desenvolvimento da plataforma experimental MPM-A para qualificação térmica de tubos de calor em circuito voltados a aplicações aeroespaciais representa uma contribuição relevante para o avanço de soluções térmicas autônomas aplicadas a plataformas espaciais e sistemas embarcados de defesa. O projeto integra dois tubos de calor em circuito, um plano e outro tubular, operando em regime passivo, acoplados a um sistema de armazenamento térmico baseado em materiais de mudança de fase (PCM), com carga térmica típicas de eletrônicos, simulada por resistores elétricos.

A arquitetura embarcada, compacta e autônoma, foi especialmente desenvolvida para monitorar, registrar e controlar a dissipação de calor em tempo real, utilizando sensores distribuídos e um sistema de aquisição térmica baseado em microcontrolador. Essa abordagem permite qualificar o desempenho térmico dos tubos de calor em circuito de forma precisa durante os testes.

Os ensaios comprovaram a viabilidade da arquitetura proposta e sua capacidade de operação em solo, realizando o mesmo procedimento de teste proposto para o futuro teste em microgravidade a bordo de um foguete suborbital. Com a qualificação da plataforma experimental e posterior realização de voo suborbital, espera-se consolidar o conhecimento sobre o comportamento dos tubos de calor em circuito em condições de

microgravidade, contribuindo para o avanço de tecnologias de dispositivos bifásicos, com potencial aplicação em satélites de sensoriamento remoto, aviônicos e sistemas de defesa.

V. AGRADECIMENTOS

O primeiro autor expresso seus sinceros agradecimentos à professora Dra. Marcia Barbosa Henriques Mantelli, pela orientação dedicada e pelo suporte fundamental ao longo deste projeto. Sua experiência e incentivo foram essenciais para o desenvolvimento deste trabalho.

Agradece também à Universidade Federal de Santa Catarina (UFSC) e ao Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE) pelo apoio institucional e pela concessão da bolsa do Programa Institucional de Bolsas de Iniciação Científica (PIBIC), que tornou possível a realização desta pesquisa.

O autor é grato à orientadora, Dra. Valéria Leite, pela orientação constante, pelas valiosas correções e pelo incentivo contínuo. Sua dedicação e paciência foram muito importantes para meu crescimento acadêmico e pessoal.

O autor ainda registra sua sincera gratidão à Dra. Larissa Krambeck, pela orientação técnica e suporte durante todas as etapas do projeto, e ao pesquisador Me. Kelvin Guessi Domiciano, pelas contribuições relevantes, apoio constante e discussões enriquecedoras.

Por fim, o primeiro autor agradece ao Laboratório de Tubos de Calor (LABTUCAL) da UFSC pelo ambiente de pesquisa, infraestrutura e suporte disponibilizados ao longo do desenvolvimento deste trabalho.

REFERÊNCIAS

- [1] M. B. H. Mantelli, *Thermosyphons and Heat Pipes: Theory and Applications*. Cham, Switzerland: Springer, 2021.
- [2] M. Chavhan, P. K. Singh, "Enhancing heat pipe performance through hybrid wick structures: Balancing pore size and permeability", *Applied Thermal Engineering*, vol. 256, 2024.
- [3] Z. Zhang, R. Zhao, Z. Liu, W. Liu, "Application of biporous wick in flat plate loop heat pipe with long heat transfer distance", *Applied Thermal Engineering*, vol. 184, 2021.
- [4] K. V. Paiva, "Comportamento Térmico em Gravidade e Microgravidade de Mini Tubos de Calor do Tipo Fios-Placas", *Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) – Universidade Federal de Santa Catarina, Florianópolis, SC, Brasil, 2007*.
- [5] K. V. Paiva, M. B. H. Mantelli, e L. K. Slongo, "Experimental Testing of Mini Heat Pipes Under Microgravity Conditions Aboard a Suborbital Rocket", *Aerospace Science and Technology*, vol. 45, pp. 367–375, setembro 2015.
- [6] K. G. Domiciano, L. Krambeck, and K. V. de Paiva, "Pulsating Heat Pipe Experiments for Microgravity Sounding Rocket Tests," in *Proc. 54th AIAA Thermophysics Conference*, Orlando, FL, USA, 2023.
- [7] Z. Zhang, X. Wang, Y. Yan, "A review of the state-of-the-art in electronic cooling", *E-Prime - Advances in Electrical Engineering, Electronics and Energy*, vol. 1, 2021.
- [8] K. G. Domiciano et al., "Evaluation of PCM Based Thermal Energy Storage System for Future Microgravity Experiments," in *Proc. ENCIT 2024 – 19th Brazilian Congress of Thermal Sciences and Engineering*, Bento Gonçalves, Brazil, 2024.
- [9] J. P. F. Mera, "Análise da transferência de calor e massa em um tubo de calor em circuito em cobre", *Tese (Doutorado em Engenharia Mecânica) – Universidade Federal de Santa Catarina, Florianópolis, SC, 2016*.
- [10] W. d. M. Moura, "Contribuições inovadoras no desenvolvimento de uma plataforma inteligente e de baixo custo para experimentos suborbitais", *Tese (Doutorado em Ciências e Tecnologias Espaciais) – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, Brasil, 2025*.