



Ministério da
**Ciência, Tecnologia
e Inovação**



sid.inpe.br/mtc-m19/2013/05.06.16.42-NTC

DOC 200/1- OPERAÇÃO MARACATI - VSB-30.

Chen Ying An,
Irajá Newton Bandeira,
César Boschetti,
Manuel Francisco Ribeiro,
Júlio César Peixoto,
Rafael Cardoso Toledo

Nota Técnica.

URL do documento original:
<<http://urlib.net/8JMKD3MGP7W/3E3SJJL>>

INPE
São José dos Campos
2013

PUBLICADO POR:

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE

Gabinete do Diretor (GB)

Serviço de Informação e Documentação (SID)

Caixa Postal 515 - CEP 12.245-970

São José dos Campos - SP - Brasil

Tel.:(012) 3208-6923/6921

Fax: (012) 3208-6919

E-mail: pubtc@sid.inpe.br

CONSELHO DE EDITORAÇÃO E PRESERVAÇÃO DA PRODUÇÃO INTELLECTUAL DO INPE (RE/DIR-204):

Presidente:

Marciana Leite Ribeiro - Serviço de Informação e Documentação (SID)

Membros:

Dr. Antonio Fernando Bertachini de Almeida Prado - Coordenação Engenharia e Tecnologia Espacial (ETE)

Dr^a Inez Staciarini Batista - Coordenação Ciências Espaciais e Atmosféricas (CEA)

Dr. Gerald Jean Francis Banon - Coordenação Observação da Terra (OBT)

Dr. Germano de Souza Kienbaum - Centro de Tecnologias Especiais (CTE)

Dr. Manoel Alonso Gan - Centro de Previsão de Tempo e Estudos Climáticos (CPT)

Dr^a Maria do Carmo de Andrade Nono - Conselho de Pós-Graduação

Dr. Plínio Carlos Alvalá - Centro de Ciência do Sistema Terrestre (CST)

BIBLIOTECA DIGITAL:

Dr. Gerald Jean Francis Banon - Coordenação de Observação da Terra (OBT)

REVISÃO E NORMALIZAÇÃO DOCUMENTÁRIA:

Marciana Leite Ribeiro - Serviço de Informação e Documentação (SID)

Yolanda Ribeiro da Silva Souza - Serviço de Informação e Documentação (SID)

EDITORAÇÃO ELETRÔNICA:

Maria Tereza Smith de Brito - Serviço de Informação e Documentação (SID)

Luciana Manacero - Serviço de Informação e Documentação (SID)



Ministério da
**Ciência, Tecnologia
e Inovação**



sid.inpe.br/mtc-m19/2013/05.06.16.42-NTC

DOC 200/1- OPERAÇÃO MARACATI - VSB-30.

Chen Ying An,
Irajá Newton Bandeira,
César Boschetti,
Manuel Francisco Ribeiro,
Júlio César Peixoto,
Rafael Cardoso Toledo

Nota Técnica.

URL do documento original:
<<http://urlib.net/8JMKD3MGP7W/3E3SJJL>>

INPE
São José dos Campos
2013

LISTA DE FIGURAS

	<u>Pág.</u>
2.1 Forno nas posições inicial e final durante o experimento.	7
2.2 Unidade de Controle Eletrônico (UCE) para acionamento do motor de movimentação do forno e armazenamento de dados em <i>data-logger</i> durante voo. Este módulo fica ao lado do forno no módulo espacial. .	7
2.3 Unidade de Controle de Temperatura do forno antes do lançamento, contendo o comando de inicialização do <i>data-logger</i> para aquisição de dados durante o voo e o acionamento remoto da fonte DC. No detalhe temos as diversas conexões que vão do módulo, alocado na casamata, para o cordão umbilical do veículo lançador.	8
2.4 Fonte DC para energização, via cordão umbilical, do forno na fase de pré-lançamento.	8
2.5 Carregador/Movimentador.	9
2.6 Resistência de Teste.	9
2.7 Ensaio térmico numa réplica de laboratório do Módulo de Experimentos, medindo quatro temperaturas: amostra no interior do forno (TA), parede externa do forno (TP), parede externa do sistema (TE) e interior do módulo (TM).	11
2.8 Temperatura no interior do módulo de Experimentos (TM). Considerou-se o desligamento/lançamento 30 minutos após o ligamento do forno.	12
3.1 Diagrama elétrico da ligação do equipamento no cordão umbilical. . .	18
7.1 Matriz de Risco.	26
3.1 Corte da montagem do elemento aquecedor da facilidade FORMU. . .	45
3.2 Componentes mecânicos da facilidade FORMU.	47
3.3 Componentes mecânicos da facilidade FORMU.	47
3.4 Componentes mecânicos da facilidade FORMU.	48
3.5 Componentes mecânicos da facilidade FORMU.	49
4.1 Diagrama de blocos do sistema elétrico.	51
4.2 Diagrama elétrico da ligação entre as partes e no cordão umbilical. . .	52
4.3 Controlador de temperatura. (a) painel frontal; e (b) painel traseiro. . .	53
4.4 Circuito elétrico interno do FORNO.	54

4.5	Circuito elétrico dos amplificadores dos termopares e ligações do Log-Box interno.	54
4.6	Circuito elétrico interno do CARREGADOR BATERIA MOTOR.	55
4.7	Desenho do módulo eletrônico UCE (torre) do experimento SLM.	55
4.8	Foto externa da UCE e diagrama com a posição relativa interna das partes.	56
4.9	Circuito elétrico da ligação do conversor de tensão-corrente NTx.	57
4.10	Circuito elétrico da placa de controle da movimentação do forno.	57
4.11	Circuito elétrico da interligação interna na UCE.	58
4.12	Circuito elétrico da interligação geral.	60
4.13	1. Lay-outs das placas de circuito impresso. (a) Placa de circuito impresso dos amplificadores; e (b) Placa de circuito impresso do controle da movimentação do forno.	63

LISTA DE TABELAS

	<u>Pág.</u>
2.1 Principais componentes e dados físicos do Experimento SLM.	10
6.1 Itens de Verificação.	23
10.1 Cronograma de preparo da documentação e desenvolvimento das atividades.	31
1.1 Compilação dos dados do documento 200.	33
1.2 Resumo dos dados.	33
2.1 Preparação de documentos.	40
2.2 TABELA MESTRE.	41
2.3 TABELA MESTRE - SUSPENSÃO 1.	43
2.4 TABELA MESTRE - SUSPENSÃO 2.	43
2.5 TABELA MESTRE - ABORTAMENTO.	44
4.1 Lista de cabos do circuito elétrico da interligação interna na UCE.	59
4.2 Conector DB15S da UCE.	61
4.3 Conector DB9S da UCE.	62
4.4 Conector DB25S da UCE.	62
4.5 Conector DB15S do FORNO.	63

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

AEB	–	Agência Espacial Brasileira
DT	–	Descrição Técnica
EGSE	–	<i>Electrical Ground Support Equipment</i>
ET-EQ	–	Especificação Técnica do Equipamento
ET-EX	–	Especificação Técnica do Experimento
IAE	–	Instituto de Aeronáutica e Espaço / CTA
INPE	–	Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
MGSE	–	<i>Mechanical Ground Support Equipment</i>
N/A	–	Não Aplicável
RP	–	Responsável Principal pelo Experimento
SLM	–	Solidificação da Liga PbSn em Microgravidade
UCE	–	Unidade de Controle Eletrônico

SUMÁRIO

	<u>Pág.</u>
1 INTRODUÇÃO	1
1.1 Apresentação geral	1
1.2 Identificação do experimento	1
1.3 Identificação da instituição	2
1.4 Identificação do pesquisador principal e da equipe do experimento . .	2
1.4.1 Responsável principal (PI) e experimentador	2
1.4.2 Desenvolvedor do projeto e experimentador	2
1.4.3 Desenvolvedor dos módulos eletrônicos	2
1.4.4 Desenvolvedor dos módulos mecânicos	3
1.5 Enquadramento do experimento no programa microgravidade da AEB	3
2 COMPOSIÇÃO DO EXPERIMENTO	5
2.1 Objetivos do experimento sob condições de microgravidade	5
2.2 Descrição técnica do experimento	6
2.3 Requisitos do experimento para a plataforma de microgravidade . . .	10
2.4 Requisitos do experimento em solo	12
3 OPERAÇÃO DO EXPERIMENTO	15
3.1 Operação do experimento em solo	15
3.2 Operações do experimento frente à cronologia de lançamento	17
4 REQUISITOS DE SOFTWARE E SUPORTE DE INFORMÁTICA	19
5 EQUIPAMENTOS DE TESTES PREPARATÓRIOS EM SOLO	21
6 REQUISITOS E MATRIZ DE VERIFICAÇÃO, PROCEDIMENTO GE- RAL DE TESTE DE ACEITAÇÃO	23
7 SEGURANÇA	25
7.1 Matriz de risco	25
8 ACOMODAÇÃO E INSTALAÇÃO DO EXPERIMENTO	27
8.1 Instalação	27
8.1.1 Instalação no quadro 2	27

8.1.2	Utilização do carregador de baterias / movimentador do forno (CBMF)	27
8.1.3	Aquecimento do forno	28
8.1.4	Desligamento do Forno	28
9	RESGATE DO EXPERIMENTO	29
10	CRONOGRAMA DO EXPERIMENTO	31
	ANEXO 1 - COMPILAÇÃO DOS PARÂMETROS DO EXPERIMENTO SLM	33
	ANEXO 2 - SEQUÊNCIA DE ATIVIDADES NA CRONOLOGIA DE LANÇAMENTO	35
2.1	Panorama da operação (a ser tomado como referência)	35
2.1.1	Atividades no pré-vo	35
2.1.2	Voo	36
2.1.3	Atividades de pós-vo	39
2.2	Sequência de atividades dos Experimentos	40
2.2.1	Sequência de Atividades do Experimento SLM	40
	ANEXO 3 - DETALHAMENTO DO PROJETO MECÂNICO DA FACILIDADE FORMU	45
3.1	Partes mecânicas do forno elétrico	45
	ANEXO 4 - DETALHAMENTO DO PROJETO ELETRÔNICO DA FACILIDADE FORMU	51
4.1	Diagrama de blocos	51
4.2	A UCE	55
4.3	Especificação Técnica dos Componentes Eletrônicos	63

1 INTRODUÇÃO

Voltado ao segmento de foguetes de sondagem do Programa Microgravidade da AEB, este documento é constituído pela versão integrada do documento de especificação técnica de Experimento (documento 200) e dos documentos das informações relativas à documentação da série 200.

Apresenta uma visão geral do projeto final do Experimento, contendo seu objetivo; sua descrição; sua especificação técnica; seus requisitos técnicos; seu manual de operação e de manutenção; seu programa de testes de qualificação; sua análise de risco/segurança; seus diagramas elétricos; seus desenhos mecânicos e de interface; e seus requisitos operacionais e funcionais em solo, voo e pós-voo.

Com o intuito de uma rápida visualização deste documento o Anexo 1 deverá trazer uma compilação atualizada dos dados mais relevantes do Experimento.

Esta documentação (em conjunto com a dos relatórios de testes de qualificação ou de aceitação efetuados por uma instituição autorizada - IAE ou INPE - e das análises funcional, operacional e de segurança/risco do Experimento pelo IAE, pela AEB e pelo Campo de Lançamento) será objeto de apreciação na Revisão de Aceitação de Voo (RAV) de Experimentos.

1.1 Apresentação geral

O presente experimento designado por SLM - Solidificação da Liga PbSn em microgravidade, pretende estudar a solidificação de uma liga eutética em ambiente de microgravidade, na ausência dos fluxos convectivos e dos efeitos de sedimentação. Este experimento será realizado juntamente com o experimento SLET (Influência da Microgravidade na Solidificação da liga Eutética de PbTe, que é uma repetição da solidificação feita no 2º AO) com a utilização de um único forno multiusuário (FORMU) desenvolvido no INPE e que já participou de 2 missões de voos suborbitais (Operações Cumã I em 2002 e Cumã II em 2007).

1.2 Identificação do experimento

Para a identificação do Experimento será adotado o seguinte esquema:

MARACATI-SLM-PF

onde MARACATI é o nome da missão, SLM é o acrônimo do Experimento e PF representa a designação do modelo do Experimento, de acordo com a seguinte codificação:

- QM é o Modelo de Qualificação;
- PF é o Modelo *Protoflight* (protótipo de qualificação que servirá para voo); e
- FM é o Modelo de Voo.

1.3 Identificação da instituição

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE

1.4 Identificação do pesquisador principal e da equipe do experimento

1.4.1 Responsável principal (PI) e experimentador

Dr. Chen Ying An

INPE - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais

LAS - Laboratório Associado de Sensores e Materiais

Tel.: + 55 12 3945 6580

Fax: + 55 12 3945 6717

E-mail: chen@las.inpe.br

1.4.2 Desenvolvedor do projeto e experimentador

Dr. César Boschetti

INPE - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais

LAS - Laboratório Associado de Sensores e Materiais

Tel.: + 55 12 3945 6697

Fax: + 55 12 3945 6717

E-mail: cesar@las.inpe.br

1.4.3 Desenvolvedor dos módulos eletrônicos

Eng. Manuel Francisco Ribeiro

INPE - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais

LAS - Laboratório Associado de Sensores e Materiais

Tel.: + 55 12 3945 6530

Fax: + 55 12 3945 6717

E-mail: manuel@las.inpe.br

1.4.4 Desenvolvedor dos módulos mecânicos

Téc. Júlio César Peixoto

INPE - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais

LAS - Laboratório Associado de Sensores e Materiais

Tel.: + 55 12 3945 6673

Fax: + 55 12 3945 6717

E-mail: peixoto@las.inpe.br

1.5 Enquadramento do experimento no programa microgravidade da AEB

Identificação do Anúncio de Oportunidade (AO) do Experimento: 3º AO.

2 COMPOSIÇÃO DO EXPERIMENTO

2.1 Objetivos do experimento sob condições de microgravidade

A experiência consiste na solidificação em ambiente de microgravidade de uma liga metálica eutética de telureto de estanho (PbSn). Antes do lançamento o material é fundido e mantido aquecido no solo em uma região do forno com temperatura controlada de 500 °C, alimentado por meio do cordão umbilical do foguete.

Após o lançamento a temperatura do forno é mantida por inércia térmica e, no início da trajetória em microgravidade, um motor elétrico alimentado por baterias próprias de NiCd, cujo funcionamento temporizado pré-programado é iniciado a partir do sinal de microgravidade, faz o deslocamento axial do forno para que a amostra, fixa em relação ao sistema completo, fique na região fria do forno, proporcionando um rápido resfriamento. A temperatura do experimento é monitorada por dois sinais enviados por telemetria à base no solo e por um *data-logger* interno para armazenamento dos dados.

A regularidade de microestruturas cristalinas de ligas polifásicas como a deste experimento é influenciada pelos efeitos da gravidade durante a solidificação das ligas, uma vez que estes materiais apresentam constituintes com diferentes densidades, sujeitos aos fenômenos de sedimentação e de convecção. Em ambiente de microgravidade é possível suprimir estes efeitos, permitindo a obtenção de materiais com maior regularidade na sua microestrutura, resultando em uma distribuição uniforme das fases em uma estrutura ordenada de larga escala. Várias solidificações serão feitas em solo e comparadas com a obtida em microgravidade na facilidade FORMU já utilizada nas missões Cumã I e II, reprojeta para a presente missão, e que consiste num forno tubular compacto multiusuário. Os detalhes mecânicos da facilidade Multiusuário, FORMU, encontra-se no anexo 3.

O nível de gravidade de 10^{-3} g, fornecido pela plataforma suborbital do IAE, é suficiente para causar uma grande predominância das correntes de convecção de Marangoni sobre as correntes convectivas e constitucionais sob gravidade normal, que é o objeto de estudo deste projeto. Não se prevê alterações no resultado do experimento de solidificação rápida, devido às acelerações espúrias. Não se espera a ocorrência de transientes nesta fase do voo e as acelerações quase-estáticas são desprezíveis. Mesmo acelerações vibratórias de até 10^{-2} g entre 0,1 e 300 Hz, são toleráveis, não causando maiores distúrbios ao experimento.

2.2 Descrição técnica do experimento

O ponto de fusão da liga eutética PbSn é de 183 °C, deste modo, na fase de pré-lançamento, por causa do ponto de fusão do PbTe ser de 411 °C (experimento SLET do 2° AO) a temperatura do forno será elevada até a 500 °C, com alimentação elétrica através do cordão umbilical, por cerca de 30 minutos, antes do lançamento. O forno será desligado 10 segundos antes do lançamento. Ao entrar no regime de microgravidade, utilizando o sinal de microgravidade da plataforma suborbital, um motor elétrico interno alimentado por baterias de NiCd próprias, fará o forno ser transladado axialmente de 80 mm, deixando a amostra fixa no sistema, em uma região fria para o resfriamento.

A aquisição de dados durante o voo se resumirá na medida da temperatura versus tempo, por dois termopares fixos ao longo das amostras, cujos sinais serão enviados por telemetria. Também será instalado um *data-logger* interno para registro desses mesmos dados. A Figura 2.1 abaixo mostra o forno em sua posição durante o lançamento e em seguida na posição final após entrar em microgravidade. A Unidade de Controle Eletrônico (UCE), contendo o controle do motor DC, as baterias de NiCd e o *data-logger* encontra-se na Figura 2.2 e a Unidade de Controle de Temperatura (UCT) do forno antes do lançamento que também abriga o controle de inicialização do *data-logger* e o acionamento remoto da Fonte DC é mostrado na Figura 2.3. Os detalhes do projeto mecânico completo do sistema FORMU podem ser vistos no Anexo 3 e o projeto eletrônico do Anexo 4. A Fonte DC, o Carregador/Movimentador do Forno e a Resistência de teste encontram-se respectivamente nas Figuras 2.4, 2.5 e 2.6.

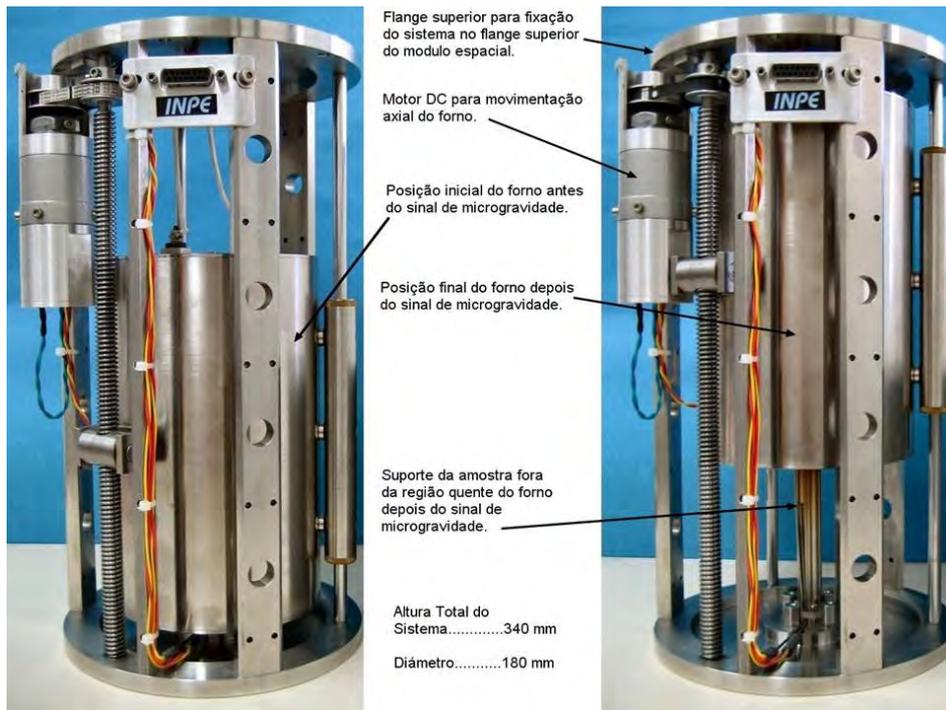


Figura 2.1 - Forno nas posições inicial e final durante o experimento.

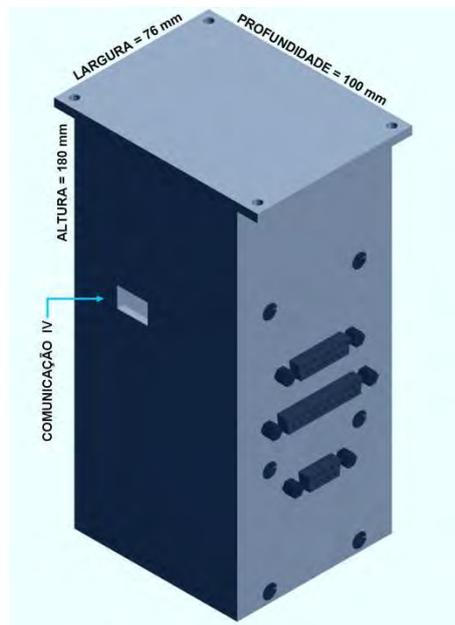


Figura 2.2 - Unidade de Controle Eletrônico (UCE) para acionamento do motor de movimentação do forno e armazenamento de dados em *data-logger* durante voo. Este módulo fica ao lado do forno no módulo espacial.



Figura 2.3 - Unidade de Controle de Temperatura do forno antes do lançamento, contendo o comando de inicialização do *data-logger* para aquisição de dados durante o voo e o acionamento remoto da fonte DC. No detalhe temos as diversas conexões que vão do módulo, alocado na casamata, para o cordão umbilical do veículo lançador.



Figura 2.4 - Fonte DC para energização, via cordão umbilical, do forno na fase de pré-lançamento.



Figura 2.5 - Carregador/Movimentador.



Figura 2.6 - Resistência de Teste.

O módulo suborbital deve acomodar o sistema FORMU e a Unidade de Controle Eletrônico (UCE) contendo o controle do motor, as baterias de NiCd e o *data-logger* para aquisição de dados. Os principais dados físicos dos equipamentos do experimento estão apresentados na Tabela 2.1.

Tabela 2.1 - Principais componentes e dados físicos do Experimento SLM.

Item	Identificação	Descrição	Dimensões (mm)	Massa (kg)	Localização
01	Figura 2.1	Forno	ϕ 180 x 340	9,590	VSB-30
02	Figura 2.2	Unidade de Controle Eletrônico - UCE	75 x 210 x 100	1,615	VSB-30
03	Figura 2.3	Unidade de Controle de Temperatura - UCT	240 x 123 x 174	1,540	Casamata
04	Figura 2.4	Fonte DC	177 x 483 x 406	30,000	Quadro 2
05	Figura 2.5	Carregador/Movimentador do Forno - CBMF	150 x 108 x 125	0,865	Preparação Carga Útil
06	Figura 2.6	Resistência de Teste	ϕ 93 x 153	0,655	Preparação Carga Útil

A potência elétrica de aquecimento - cerca de 450 W - será obtida através da fonte DC (500 mm de comprimento, 600 mm de largura e 200 mm de altura) via cordão umbilical, para aquecimento interno até 500 °C. Na fase de microgravidade, será necessária energia apenas para o acionamento de um motor DC de 10 W, durante 9 segundos para o deslocamento do forno. Esta energia será fornecida por baterias de NiCd alojadas no módulo da Figura 2.2. A alimentação do sistema de aquisição de dados por *data-logger* e telemetria serão também feitos por baterias próprias do experimento, também alojadas no módulo da Figura 2.2, sendo feita uma medida de temperatura por termopar a cada segundo. O tempo de microgravidade estimado é de cerca de 6 minutos, e será necessário um único sinal de comando para o acionamento do temporizador do motor que deslocará o forno.

2.3 Requisitos do experimento para a plataforma de microgravidade

Os gráficos das Figuras 2.7 e 2.8 mostram as medidas realizadas em uma réplica do módulo de experimentos, feita com um cilindro de metal fechado de 40 cm de diâmetro e 35cm de altura. O forno protótipo de laboratório foi colocado próximo a lateral do cilindro e a temperatura da amostra (TA) foi elevada até 1058 °C, partindo da temperatura ambiente de 23 °C, condição bem acima da que será utilizada no experimento que é de apenas 500 °C. O forno foi desligado 30 minutos após seu ligamento. Foram medidas as temperaturas da parede externa do forno (TP), da parede externa da estrutura (TE), e a temperatura interna do módulo de

experimentos (TM). A temperatura máxima atingida no interior do módulo foi de 51 °C depois de 80 minutos do ligamento do forno, isto é, quando a plataforma já estaria a cerca de 40 minutos na água. No período previsto para microgravidade a temperatura foi de 30 °C e na amerissagem de 33 °C. No teste feito na réplica de laboratório do módulo de experimentos não foi considerado seu acoplamento superior e inferior com outras partes da plataforma, que iriam diminuir sua temperatura dissipando o calor por condução. Apesar de o forno Multiusuário FORMU estar longe de uma condição de temperatura que possa vir a causar problemas em outros experimentos que venham a compartilhar o mesmo módulo, estamos trabalhando em um aprimoramento da isolamento térmica, objetivando que, no futuro, o forno possa ser usado com experimentos que requeiram temperaturas mais altas.

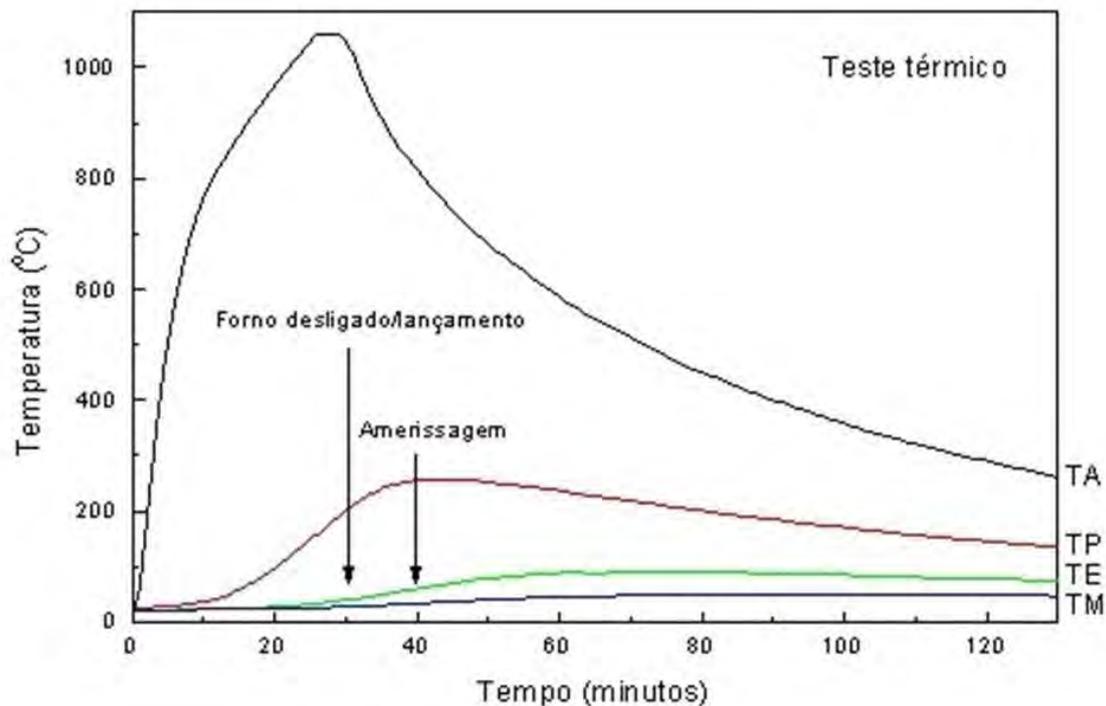


Figura 2.7 - Ensaio térmico numa réplica de laboratório do Módulo de Experimentos, medindo quatro temperaturas: amostra no interior do forno (TA), parede externa do forno (TP), parede externa do sistema (TE) e interior do módulo (TM).

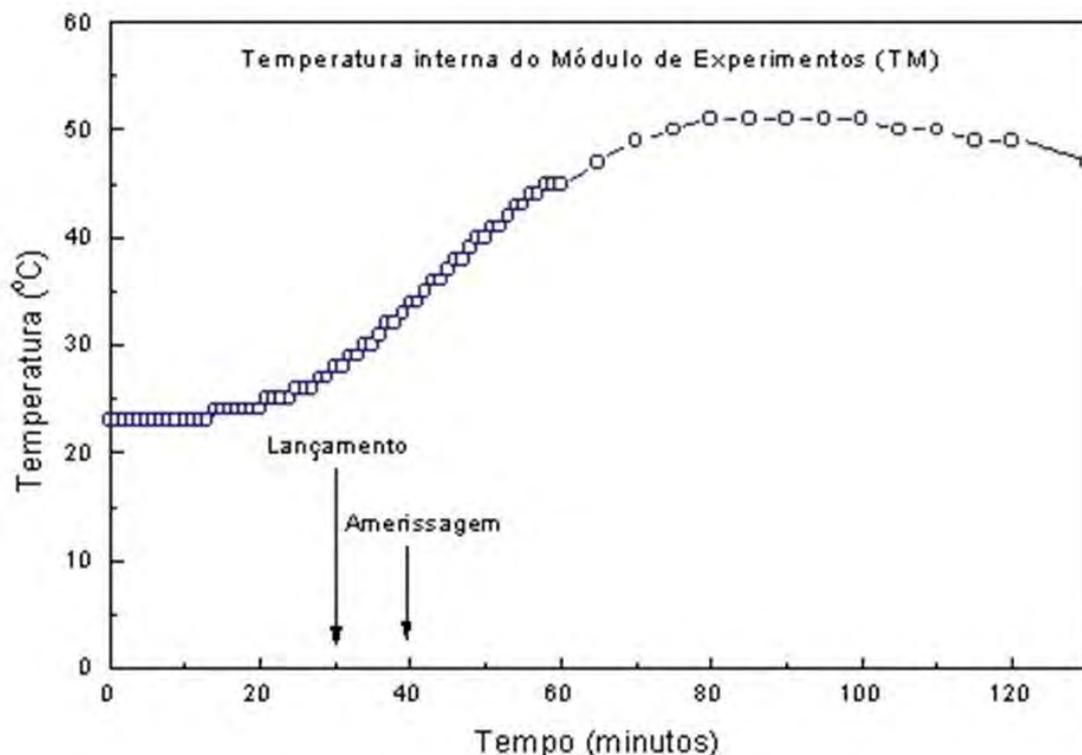


Figura 2.8 - Temperatura no interior do módulo de Experimentos (TM). Considerou-se o desligamento/lançamento 30 minutos após o ligamento do forno.

2.4 Requisitos do experimento em solo

A campanha de um voo suborbital passa por várias atividades a serem cumpridas até o dia do lançamento, envolvendo, no total, algumas centenas de pessoas, incluindo técnicos, engenheiros e pesquisadores, além do apoio logístico da Aeronáutica e da Marinha.

De acordo com o cronograma a ser estabelecido para a missão, inicialmente deverá ser feita a montagem da parte terrestre do experimento, compreendendo os módulos de potência que ficam no SPL (Setor de Preparação e Lançamento), local que inclui a Casamata (ACAV-Ações do Controle Avançado), e a PPCU (Preparação da Carga Útil). Na Casamata deverão ficar os fios do cordão umbilical, da fonte DC (localizada no quadro 2 próximo à plataforma de lançamento), e do controlador de temperatura, como ilustrado pelo diagrama da Figura 9 adiante.

Alguns testes iniciais com uma resistência de teste mostrada na Figura 2.6, poderão ser feitos para verificar o funcionamento dos módulos de potência e controle. É necessário também a realização de um teste com o próprio forno do experi-

mento já instalado no foguete.

Durante os testes, o forno instalado no módulo suborbital deverá ser aquecido até cerca de 100 °C com a fonte DC ligada em baixa potência, procurando observar se o controlador, *data-logger* e o sinal para a telemetria dos termopares instalados no experimento estão funcionando corretamente.

A simulação do sinal de microgravidade para testes deverá ser avisada com antecedência, uma vez que o sistema de controle possui uma chave para evitar o deslocamento do forno que é inicializado por esse sinal. Se ocorrer a movimentação do forno, obrigatoriamente, deverá ser providenciado o acesso ao módulo suborbital para o retorno do forno à sua posição original mostrada na Figura 2.1.

3 OPERAÇÃO DO EXPERIMENTO

3.1 Operação do experimento em solo

O experimento irá necessitar de 450 W de potencia, para energizar o forno na fase pré-voo através do cordão umbilical com uma tensão de 110 VDC e corrente de 4 A. Como os fios do cordão umbilical são do tipo AWG20 (que suportam corrente de até 1,5 A) serão necessários 2 conjuntos de cabos com 3 fios cada para a alimentação do forno. O controlador de temperatura será colocado na casamata e a fonte DC no Quadro 2, próximo ao lançador. Além disto, um termopar tipo K de controle da temperatura do forno, operando no modo corrente, necessitará de mais um par de fios do cordão umbilical. Finalmente, deveremos ter também provisão de mais 6 fios, 2 para desabilitar o movimento do forno, 2 para acionamento do *data-logger* e 2 para o LED indicador de operação do *data-logger*. Para a telemetria serão necessários 2 pares de canais analógicos. Também serão necessários 1 par de fios entre Casamata e Quadro 2, para acionamento remoto da fonte DC que fornece energia ao forno na fase de pré-lançamento.

O aquecimento do forno deverá ser ligado cerca de 30 minutos antes do lançamento e desligado no momento do lançamento. Dependendo das normas de segurança elétrica estabelecidas para a missão, o desligamento do forno poderá ocorrer no máximo a 10 segundos antes do lançamento. O Anexo 1 apresenta em detalhes todos os passos e procedimentos necessários ao experimento antes, durante e após o voo. Além da aquisição de dados de dois canais de telemetria, operando a 1 Hz cada, não existe nenhum outro requisito de solo e o experimento poderá ser abortado e religado a qualquer momento da casamata, desde que se provenha os devidos reajustes na contagem regressiva para que o forno possa ter sua temperatura de trabalho estabilizada novamente.

Durante as simulações necessárias para ajustes dos diversos parâmetros e tempos envolvidos nas várias atividades pré-lançamento, é desejável a realização de um teste completo com o forno e o módulo de controle, mas sem atingir a temperatura real de voo. Os responsáveis pelas experiências devem estar cientes das dificuldades de acesso aos módulos da carga útil, principalmente quando esta já está acoplada ao veículo na plataforma de lançamento. Para isso é importante o conhecimento dos momentos críticos existentes ao longo da contagem da cronologia de lançamento, para poder avaliar os riscos e as dificuldades de acesso ao experimento ou ao equipamento de suporte, seja de modo direto ou via conexão remota. Pela experiência anterior com a facilidade FORMU utilizada neste expe-

rimento SLM, temos como margem segura para a carga das baterias de NiCd do motor de movimentação do forno, um período de 15 dias. Se além deste tempo, se o lançamento não ocorrer, será necessário a abertura do módulo para recarga dessas baterias.

Também é importante que todos os experimentos envolvidos conheçam os detalhes de como são fechados e lacrados os módulos dos experimentos, se há pressurização ou não, as dificuldades para manipulação das conexões elétricas, os danos que podem ocorrer com muitas aberturas não programadas dos módulos.

Os testes de integração com todos os experimentos, com a presença obrigatória dos responsáveis, deve ser um imperativo e que sejam realizados com prazo suficiente para permitir correções, em caso de ocorrerem falhas mecânicas, vazamentos ou interferências eletromagnéticas causadas por incompatibilidades de impedâncias ou deficiência de blindagem eletromagnética.

As observações acima decorrem da experiência anterior de nossa equipe, e objetivam reforçar a importância da integração harmoniosa e completa de todas as equipes participantes, evitando-se que um experimento com deficiências de projeto ou operação venha a prejudicar as demais equipes e o bom andamento da missão. Em função das dificuldades encontradas em missões anteriores, foram realizados os seguintes aperfeiçoamentos no experimento SLM:

- Instalação de uma chave remota para inibir o deslocamento do forno, caso sejam feitas simulações do sinal de microgravidade antes do lançamento;
- Além dos sinais de telemetria, por razões de redundância e segurança, também foi instalado na unidade de controle eletrônico (UCE) um *data-logger* para armazenar todos os dados de temperatura do experimento durante a missão. Esse *data-logger* será acionado remotamente e o seu funcionamento será indicado por um LED no painel da unidade de controle de temperatura do forno;
- Instalação de uma chave na unidade de controle de temperatura que fica na casamata para acionamento elétrico da fonte DC que fica no quadro 2. Com isto evita-se a necessidade de intervenção humana no quadro 2 durante o pré-lançamento, ganhando-se tempo e aumentando o fator segurança.

3.2 Operações do experimento frente à cronologia de lançamento

As conexões elétricas do experimento estão mostradas conforme o diagrama da Figura 3.1, onde da UCE sai 2 conjuntos de fios, cada um com 3 fios AWG20 em paralelo para suportar uma corrente DC de 4 A para o conector da Plataforma de Experimentos (carga útil: - R_F - resistência do forno). Este conector vai pelo cordão umbilical para a Fonte DC no Pé do Lançador ($-E_0, +E_0$). O conector da fonte é composto de parafusos simples, ou seja, bastam 2 pontas de fios decapados. Também da UCE saem quatro pares de fios de baixa corrente que devem ser conectados ao conector da Plataforma de Experimentos, levados ao Pé do Lançador pelo cordão umbilical, e dali para a UCT na Casamata (NTX, chave de habilitação do forno, chave do *data-logger* e sinal do LED). Da Fonte DC mais um par de baixa corrente deve ser levado do Pé do Lançador até a Casamata (terminais R e A6(+)). A fonte DC (saída de 110 VDC, 4 A) é alimentada com 110 VAC (ou 220 VAC), com tomada tipo americana com pino terra. Os conectores para a ligação entre a Fonte DC (R, A6+) no Pé do Lançador e a UCT (Terminais: SINAL) na Casamata também são do tipo parafuso simples, bastando ter a pontas dos fios decapadas. A UCT necessita de uma tomada de 110 VAC na Casamata. Há necessidade de um pesquisador ficar na Casamata para operação da UCT. Os dois canais de telemetria necessitam ser em tempo real para acompanhar a evolução das temperaturas do experimento.

Um dia antes do lançamento poderá ser feito um teste de potência no Quadro 2, com uma resistência elétrica de teste igual à do forno, sem uso do cordão umbilical, com o comando e monitoração a partir da casamata.

Para a realização do experimento, 40 minutos antes do lançamento, a fonte de tensão DC no quadro 2 deve ser ligada remotamente, devendo permanecer energizada até o fim do lançamento. Durante a fase de preparação e simulação de contagem regressiva, a fonte também deverá ser ligada para que seja feito um rápido teste de funcionamento geral onde o forno será ligado e desligado rapidamente, o suficiente para observar um ligeiro aumento da sua temperatura (abaixo de 100 °C). Caso haja alguma necessidade de testar o sinal de microgravidade antes do lançamento, existe uma chave na Unidade de Controle de Temperatura (UCT) para evitar o deslocamento do forno. Se por algum motivo o forno for deslocado acidentalmente, será necessário o acesso ao módulo de experimentos para retornar o forno na sua posição inicial. Por isto é imprescindível que qualquer teste com sinal de microgravidade seja avisado com antecedência ao

operador da UCT na Casamata.

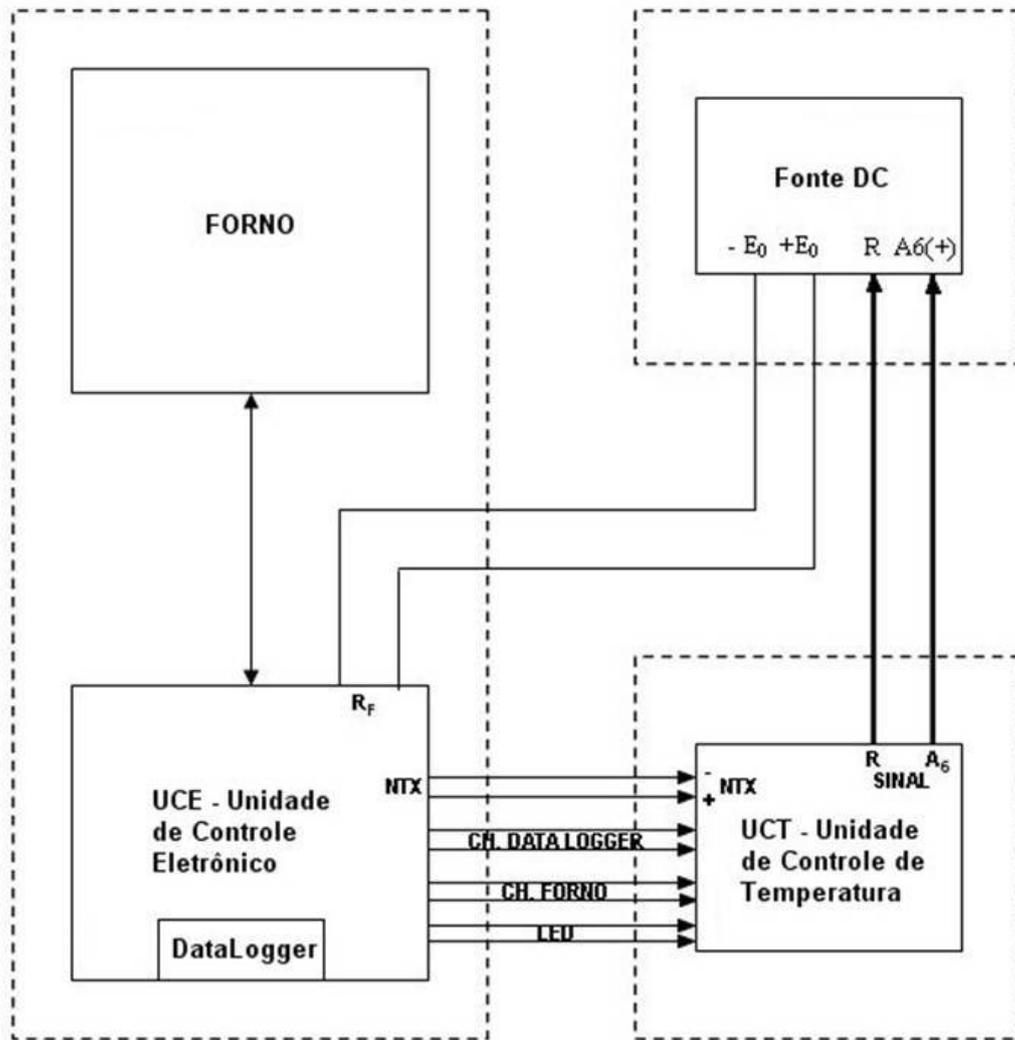


Figura 3.1 - Diagrama elétrico da ligação do equipamento no cordão umbilical.

O forno será ligado novamente a 30 minutos antes do lançamento, tempo necessário para a fusão da amostra do experimento SLM e estabilização da temperatura do forno. O forno será desligado 10 segundos antes do lançamento, permanecendo aquecido por inércia térmica durante o voo. O sinal de microgravidade inicializará o motor de deslocamento do forno, deslocamento este com duração pré-programada de 10 s, para permitir o rápido resfriamento da amostra fundida. Outros detalhes a respeito das operações do experimento encontram-se nas atividades da cronologia de lançamento (ANEXO 2).

4 REQUISITOS DE SOFTWARE E SUPORTE DE INFORMÁTICA

Iremos necessitar de uma conexão tipo USB para monitorar os dois canais de telemetria em tempo real, antes e durante o voo, por meio de um notebook junto à Unidade de Controle de Temperatura (UCT).

5 EQUIPAMENTOS DE TESTES PREPARATÓRIOS EM SOLO

Serão realizados a recarga das baterias de NiCd alojadas na Unidade de Controle Eletrônico (UCE), além de testes mecânicos e eletrônicos gerais com todo o sistema. Antes do lançamento será feito um teste de potência no Quadro 2, com uma resistência elétrica de teste similar à do forno, sem uso do cordão umbilical, mas com o comando e monitoração a partir da casamata.

6 REQUISITOS E MATRIZ DE VERIFICAÇÃO, PROCEDIMENTO GERAL DE TESTE DE ACEITAÇÃO

Os níveis dos parâmetros de testes ambientais de verificação da aptidão do Experimento estão apresentados no documento sobre ensaios ambientais, disponível no site <http://www.las.inpe.br/microg/>.

Tabela 6.1 - Itens de Verificação.

Verificação	Sim/Não	Observação
Verificação da Aparência Geral	Sim	
Verificação das Dimensões Gerais	Sim	
Verificação da Massa e Posição do Centro de Gravidade	Não	
Testes Funcionais do Experimento	Sim	
Verificação de Resistência de Isolação em Temperatura Nominal	Sim	
Verificação de Conectores	Sim	
Verificação de Aterramento	Sim	
Verificação de Isolação da Pinagem	Sim	
Verificação da Corrente Nominal	Sim	
Verificação da corrente <i>inrush</i>	Não	
Verificação dos Itens de Segurança	Sim	
Verificação do Acondicionamento do Experimento	Sim	
Testes de Compatibilidade Eletromagnética	Não	
Verificação da Compatibilidade com a Frequência Natural	Não	
Testes de Vibração (randômica e senoidal)	Sim	
Testes de Choque Mecânico	Não	
Ciclagem Térmica	Sim	
Testes de Alta Temperatura e Verificação de Corte	Não	
Testes de Umidade Relativa	Não	
Testes de Variação de Pressão	Não	
Testes de Vazamento	Não	

7 SEGURANÇA

O propósito da análise dos itens de Segurança é providenciar acesso completo às informações relacionadas ao Experimento pertinentes aos possíveis níveis de risco, para o Experimento ou para a Missão. Este item servirá de base para substanciar a aprovação do Experimento em termos de conformidade para os trabalhos de manuseio, sua instalação no veículo lançador e posterior participação no voo.

7.1 Matriz de risco

A Figura 7.1 a seguir apresenta uma matriz contendo itens envolvendo questões de segurança relacionadas ao Experimento, o seu manuseio, a sua acomodação no veículo lançador, o voo suborbital, o seu posterior resgate e os procedimentos subsequentes de entrega ao Pesquisador.

Nota: É obrigatória a inclusão de etiquetas de avisos segurança nas unidades do Experimento, se aplicável.

GRUPO DE RISCO / DESCRIÇÃO	APLICABILIDADE ("X", se aplicável)		DESCRIÇÃO DO RISCO	AÇÕES RECOMENDÁVEIS
	Do Experimento para o Ambiente	Do Ambiente para o Experimento		
GRUPO: MATERIAL				
Inoêndio				
Tóxico	X		Contém chumbo na liga	Evitar contato
Microbiológico				
Dependência do tempo cronológico				
Vazamento de material perigoso	X		Contém chumbo na liga	Evitar contato
GRUPO: ELETROMAGNÉTICO				
Choque elétrico	X		Fonte de tensão 110 VDC energizada no Quadro 2	Cuidado no manuseio da fonte e dos cabos.
Eleticidade estática				
Sobrecarga de corrente				
Alta tensão / Proteção contra alta tensão				
Radiação eletromagnética				
Manuseio de Risco				
Risco de reversão de corrente				
Risco de desprendimento de cablagem				
GRUPO: MECÂNICO				
Sistema pressurizado				
Partes soltas e/ou destacáveis				
Presença de pontas e/ou cantos vivos				
Presença de barreiras de proteção				
Presença de parafusos expostos				
Presença de partes externas expostas que apresentam riscos				
Tubulação exposta				
Partes móveis				
Riscos com peças frágeis				
GRUPO: FUNCIONALIDADE				
Risco de abertura de mecanismos				
Risco na geração de dados				
Riscos em funções controladas por computador				
GRUPO: TÉRMICO				
Falha do Experimento que pode causar aumento significativo da temperatura externa	X		Caso ocorram falhas nos controladores de temperatura principal e de reserva	Desligar a fonte DC
Falha do Experimento que pode causar aumento de pressão interna de dispositivos selados				
Contato com superfícies externas de alta ou muito baixa temperatura	X		No resgate o forno ainda estará muito quente	Evitar contato com o forno. Colocar etiqueta de alerta no lado externo do módulo.
GRUPO: OPERAÇÃO				
Risco sério por consequência de operação incorreta				
Falha por despressurização				
Falha por contato com água (de condensação ou salina)				
Perda da plataforma				

Figura 7.1 - Matriz de Risco.

8 ACOMODAÇÃO E INSTALAÇÃO DO EXPERIMENTO

Este capítulo apresenta os requisitos para a correta instalação do Experimento no Módulo suborbital do Foguete de Sondagem.

8.1 Instalação

8.1.1 Instalação no quadro 2

Nos terminais -E0 e +E0 da Barra de Programação Externa da Fonte de Tensão DC da Tectrol conectar o par de fios, do Cordão Umbilical do lançador, que vem da resistência do Forno, observando que esta conexão não tem polaridade.

Conectar o cabo NTX do Cordão Umbilical no terminal NTX do Controlador de Temperatura na Casamata, observando a polaridade. Conectar também os cabos que desabilitam o acionamento do forno, os cabos do sinal do LED e e os cabos de acionamento do *data-logger*.

Ligar o cabo de Sinal que vem do Controlador de Temperatura na Casamata nos terminais R e A6 da Barra de Programação Externa da Fonte de Tensão DC. Entre R e A6(+) deverá ser ligado um resistor de 510 Ω .

Ligar a Fonte de Tensão em 110 VAC (ou 220 VAC - ajuste no interior da fonte) e o Controlador de Temperatura em 110 VAC.

8.1.2 Utilização do carregador de baterias / movimentador do forno (CBMF)

Para carregar a bateria do Módulo de Controle: conectar o terminal externo de 5VDC do CBFM no conector DB-9, colocando a chave na posição BAT EXT. Conectar o transformador em 110 VAC ligando a chave geral. Para carregar as baterias internas do CBFM, necessárias para a movimentação manual do forno, colocar a chave na posição BAT INT.

Para movimentar o Forno: ligar o conector MOTOR no DB-15 do Forno.

Para subir ou descer o Forno, colocar a chave de inversão respectivamente em SUBIR ou DESCER, e acionar a chave LIGA/MOTOR.

ATENÇÃO: a movimentação do forno é manual e deve ser parada com o uso da chave LIGA/MOTOR.

Ao descer o Forno observar se o termopar #2 está bem junto ao tubo central para que o forno não o danifique durante a descida.

8.1.3 Aquecimento do forno

Medir a resistência instalada no forno (28 ω) e confirmar a inexistência de curtos-circuitos.

Zerar os potenciômetros de tensão e corrente da Fonte de Tensão no Quadro 2 e ligá-la.

Ligar o Controlador de Temperatura na Casamata. Todos os ajustes já foram pré-programados. Confirmar se SETPOINT=500 °C e RUN=NO.

Na Fonte de Tensão abrir totalmente a corrente (controles grosso e fino) e aumentar a tensão até o valor de teste (50 V, 2 A) e, após, até o valor máximo (110 V, 4 A).

No Controlador de Temperatura colocar RUN=YES.

Programação do controlador de temperatura pode ser vista no anexo 4.

TYPE=9 (4-20 mA, linearização tipo K) IO=5 (saída de corrente, pulso) IO (5)=11 (saída de controle analógica de 0 a 20 mA) PID: Pb=0.6 Ir=1.93 dt=6 ct=0.5 SET=500 °C

OBS.: Existem dois módulos de controle no Controlador de Temperatura com sets pré-programados idênticos. No caso de falha de um deles colocar as três chaves de comutação na direção do outro (iniciar com o controlador do lado direito).

8.1.4 Desligamento do Forno

Para desligar o Forno colocar RUN=NO no Controlador de Temperatura e desligá-lo. Na Fonte de Tensão zerar os potenciômetros de tensão e corrente e desligar a mesma.

9 RESGATE DO EXPERIMENTO

A recuperação do experimento é essencial para o sucesso do mesmo. As amostras são imprescindíveis para posterior análise microscópica e metalúrgica para comparação com os dados similares obtidos em solo. Sem a recuperação da carga o experimento e homologação final da facilidade FORMU não será possível. Vale salientar que é possível que o forno esteja ainda quente durante a operação de resgate, devendo a pessoa envolvida no resgate cuidar para não tocar diretamente no experimento.

10 CRONOGRAMA DO EXPERIMENTO

Tabela 10.1 - Cronograma de preparo da documentação e desenvolvimento das atividades.

Descrição		2008											
N.º	Doc. - Atividade	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11.	12
1	Doc.SLM-100					X	X						
2	Doc. SLM-100 Revisado								X				
3	Relatório e 2ª Revisão no IAE									X			
4	Doc.SLM-200								X	X	X		
5	Entrega projeto preliminar					X							
6	Desenvolvimento Modelo de eng. e qualificação				X	X	X	X	X	X	X		
7	Testes qualificação											X	X
8	Desenvolvimento modelo de voo						X	X	X	X	X	X	X
9	Certificação de aptidão para voo												X
Descrição		2009											
N.º	Doc. - Atividade	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11.	12
10	Testes ambientais de aceitação	X	X										
11	Entrega experimento de voo ao IAE		X										
12	Testes de Integração IAE-DLR												
13	Revisão de Aceitação da carga útil												
14	Campanha de lançamento												

ANEXO 1 - COMPILAÇÃO DOS PARÂMETROS DO EXPERIMENTO SLM

Tabela 1.1 - Compilação dos dados do documento 200.

COMPILAÇÃO DE DADOS DO DOCUMENTO 200 PARA EXPERIMENTOS SUBORBITAIS		
Foto do Experimento	Número AEB do Projeto:	SLM
	Sigla do Projeto:	SLM
	Denominação do Experimento:	Solidificação da Liga PbSn em Microgravidade
	Pesquisador Principal:	Dr. Chen Ying An
	Instituição:	INPE
	Descrição do Experimento:	Solidificação de uma liga eutética em microgravidade.

Tabela 1.2 - Resumo dos dados.

RESUMO DOS DADOS		
01	Denominação das unidades do Experimento	Unidade de Controle Eletrônico (UCE); Unidade de Controle de Temperatura (UCT); Forno (facilidade FORMU); Fonte DC; Carregador/Movimentador do forno; Resistência de Teste.
02	Peso de cada unidade do Experimento [kg]	UCE = 1,615; UCT = 1,540; Forno = 9,590; Fonte DC = 30; Carregador/Movimentador do forno = 0,865; Resistência de Teste = .
03	Dimensões de cada unidade do Experimento: C x L x H [mm] ou Ø x H [mm]	UCE = 100 x 76 x 180; UCT = 174 x 240 x 123; Forno = 9,590; Fonte DC = 180 x 340; Carregador/Movimentador do forno = 406 x 483 x 177; Resistência de Teste = 93 x 153.
04	Voltagem [V]	UCE - Baterias de 3,6 VDC; UCT = 110 V (Terra); Forno = 110 VDC (Terra) - 4,8 VDC em voo (motor); Fonte DC = 110/220 VAC; Carregador/Movimentador do forno = 110 VDC em Terra.

RESUMO DOS DADOS		
05	Amperagem [A]	UCE < 1 mA; UCT < 1 A; Forno = 4 A (dc) (Terra) - 2 A (dc) em voo (motor); Fonte DC = 4 A; Carregador/Movimentador do forno < 1 A (Terra).
06	Consumo elétrico [Wh]	UCE < 1 mWh; Forno = 450 Wh (Terra) - 10 Wh em voo (10s - motor);
07	Indicar origem de energia (ex.: bateria interna ou carga útil)	UCE - baterias internas; Forno = Fonte DC (Terra) - Baterias internas (voo).
08	Potência térmica dissipada [W]	UCE < 1 mW; Forno = 400 W
09	Designação da pinagem elétrica	ANEXO 4.
10	Taxa para telemetria [kbps]	
11	Disponibilização de sinal de <i>lift-off</i> para o Experimento	NÃO É NECESSÁRIO.
12	Disponibilização de sinal de microgravidade para o Experimento	SIM.
13	Duração e/ou especificação temporal de execução do Experimento	IGUAL AO INTERVALO DE MICROGRAVIDADE.
14	Necessidade de acesso tardio	NÃO.
15	Comunicação do Experimento com a casamata via umbilical (definir)	ANEXO 4.
16	Captação de dados durante o voo na casamata (definir)	SIM - 2 CANAIS USB PARA MONITORAÇÃO DE TEMPERATURAS VIA NOTEBOOK
17	Necessidade de recuperação do Experimento)	SIM.
18	Logística de Apoio ao Experimento no Campo (indicar)	ALOCAÇÃO DE EXPERIMENTADOR NA CASAMATA.
19	Periculosidade do Experimento (indicar e especificar o tipo, o produto ou ser vivo, cuidados e primeiros socorros em caso de acidente, cuidados no resgate etc.)	TEMPERATURA DO FORNO ACIMA DE 60 °C; CHUMBO EM AMPOLA SOB VÁCUO.
20	Equipe Técnica (informar os nomes)	Chen Ying An; Cesar Boschetti e Manuel F. Ribeiro.
21	Observações (outros importantes requisitos características operacionais e/ou unccionais etc.)	

ANEXO 2 - SEQUÊNCIA DE ATIVIDADES NA CRONOLOGIA DE LANÇAMENTO

Objetivo: Informar todas as atividades envolvidas com o Experimento durante uma operação de lançamento de uma plataforma MICROG por um veículo VSB-30.

Instituição: Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE

Pesquisador Responsável: Chen Ying An

Responsável pelas Informações: Chen Ying An

Data de preenchimento: 28 de Novembro de 2008

2.1 Panorama da operação (a ser tomado como referência)

Numerosas são as atividades e os eventos que concorrem para um lançamento, envolvendo desde o transporte de equipamentos, e de equipes geograficamente distribuídas, até a finalização da operação de lançamento.

Com o intuito de informar o pesquisador destas atividades, é descrito a seguir um panorama de operação de lançamento de caráter genérico.

Atividades de voo relativas ao Experimento resumem-se em qualquer atividade necessária envolvendo o Experimento, o hardware ou o ambiente de ensaio durante a operação de lançamento, desde a chegada ao CLA (Centro de Lançamento de Alcântara, MA) até o retorno a São José dos Campos, SP.

2.1.1 Atividades no pré-voo

Depois de se efetuarem uma série de verificações e montagens da plataforma e do veículo, as atividades de integração final iniciam com a colocação do propulsor do VS-31 (primeiro estágio) e do propulsor S-30 (segundo estágio) no trilho da plataforma (rampa) universal de lançamento no CLA.

O propulsor permanecerá em posição vertical na rampa de lançamento até o término das atividades de integração da plataforma de voo e do propulsor. Esta atividade será realizada com antecedência de cerca de um dia, ou até no máximo de aproximadamente de 5 a 7 horas, antes do voo.

Próximo ao lançamento, uma sequência de ensaios da rede elétrica e de telemetria serão realizados. Estes testes são efetuados com o veículo posicionado na

horizontal e posteriormente na vertical. Podendo nesta fase se ativar ou desativar a energia a bordo da plataforma e do umbilical, se necessário, podendo-se também testar o funcionamento dos relês responsáveis pelos sinais de *lift-off* e de microgravidade.

É instalado então o ignitor pirotécnico minutos antes do voo (os sistemas elétricos da plataforma serão desligados durante esta operação, os Experimentos poderão continuar ativos mediante permissão pelo IAE baseada em uma análise de risco prévia do Experimento. Neste caso, seu funcionamento ficará restrito ao uso de baterias próprias, devendo permanecer em um regime de latência durante esta atividade pirotécnica). É então interditado em definitivo o acesso de pessoas à rampa de lançamento.

A rampa de lançamento é posicionada no azimute e na elevação definidos para o voo, estando pronto o veículo para o lançamento

2.1.2 Voo

A marca de H0 segundos da contagem regressiva, será comanda a ignição do veículo que acionará o estágio propulsivo do veículo (motor S31). O veículo parte da rampa de lançamento perfazendo uma trajetória balística guiada em seu percurso inicial por trilhos. Com o início do deslocamento do veículo devido a largagem na rampa de lançamento ocorre a mudança de estado do sinal elétrico que poderá via a ser utilizado com marca de tempo auxiliar nos dispositivos dos Experimentos de microgravidade que tem eventos a serem acionados anteriormente ao sinal de microgravidade a ser dado pela plataforma (sinal de *lift-off*). Neste caso em particular, o dispositivo do experimentador deve iniciar uma contagem de tempo, por meio de contador interno, orientada a iniciar a fase de experimentação, e, após determinado instante, para finalizá-la ou inibi-la, preparando o Experimento para a reentrada da plataforma na atmosfera.

Após a largagem do trilho, o veículo adquire ao longo de sua fase atmosférica de voo uma rotação induzida inicialmente por micro-foguetes e posteriormente pela aerodinâmica nas empenas. Esta rotação é necessária à estabilização dinâmica do foguete e à redução da estimativa do ponto de impacto. O Experimento deve suportar, além do empuxo do veículo e da força centrífuga, também os níveis de vibração decorrentes das fases propulsadas de voo.

Ao finalizar a queima do segundo estágio propulsivo é induzida a redução do

rolamento no veículo através de um sistema de massas fixas a cabos (sistema YO-YO) que se desenrolam naturalmente num plano perpendicular à trajetória do veículo. Esse sistema, aumentando a inércia do veículo, reduzindo sensivelmente sua velocidade angular longitudinal em questão de décimos de segundo. Uma vez utilizado, o sistema YO-YO tem suas massas e cabos alijados do veículo.

Logo após o acionamento do sistema YO-YO, é realizada a separação da parte superior da coifa do veículo através de um sistema pirotécnico.

A liberação da parte superior da coifa se faz necessária uma vez que o sistema de recuperação da plataforma se encontra alocado em sua porção inferior. Após o alijamento da parte superior da coifa ocorrerá a separação da plataforma através da abertura de uma cinta de união no cone de interface entre o propulsor e a plataforma de voo. A separação do propulsor e da plataforma é realizada por um sistema de pistões pneumáticos. Uma vez que ainda se encontram, plataforma e motor, em fase atmosférica, a diferença das forças de arrasto entre o motor e plataforma promove o distanciamento final entre as partes. Uma vez separada, a plataforma seguirá sua trajetória balística, rumo ao apogeu da trajetória.

A atitude do veículo resultante da utilização do sistema YO-YO, a pouca atmosfera, e os pistões de separação são causas de perturbação de voo na plataforma induzindo pequenas velocidades angulares aleatórias nos eixos da plataforma. Como decorrência um sistema de controle de atitude se faz necessário visando zerar estas pequenas velocidades angulares, estabelecendo um ambiente estável e livre de acelerações residuais.

Este sistema de controle de atitude, efetuado através da injeção de gás frio (N_2), é acionado quando a plataforma se encontra em uma atmosfera extremamente rarefeita, em geral acima de 110 km de altitude. O sistema de controle de atitude melhora as condições de microgravidade da plataforma, sem este controle, a atitude aleatória da plataforma em relação ao seu centro de gravidade induz pequenas acelerações residuais piorando a qualidade do ambiente de microgravidade nas zonas gravitacionais mais distantes do centro de gravidade da plataforma.

A plataforma possui o seu ambiente de acelerações monitorado. Ela disponibilizará que um sinal proveniente dos girômetros sinalize aos Experimentos que a condição de microgravidade foi atingida (sinal de microgravidade). Este sinal promove uma mudança de estado do relê pela indicação de “estado de microgravidade”. Este relê permanecerá no mesmo estado durante todo o período de

microgravidade.

O sinal de *lift-off* é também baseado na mudança de estado de um relê. Este relê tem seu estado modificado no início da movimentação do veículo na rampa de lançamento pela abertura dos contatos do conector umbilical. Com base no sinal de *lift-off*, o experimento poderá estabelecer independente do voo ou da plataforma o seu próprio ciclo de atividades operacionais através de uma programação interna da sequência de atividades com base no tempo, caso o Experimento possua esta facilidade.

Neste caso, o elemento de referência dos tempos de início e fim de microgravidade é a trajetória nominal da plataforma de voo. Estes tempos só serão conhecidos após o balanceamento final do veículo, poucas semanas antes do início da operação. Assim, o contador de tempo do dispositivo irá ter a sua programação de voo realizada apenas após o balanceamento da plataforma de voo, ocasião que será estabelecida a trajetória nominal da plataforma.

O instante para a finalização dos Experimentos de microgravidade é obtido pela trajetória nominal da plataforma. Trata do último tempo em sua fase descendente acima de 110 km. A partir daí a atmosfera começa a influenciar a dinâmica de voo da plataforma.

Com o aumento da densidade atmosférica verificado no retorno da plataforma à Terra, são originadas forças de arrasto, perturbando o ambiente de microgravidade e orientando aos poucos a plataforma aerodinamicamente. A plataforma não é orientada a reentrar com ângulo de ataque nulo, ao contrário, é induzido uma manobra de *flat spin* (giro similar a um hélice) que reduz a velocidade da plataforma durante a reentrada.

Devido às características da atmosfera, se verifica um incremento rápido da densidade do ar nas altas camadas atmosféricas a medida que se aproxima da Terra. Esse aumento rápido de densidade cria uma resistência elevada ao movimento de avanço da plataforma caracterizando um choque (choque de reentrada). Decorre a partir deste ponto um regime aleatório de vibrações devido ao escoamento do ar. É típica para este breve momento uma faixa de temperatura de aproximadamente 55 °C à 60 °C na estrutura do Módulo de Experimentos.

A uma altitude próxima de 5500 m (18000 ft) são abertos sequencialmente os pára-quedas de arrasto e o principal induzindo desacelerações na plataforma de

8 g's de magnitude. Integrada ao pára-quadras principal, há um flutuador (boia) que é inflado aproveitando o deslocamento da massa de ar do pára-quadras principal. Aproximadamente 15 minutos são necessários para que a plataforma alcance o ponto de amerissagem.

Já em fase anterior ao voo, helicópteros ou até embarcações são deslocadas para o mais próximo do ponto de impacto nominal, dentro de uma zona de segurança, onde acompanham a trajetória final da plataforma para resgate.

De modo a evitar curtos-circuitos na amerissagem, pouco antes do final da trajetória, a plataforma desliga seus sistemas, deixando também de fornecer energia elétrica aos Experimentos dela dependentes.

Ao tocar o mar, a plataforma sofre um leve impacto, ficando parcialmente imersa e presa ao flutuador. A água do mar então inundará os módulos não herméticos, fazendo-a submergir. O flutuador mantém a plataforma segura, e emite um sinal de radio para facilitar o resgate. Durante todo o voo o ambiente de acelerações da plataforma é monitorado.

Informações via telemetria do Experimento podem ser enviadas da plataforma ao campo de lançamento, desde que: se tenha disponibilidade de canais; que o Experimento tenha compatibilidade com o sistema da plataforma; e, de que seja possível a disponibilização deste serviço pelo campo de lançamento.

2.1.3 Atividades de pós-voo

O resgate, de responsabilidade do Comando da Aeronáutica (COMAER), se fará içando a plataforma por helicóptero e a conduzindo à base auxiliar de operações montada no continente próximo ao local de impacto previsto. Lá deverá ser desmontada em seus módulos básicos e embarcada para o campo de lançamento onde será feita a entrega aos pesquisadores de seus dispositivos no menor tempo possível, face às operações realizadas.

Condições especiais necessárias à manutenção das propriedades do Experimento durante a fase de resgate (temperatura, luminosidade etc.), assim como instruções sobre cuidados de manuseio devido alguma particularidade que promova qualquer tipo de risco à equipe de resgate deverão ser informadas com antecedência ao IAE.

2.2 Sequência de atividades dos Experimentos

Tomar como referência genérica os seguintes instantes para a confecção do documento:

Tabela 2.1 - Preparação de documentos.

Tempo	Documento
$H0 - T_{CLA}$	Chegada ao CLA (Alcântara,MA)
$H0 - T_{inst}$	Instalação dos equipamentos no laboratório
$H0 - 7h$	Módulo de Experimentos será entregue para integração na carga útil
$H0 - T_{test}$	Teste (remoto) elétrico da plataforma/Experimentos (testes horizontal e vertical)
$H0 - T_{off}$	Plataforma eletricamente desativada
$H0 - T_{ign}$	Instalação do ignitor (último acesso à carga útil)
$H0 - T_{on}$	Plataforma eletricamente ativada
$H0$	Instante de ignição do veículo
$H0 + 30s$	Separação da plataforma
$H0 + T_{iug}$	Início do período de microgravidade (sinal da plataforma)
$H0 + T_{fug}$	Término do período de microgravidade (sinal da plataforma)
$H0 + T_{resg}$	Desmembramento da carga útil em terra firme para transporte ao CLA (após o resgate no mar)
$H0 + T_{acom}$	Preparo dos Experimentos para transporte e devolução aos cientistas
$H0 + T_{entr}$	Entrega dos Experimentos aos pesquisadores no CLA
T_{susp}	Suspensão do tempo de contagem da missão
$T_{susp} + 2h$	Acesso ao hardware de voo
T_{abort}	Abortamento da missão

2.2.1 Sequência de Atividades do Experimento SLM

Objetivo: Informar as atividades envolvidas pelo experimento SLM na operação Maracati
 Abrangência: Solidificação da Liga PbSn em Microgravidade
 Designação do Experimento: SLM
 Instituição: Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
 Pesquisador Responsável pelas Informações: Chen Ying An
 Data de preenchimento: 16 de abril de 2009

A) Tabela Mestre das Atividades (tabela sem ocorrência de abortamento ou suspensão da missão).

Obs.: Não existem responsáveis específicos para cada atividade. Os membros da equipe (EQP), composta de Chen Ying An, César Boschetti e Manuel Francisco Ribeiro, atuarão em conjunto em todas as fases.

Tabela 2.2 - TABELA MESTRE.

Item	Horário	Designação da Atividade	Responsável	Descrição/Justificativa	Observação
01	H0 – 48h	Verificação pós transporte CTA/CLA	EQP	Verificação visual de danos de transporte aos equipamentos	
02	H0 – 48h	Instalação dos equipamentos no Laboratório	EQP	Recarga da bateria da Unidade de Controle Eletrônico (UCE) e testes elétricos/eletrônicos	Local: PPCU
03	H0 – 24h	Instalação da fonte DC no quadro 2 e da Unidade de Controle de Temperatura (UCT) na Casamata	EQP/IAE	Instalação para aquecimento do forno no solo através do cordão umbilical	Necessárias tomadas 220/110 VAC e 2 pares de fios AWG16 do quadro 2 até a Casamata
04	H0 – 20h	Teste eletrônicos e de potência no Laboratório	EQP/IAE	O teste de potência será feito com uma resistência de teste, sem o uso do cordão umbilical	Locais envolvidos no teste: Quadro 2, Plataforma de Lançamento e Casamata
05	H0 – 10h	Fechamento do hardware de voo	EQP		Local: PPCU
06	H0 – 8h	Entrega do experimento para integração	EQP		Avisar se for realizar teste do sinal de microgravidade
07	H0 – 6h	Acompanhamento da equipe para conexão ao cordão umbilical	IAE/EQP	Serão necessários 3 pares AWG20 para potência (120 VDC, 4 A) e 4 pares AWG20 para: termopar de controle, acionamento <i>data logger</i> , habilitação do forno e sinal LED	Local: Quadro 2 / Plataforma
08	H0 – 5h	Instalação da fonte DC	IAE/EQP		Local: Quadro 2
09	H0-3h	Testes remotos da carga útil e hardware do experimento	EQP	O forno será ligado e desligado rapidamente da Casamata para observar a subida de temperatura de 10 °C. Testar o <i>data logger</i> e desabilitar a subida do forno	Local: Casamata

Item	Horário	Designação da Atividade	Responsável	Descrição/Justificativa	Observação
10	$H0 - 2h$	Ligar o <i>data logger</i>	EQP	Verificar o funcionamento com o sinal do LED	Local: Casamata
11	$H0 - 1h$	Energização da fonte DC	EQP	A fonte é acionada remotamente da Casamata	Local: Casamata
12	$H0 - 30min$	Ligar o forno	EQP	O tempo de 30 minutos é necessário para a fusão e estabilização na temperatura de $500\text{ }^{\circ}\text{C}$	
13	$H0 - 20min$	Habilitar a subida do forno	EQP		Não pode haver sinal de microgravidade
14	$H0 - 10s$	Desligar a fonte DC remotamente	EQP		Local: Casamata
15	$H0$	Lançamento do foguete VSB-30			
16	$H0 + 82s$	Ativação do sinal de microgravidade		O sinal de microgravidade ligará o motor de deslocamento do forno, com duração de 10 s, após os quais um temporizador desligará o motor	
17	$H0 + 23min$	Amerissagem			No resgate tomar cuidado com a parede do forno que deve estar em torno de $100\text{ }^{\circ}\text{C}$.
18	$H0 + T_{entr}$	Entrega dos Experimentos aos pesquisadores no CLA	IAE/EQP		Local: PPCU
19	$H0 + T_{entr} + 30min$	Abertura do hardware de voo	EQP		Local: PPCU
20	$H0 + T_{entr} + 40min$	Retirar a fonte DC e Unidade de Controle de Temperatura	IAE/EQP		Local: Quadro 2 / Casamata
21	$H0 + 1h$	Fim das atividades do voo			
22	$H0 + 24h$	Retorno à SJC	EQP		

B) Suspensão temporária da contagem da missão:

Tabela 2.3 - TABELA MESTRE - SUSPENSÃO 1.

Item	Horário	Designação da Atividade	Responsável	Descrição/Justificativa	Observação
01S	T_{susp}	Suspensão do tempo de contagem da missão	IAE		
02S	$T_{susp} + 1min$	Desligar o forno	EQP	Só em caso de T_{susp} for após $H0 - 30min$, quando é ligado o forno	Se a duração prevista para a suspensão for menor que 10min, manter o forno ligado
03S	$H0 - t min$	Religar o forno	EQP	O tempo t dependerá da temperatura no momento do desligamento e do tempo que ficou desligado. Em qualquer caso, o t será no máximo igual a 30 minutos	Seguir para a atividade 12 da tabela mestre

C) Suspensão da contagem da missão para o dia seguinte:

Tabela 2.4 - TABELA MESTRE - SUSPENSÃO 2.

Item	Horário	Designação da Atividade	Responsável	Descrição/Justificativa	Observação
01S	T_{susp}	Suspensão do tempo de contagem da missão	IAE		
02S	$T_{susp} + 1min$	Desligar o forno e a fonte DC	EQP		Local: Casamata
03S	$H0 + 3h$	Retorno ao item 9 da tabela mestre	EQP		Local: Casamata

D) Abortamento da “Operação”:

Tabela 2.5 - TABELA MESTRE - ABORTAMENTO.

Item	Horário	Designação da Atividade	Responsável	Descrição/Justificativa	Observação
01A	T_{abort}	Abortamento da “operação”	IAE		
02A	$T_{abort} + 2h$	Acesso ao hardware de voo	IAE		O forno pode estar quente
03A	$T_{abort} + 3h$	Retirada do hardware de voo	EQP		Local: PPCU
04A	$T_{abort} + 4h$	Retirada da fonte DC e da unidade de controle	EQP		Local: Quadro 2 e Casamata
05A	$T_{abort} + 5h$	Finalização das atividades com o experimento	EQP		

ANEXO 3 - DETALHAMENTO DO PROJETO MECÂNICO DA FACILIDADE FORMU

Este capítulo apresenta os desenhos detalhados do projeto mecânico do Experimento SLET. Todos os módulos são descritos em detalhes com suas respectivas dimensões e características funcionais, objetivando facilitar a sua integração com os demais experimentos que eventualmente venham a ser montados no mesmo módulo suborbital.

3.1 Partes mecânicas do forno elétrico

O sistema FORMU é composto por um forno tubular em aço inoxidável com 200 mm de comprimento e diâmetro externo de 125 mm com uma cavidade interna onde ocorre processamento do material constituída por um tubo de cerâmica com 20 mm de diâmetro interno, como ilustrado na Figura 3.1.

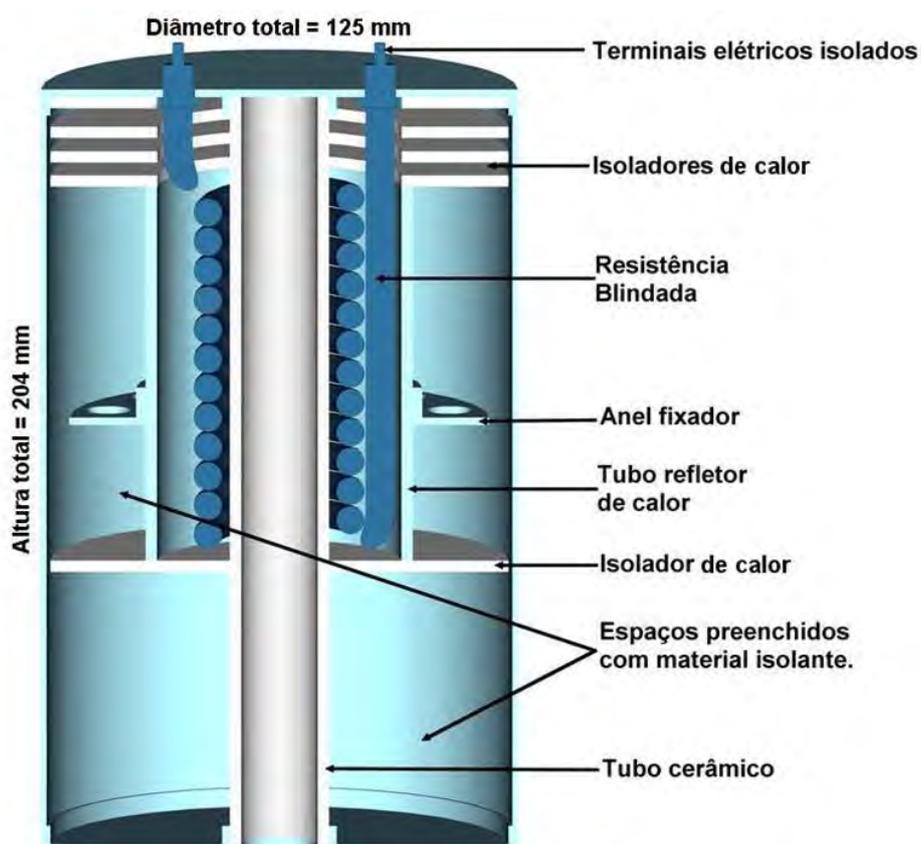


Figura 3.1 - Corte da montagem do elemento aquecedor da facilidade FORMU.

O aquecimento do forno é proporcionado por uma resistência blindada de níquel-cromo com 27Ω , envolvendo parcialmente a cavidade interna, é encapsulada em um segundo tubo também cerâmico, formando uma peça monolítica. Para aumentar a inércia térmica do forno, em torno da região da resistência, é colocado um tubo de aço inox com 120 mm de comprimento e 60 mm de diâmetro externo, com paredes de 4 mm. A região do forno com 80 mm de extensão e sem resistência, produz um gradiente térmico de cerca $40 \text{ }^\circ\text{C/cm}$ que, com a translação do forno, permite solidificar rapidamente a amostra, que ficará então localizada na zona fria.

O isolamento térmico é feito com fibra de quartzo compactada e a massa total do forno é de 9,590 Kg.

O forno foi projetado para alcançar temperaturas de até $1200 \text{ }^\circ\text{C}$, utilizando um termopar de controle tipo K (cromel-alumel), mas será especificado para uma temperatura máxima de $1100 \text{ }^\circ\text{C}$, que é ideal para processar ligas com ponto de fusão em torno, ou abaixo, de $1000 \text{ }^\circ\text{C}$.

Em testes preliminares com um protótipo de laboratório, com uma temperatura inicial estabilizada em $1050 \text{ }^\circ\text{C}$, verificou-se uma queda de temperatura com taxa de aproximadamente $20 \text{ }^\circ\text{C}$ por minuto, o que garante um tempo suficiente para manter a amostra fundida até o regime de microgravidade. No experimento piloto em questão, com uma liga com ponto de solidificação de $411 \text{ }^\circ\text{C}$ e uma temperatura inicial de $500 \text{ }^\circ\text{C}$, a mesma permanecerá líquida por aproximadamente seis minutos a partir do desligamento do forno/lançamento.

As Figuras 3.2, 3.3, 3.4 e 3.5 mostram os vários componentes mecânicos da facilidade FORMU empregada neste experimento.

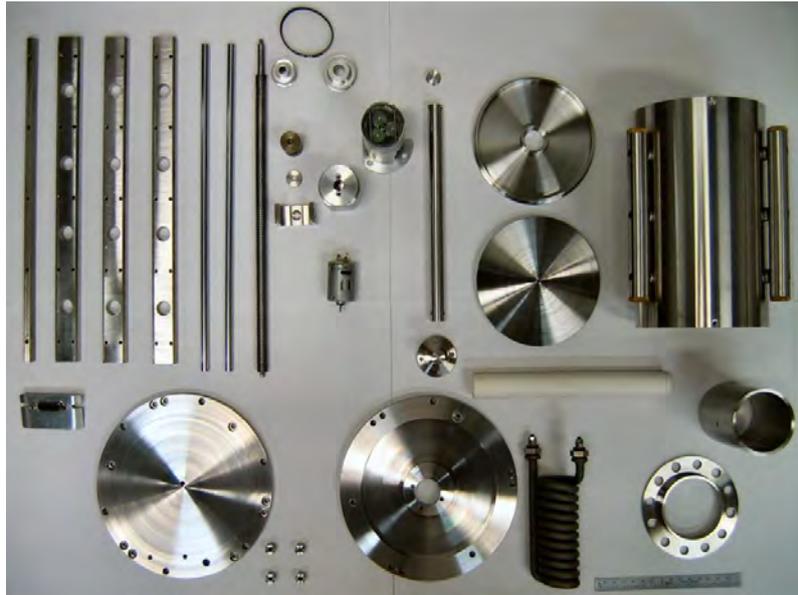


Figura 3.2 - Componentes mecânicos da facilidade FORMU.



Figura 3.3 - Componentes mecânicos da facilidade FORMU.



Figura 3.5 - Componentes mecânicos da facilidade FORMU.

ANEXO 4 - DETALHAMENTO DO PROJETO ELETRÔNICO DA FACILIDADE FORMU

Este capítulo apresenta os diagramas elétricos, o posicionamento das partes em relação à interligação e detalhes da montagem interna dos componentes.

4.1 Diagrama de blocos

A Figura 4.1 mostra de forma simplificada o sistema elétrico. Este é composto de quatro partes: a UCE, o FORNO, a FONTE e o CONTROLADOR DE TEMPERATURA. Os dois primeiros blocos compõem a parte do experimento que é lançada no foguete, sendo que: a UCE controla o movimento e condiciona os sinais para a telemetria e registro interno e o FORNO aquece a amostra do experimento. A FONTE é alocada no quadro elétrico próximo da base do foguete e fornece a energia para o aquecimento do FORNO, sendo controlada pelo CONTROLADOR DE TEMPERATURA, que fica na casamata.

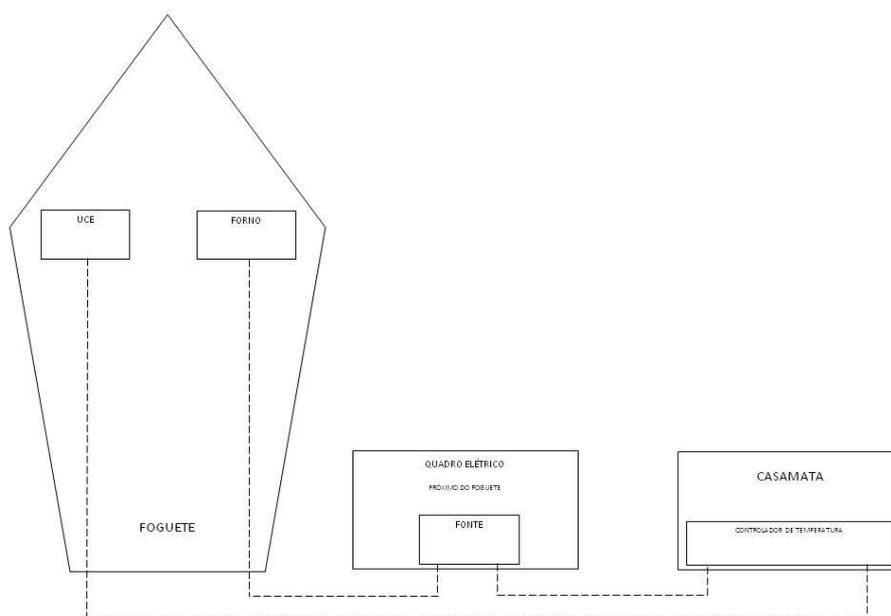


Figura 4.1 - Diagrama de blocos do sistema elétrico.

Além deste sistema principal, que é o experimento em si, existe um equipamento auxiliar chamado de CARREGADOR BATERIA MOTOR que realiza duas funções quando o experimento, ou parte dele, está montada na bancada de laboratório para testes. A Figura 4.2 permite visualizar detalhes do sistema elétrico.

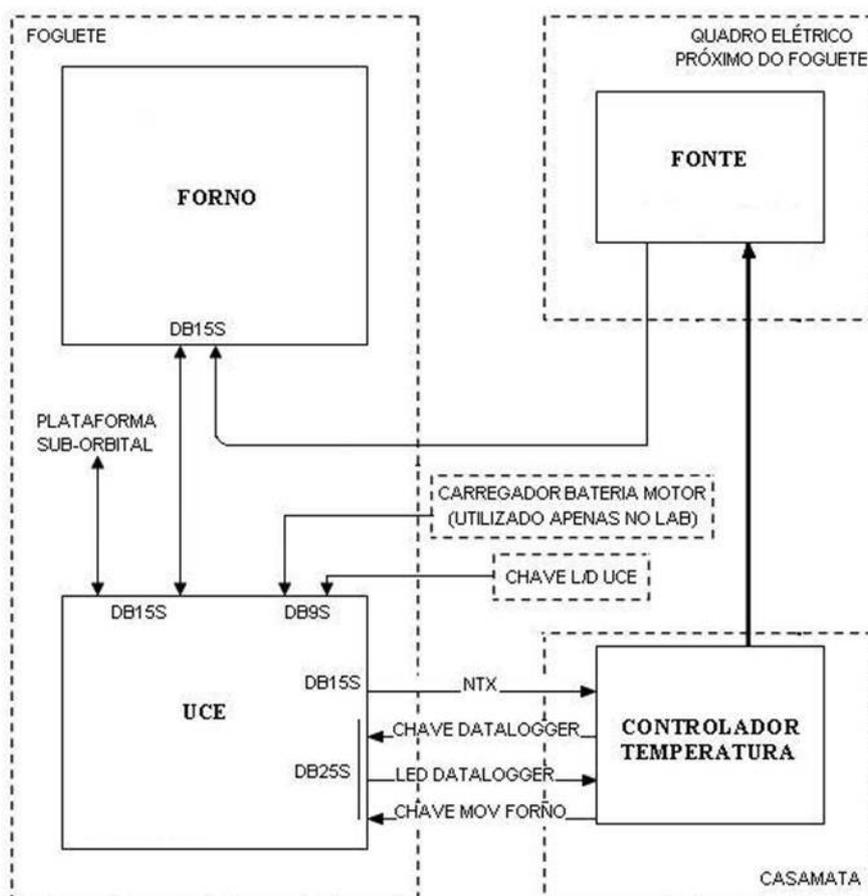


Figura 4.2 - Diagrama elétrico da ligação entre as partes e no cordão umbilical.

Uma vez iniciado o processo do lançamento, com o DB9P macho preparado como CHAVE L/D UCE instalado, a FONTE é ligada na chave LIGA FONTE existente no CONTROLADOR DE TEMPERATURA (Figura 4.3). Neste momento também é ligado o CONTROLADOR DE TEMPERATURA na chave LIGA CONTROLADOR e então pode ser iniciado o aquecimento do FORNO (Figura 4.4).

Um momento antes do lançamento o DATALOGGER (Figura 4.5) é acionado através do pressionar por mais de 2 s da CHAVE DATALOGGER e começa a registrar continuamente duas temperaturas ao longo da amostra de 1 em 1 segundo até atingir o fim da memória, depois de quatro horas, e parar. O registro pode ser parado com um segundo pressionamento por mais de 2 s da chave em questão sendo o tempo de registro total diminuído com estas operações. O início do registro é indicado através do LED DATALOGGER que pisca uma vez a cada 4 s quando em espera e duas vezes a cada 4 s quando está adquirindo dados. Estas temperaturas também são monitorizadas pela telemetria do foguete, atra-

vés do condicionamento dos sinais dos sensores de temperatura pela UCE. Após a habilitação do comando CHAVE MOV FORNO na caixa do CONTROLADOR DE TEMPERATURA o forno tem condições de se movimentar quando o foguete estiver em microgravidade.

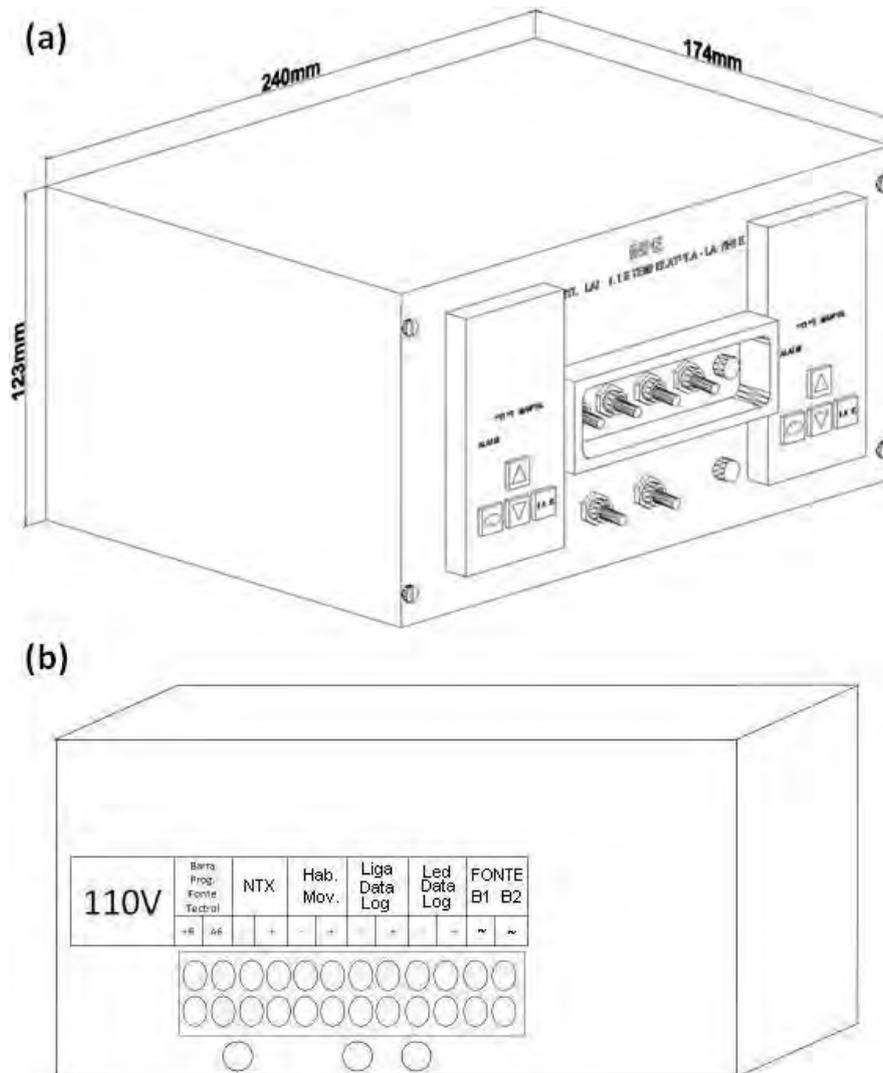


Figura 4.3 - Controlador de temperatura. (a) painel frontal; e (b) painel traseiro.

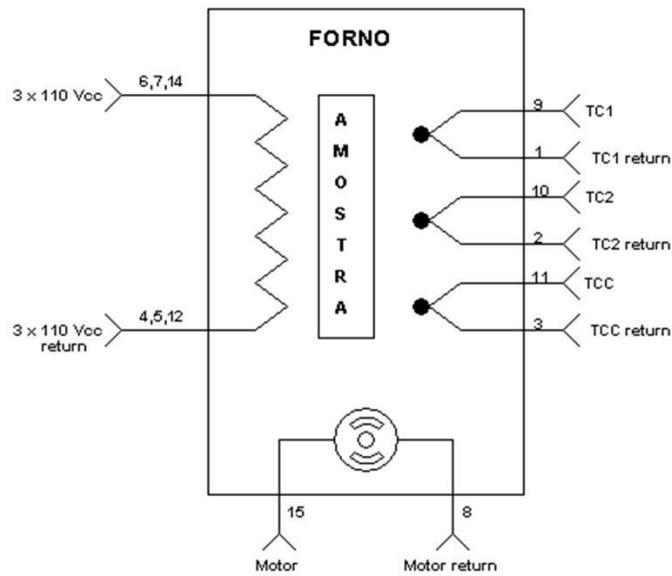


Figura 4.4 - Circuito elétrico interno do FORNO.

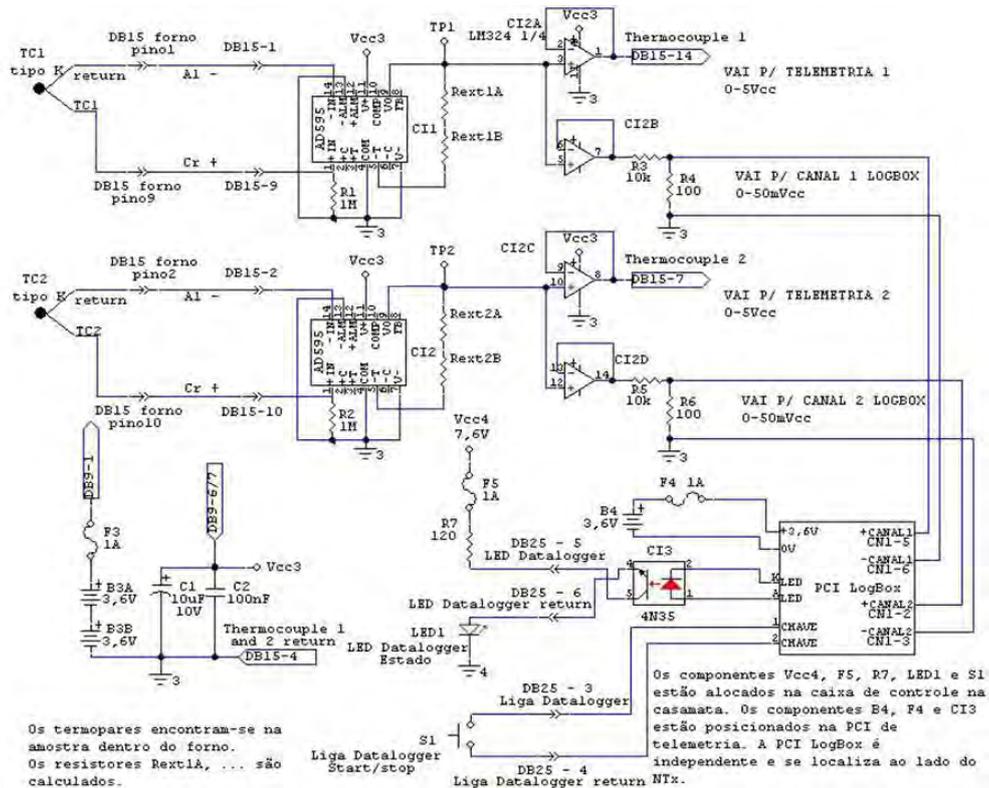


Figura 4.5 - Circuito elétrico dos amplificadores dos termopares e ligações do LogBox interno.

O bloco CARREGADOR BATERIA MOTOR (Figura 4.6) deverá ser utilizado para recarregar as baterias que movem o motor do forno.

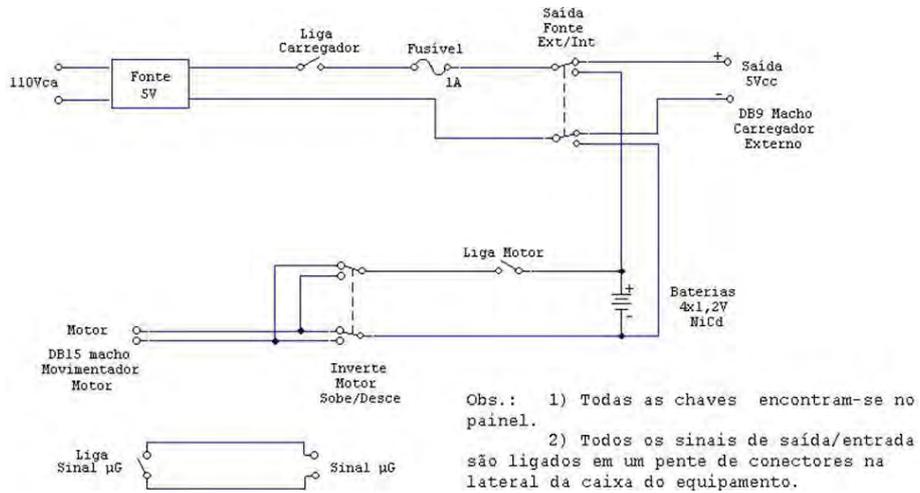


Figura 4.6 - Circuito elétrico interno do CARREGADOR BATERIA MOTOR.

4.2 A UCE

A UCE (Figura 4.7) tem as funções de interface geral, movimentação do forno e condicionamento dos sinais de temperatura para o registro.

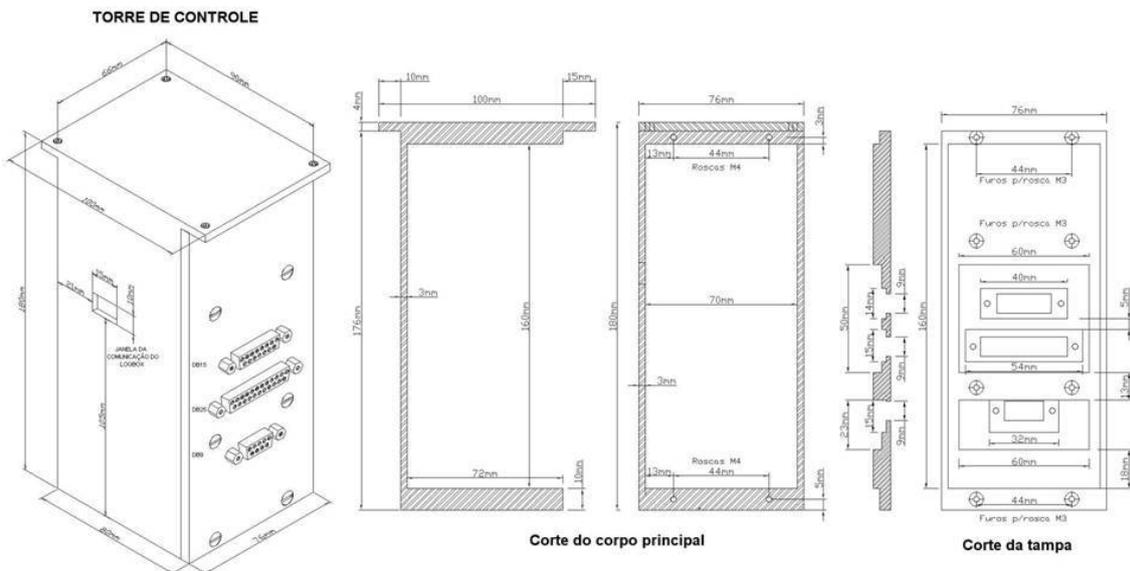


Figura 4.7 - Desenho do módulo eletrônico UCE (torre) do experimento SLM.

Ao longo da amostra, dentro do forno, foram colocados os termopares tipo K denominados TC1 e TC2 para monitorizar a temperatura, sendo que os sinais elétricos destes sensores são amplificados e os valores corrigidos pela junta-fria eletrônica formada pelo CI (circuito integrado) AD595CQ da *Analog Devices* (localizado na PCI AMPLIF'S na Figura 4.8 e detalhado o circuito elétrico na Figura 4.5). Os sinais das temperaturas obtidos a partir de TC1 e TC2 são registrados no *LogBox* desde momentos antes do lançamento e também processados e entregues para a aquisição na telemetria do foguete.

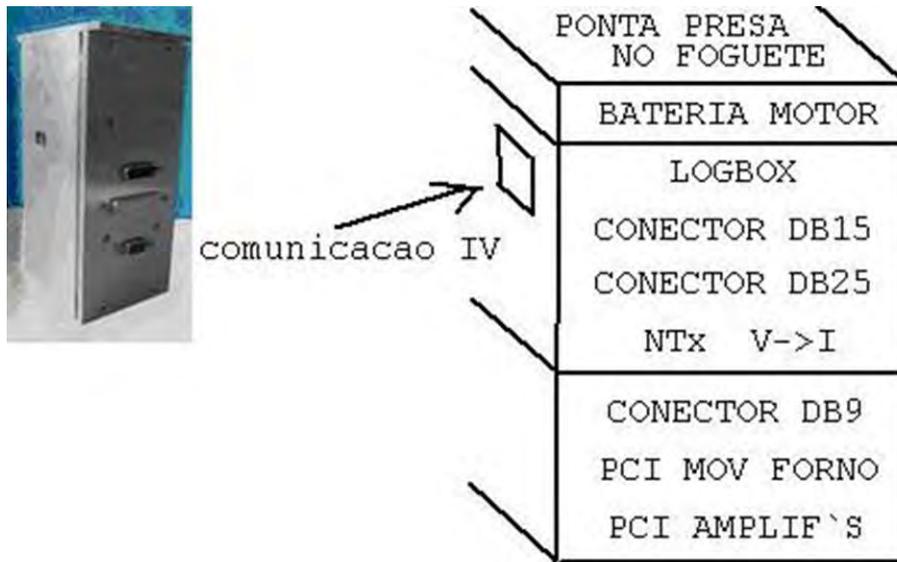


Figura 4.8 - Foto externa da UCE e diagrama com a posição relativa interna das partes.

Os amplificadores baseados no AD595 não possuem a impedância de saída baixa, por este motivo as entradas seguintes são alimentadas através de amplificadores isoladores.

O sinal do terceiro termopar do experimento, chamado TCC, é destinado ao controle da temperatura e como está localizado no forno precisa chegar à casamata no CONTROLADOR DE TEMPERATURA (Figura 4.3); para que isto ocorra sem ruído ou interferência, existe um conversor de tensão em corrente de 0-20 mA, indicado na Figura 4.8 e detalhado o circuito elétrico na Figura 4.9.

O conector DB-15S da UCE (Figuras 4.7 e 4.8), ou torre de controle, faz a ligação com o conector DB15S do forno para o acionamento do motor e obtenção dos sinais dos termopares. O deslocamento do forno é feito com um motor DC de

10 W e 1500 rpm, com torque mínimo de 15 N.mm e alimentado por baterias próprias de 4,8 V. Através do esquema elétrico mostrado na Figura 4.10, observa-se que o movimento do forno é temporizado e ocorre após o fechamento do contato seco $S_{\mu g}$, vindo do foguete e que indica a situação de microgravidade. No caso do forno ser deslocado no momento indevido deve-se usar o equipamento acessório CARREGADOR BATERIA MOTOR, que também possui a função de, quando conectado no DB15S do FORNO, retornar o forno para a posição inicial.

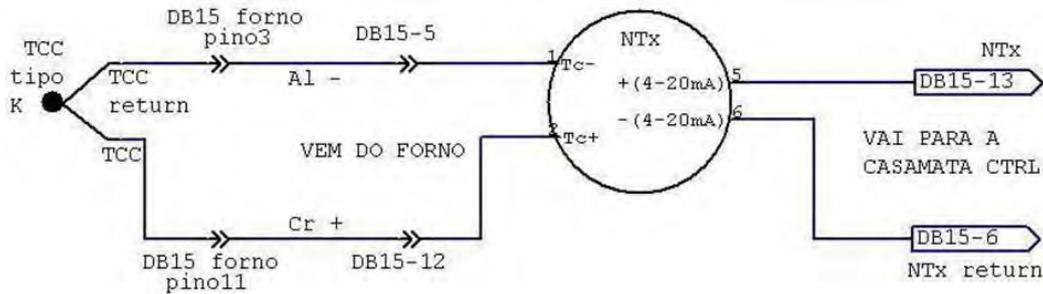


Figura 4.9 - Circuito elétrico da ligação do conversor de tensão-corrente NTx.

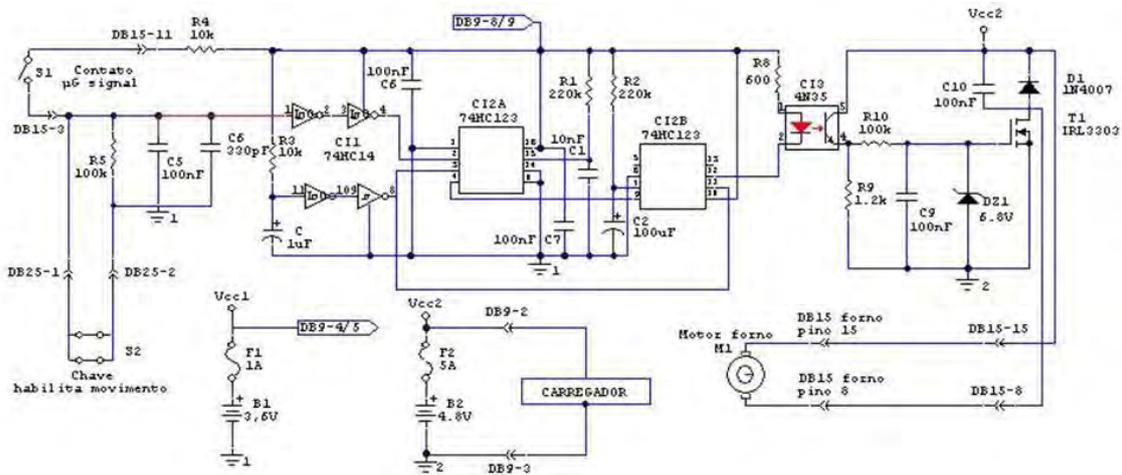


Figura 4.10 - Circuito elétrico da placa de controle da movimentação do forno.

O conector DB-25S faz a conexão com o CONTROLADOR DE TEMPERATURA para o controle do registro do *data-logger*, a habilitação da chave de controle do movimento do forno e acionamento do sinal do LED de indicação do estado do *data-logger*.

O conector DB-9S fêmea da UCE recebe um conector DB9P macho preparado para ser a chave que habilita as baterias internas dos vários circuitos elétricos, a sua retirada permite a economia de carga e/ou carregamento das baterias de alimentação do motor usando o conector DB-9P do equipamento acessório CARREGADOR BATERIA MOTOR (no modo “carga externa”).

A Tabela 4.1 descreve os cabos da Figura 4.11, que mostra a interligação interna da UCE.

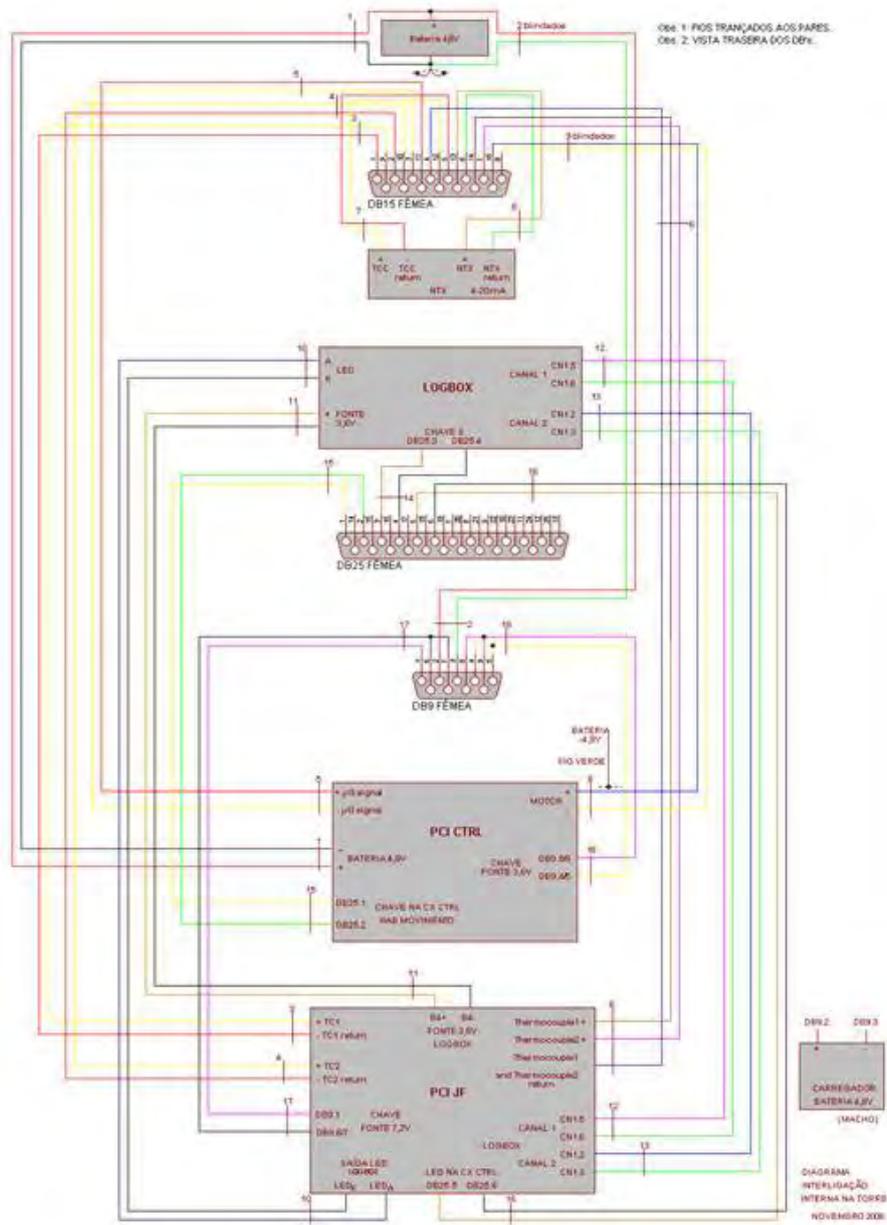


Figura 4.11 - Circuito elétrico da interligação interna na UCE.

Tabela 4.1 - Lista de cabos do circuito elétrico da interligação interna na UCE.

Cabo	Descrição	Cor	Origem	Destino	Tipo
01	+ 4,8 V MOTOR - 4,8 V MOTOR	VERMELHO PRETO	BATERIA DO MOTOR	PCI CTRL	BLINDADO
02	+ 4,8 V MOTOR - 4,8 V MOTOR	VERMELHO PRETO	BATERIA DO MOTOR	2 DB9 CARREGADOR 3 DB9 CARREGADOR	BLINDADO
03	<i>TC1</i> <i>TC1_{return}</i>	AMARELO VERMELHO	9 DB15 1 DB15	PCI JF	TERMOPAR K
04	<i>TC2</i> <i>TC2_{return}</i>	AMARELO VERMELHO	10 DB15 2 DB15	PCI JF	TERMOPAR K
05	<i>μGSIGNAL</i> <i>μGSIGNAL_{return}</i>	MARROM AMARELO	11 DB15	PCI CTRL	
06	THERMOCOUPLE 1 THERMOCOUPLE 2 THERMOCOUPLE 1 And 2 RETURN	MARROM ROXO AZUL	PCI JF	14 DB15 7 DB15 4 DB15	
07	TCC TCC RETURN	AMARELO VERMELHO	12 DB15 5 DB15	NTX	TERMOPAR K
08	NTX NTX RETURN	LARANJA VERDE	NTX	13 DB15 6 DB15	
09	MOTOR MOTOR RETURN	AZUL AMARELO	PCICTRL	15 DB15 8 DB15	BLINDADO
10	ALED KLED LOGBOX	AZUL PRETO	LOGBOX	ALED KLED PCIJF	
11	B4+ FONTE 3,6 V B4- FONTE 3,6 V	AMARELO PRETO	PCI JF	+ FONTE LOGBOX - FONTE LOGBOX	
12	CANAL1 LOGBOX	ROXO VERDE	CN1.5 PCI JF CN1.6 PCI JF	CN1.5 CANAL1 LOGBOX CN1.6 CANAL1 LOGBOX	
13	CANAL2 LOGBOX	AZUL VERDE	CN1.2 PCI JF CN1.3 PCI JF	CN1.2 CANAL2 LOGBOX CN1.3 CANAL2 LOGBOX	
14	CHAVE START/STOP	MARROM PRETO	3 DB25 4 DB25	CHAVE LOGBOX	
15	CHAVE HAB MOV	AMARELO VERDE	1 DB25 2 DB25	1 DB25 HAB MOV PCI CTRL 2 DB25 HAB MOV PCI CTRL	
16	LED DB25	LARANJA PRETO	5 DB25 PCI JF 6 DB25 PCI JF	5 DB25 6 DB25	
17	FONTE 7,2 V	ROXO PRETO	1.7 DB9 PCI JF 6.7 DB9 PCI JF	1 DB9 6.7 DB9	
18	FONTE 3,6 V	AMARELO ROXO	4.5 DB9 PCI CTRL 8.9 DB9 PCI CTRL	4.5 DB9 8.9 DB9	

A Figura 4.12 mostra o diagrama elétrico da interligação entre todas as partes do sistema elétrico.

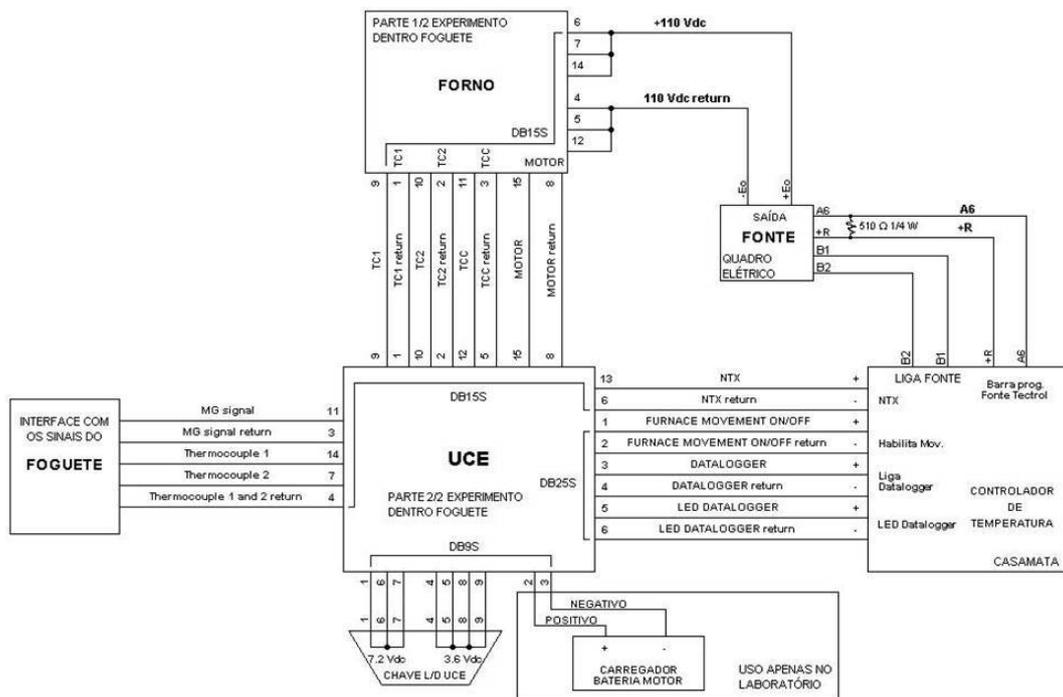


Figura 4.12 - Circuito elétrico da interligação geral.

A função e a pinagem dos conectores está especificada nas Tabelas 4.2.

- Formato do item endereço: (FORNO - DB15S - 1) significa ligar ao pino 1, do conector DB15S, na parte do experimento denominada FORNO;
- TTL_{IN} : entrada lógica digital TTL;
- Salvo indicação contrária, utilizar cabos blindados dentro do foguete de bitola 23AWG (no mínimo $0,25 \text{ mm}^2$) e aterrar a malha para blindagem;
- Não é necessária a confecção de cablagem para a Tabela 5.b; ela se refere a uma chave já existente que foi construída e é utilizada para ligar a UCE. Também existe um equipamento chamado CARREGADOR BATERIA MOTOR que é utilizado no laboratório para a recarga das baterias internas da UCE que alimentam o motor;
- Para a alimentação 110 VDC são usados três pares de fios com a finalidade de distribuir a corrente.

Tabela 4.2 - Conector DB15S da UCE.

PINO	DESCRIÇÃO	ORIGEM	DESTINO	$V_{m,x}$ (V) e $I_{m,x}$ (A)	Z (Ω)	OBSERVAÇÃO
1	TC1 return	FORNO - DB15S - 1	UCE - DB15S - 1	0 e 0	0	fio de Alumel trançado com TC1
2	TC2 return	FORNO - DB15S - 2	UCE - DB15S - 2	0 e 0	0	fio de Alumel trançado com TC2
3	μG signal return	FOGUETE	UCE - DB15S - 3	0 e < 1 mA	TTL_{IN}	trançado com μG signal
4	Thermocouple 1 and Thermocouple 2 return	UCE - DB15S - 4	PARA TELEMETRIA DO FOGUETE	0 e 0	0	trançado com (Thermocouple 1) e (Thermocouple 2)
5	TCC return	FORNO - DB15S - 3	UCE - DB15S - 5	0 e 0	0	fio de Alumel trançado com TCC
6	NTX return	UCE - DB15S - 6	CONTROLADOR DE TEMPERATURA NTX-	10 Vcc e 20 mA	-	trançado com NTX
7	Thermocouple 2	UCE - DB15S - 7	PARA TELEMETRIA DO FOGUETE	5 Vcc e 1 mA	0 0	trançado com (Thermocouple 1 and Thermocouple 2 return)
8	Motor return	UCE - DB15S - 8	FORNO - DB15S - 8	0 e 1 A	-	Cabo flex. 1 mm^2 trançado com Motor
9	TC1	FORNO - DB15S - 9	UCE - DB15S - 9	50 mV e 0	0	fio de Cromel trançado com TC1 return
10	TC2	FORNO - DB15S - 10	UCE - DB15S - 10	50 mV e 0	0	fio de Cromel trançado com TC2 return
11	μG signal	FOGUETE	UCE - DB15S - 11	3,6 Vcc e < 1 mA	TTL_{IN}	trançado com μG signal return
12	TCC	FORNO - DB15S - 11	UCE - DB15S - 12	50 mV e 0	0	fio de Cromel trançado com TCC return
13	NTX	UCE - DB15S - 13	CONTROLADOR DE TEMPERATURA NTX+	10 Vcc e 20 mA	-	trançado com NTX return
14	Thermocouple 1	UCE - DB15S - 14	PARA TELEMETRIA DO FOGUETE	5 Vcc e 1 mA	0 0	trançado com (Thermocouple 1 and Thermocouple 2 return)
15	Motor	UCE - DB15S - 15	FORNO - DB15S - 15	4,8 Vcc e 1 A	-	Cabo flex. 1 mm^2 trançado com Motor return

Tabela 4.3 - Conector DB9S da UCE.

PINO	DESCRIÇÃO	ORIGEM	DESTINO	$V_{m.x}$ (V) e $I_{m.x}$ (A)	Z (Ω)	OBSERVAÇÃO
1 6 7	Pinos que chaveiam as baterias da telemetria na UCE	UCE - DB9S - 1	UCE - DB9S - 6 e 7	7,2 Vcc e < 1 mA	-	Parte da chave DB9P que chaveia as baterias da PCI da telemetria
2	Positivo para a recarga das baterias internas da UCE	CARREGADOR BATERIA MOTOR	UCE - DB9S - 2	4,8 Vcc	-	Pino para a recarga das baterias internas (UTILIZADO APENAS NO LABORATÓRIO)
3	Negativo para a recarga das baterias internas da UCE	CARREGADOR BATERIA MOTOR	UCE - DB9S - 3	0 Vcc	-	Pino para a recarga das baterias internas (UTILIZADO APENAS NO LABORATÓRIO)
4 5 8 9	Pinos que chaveiam as baterias do controle do motor na UCE	UCE - DB9S 4 e 5	UCE - DB9S - 6 e 7	7,2 Vcc e < 1 mA	-	Parte da chave DB9P que chaveia as baterias da PCI de controle do motor

Tabela 4.4 - Conector DB25S da UCE.

PINO	DESCRIÇÃO	ORIGEM	DESTINO	$V_{m.x}$ (V) e $I_{m.x}$ (A)	Z (Ω)	OBSERVAÇÃO
1	Furnace movement on/off	CONTROLADOR DE TEMPERATURA Habilita Mov. +	UCE - DB25S - 1	3,6 Vcc e alguns mA	-	trançado com Furnace movement on/off return
2	Furnace movement on/off	CONTROLADOR DE TEMPERATURA Habilita Mov. -	UCE - DB25S - 2	0 Vcc	-	trançado com Furnace movement on/off
3	Datalogger	CONTROLADOR DE TEMPERATURA Liga Datalogger +	UCE - DB25S - 3	3,6 Vcc e alguns mA	-	trançado com Datalogger return
4	Datalogger return	CONTROLADOR DE TEMPERATURA Liga Datalogger -	UCE - DB25S - 4	0 Vcc	-	trançado com Datalogger
5	LED Datalogger	UCE - DB25S - 5	CONTROLADOR DE TEMPERATURA LED Datalogger +	3,6 Vcc e 30 mA	-	trançado com LED Datalogger return
6	LED Datalogger return	UCE - DB25S - 6	CONTROLADOR DE TEMPERATURA LED Datalogger -	0 Vcc e 30 mA	-	trançado com LED Datalogger
7 - 25	-	-	-	-	-	-

Tabela 4.5 - Conector DB15S do FORNO.

PINO	DESCRIÇÃO	ORIGEM	DESTINO	$V_{m.x.}$ (V) e $I_{m.x.}$ (A)	Z (Ω)	OBSERVAÇÃO
1	TC1 return	FORNO - DB15S - 1	UCE - DB15S - 1	0 e 0	0	fio de Alumel trançado com TC1
2	TC2 return	FORNO - DB15S - 2	UCE - DB15S - 2	0 e 0	0	fio de Alumel trançado com TC2
3	TCC return	FORNO - DB15S - 3	UCE - DB15S - 5	0 e 0	0	fio de Alumel trançado com TCC
4	110 VDC return	FONTE - SAÍDA (-E0)	FORNO - DB15S - 4	0 e 4 A	-	Cabo flex. 1 mm^2 trançado com + 110 VDC
5	110 VDC return	FONTE - SAÍDA (-E0)	FORNO - DB15S - 5	0 e 4 A	-	Cabo flex. 1 mm^2 trançado com + 110 VDC
6	+ 110 VDC	FONTE - SAÍDA (+E0)	FORNO - DB15S - 6	110 Vcc e 4 A	-	Cabo flex. 1 mm^2 trançado com 110 VDC return
7	+ 110 VDC	FONTE - SAÍDA (+E0)	FORNO - DB15S - 7	110 Vcc e 4 A	-	Cabo flex. 1 mm^2 trançado com 110 VDC return
8	Motor return	UCE - DB15S - 8	FORNO - DB15S - 8	0 e 10 A (fusível 5A)	-	Cabo flex. 1 mm^2 trançado com Motor
9	TC1	FORNO - DB15S - 9	UCE - DB15S - 9	50 mV e 0	0	fio de Alumel trançado com TC1 return
10	TC2 return	FORNO - DB15S - 10	UCE - DB15S - 10	50 mV e 0	0	fio de Alumel trançado com TC2
11	TCC	FORNO - DB15S - 11	UCE - DB15S - 11	50 mV e 0	0	fio de Cromel trançado com TCC return
12	110 VDC return	FONTE - SAÍDA (-E0)	FORNO - DB15S - 12	0 e 4 A	-	Cabo flex. 1 mm^2 trançado com + 110 VDC
13	-	-	-	-	-	-
14	+ 110 VDC	FONTE - SAÍDA (+E0)	FORNO - DB15S - 14	110 Vcc e 4 A	-	Cabo flex. 1 mm^2 trançado com 110 VDC return
15	Motor	UCE - DB15S - 15	FORNO - DB15S - 15	4,8 Vcc e 10 A (fusível 5A)	-	Cabo flex. 1 mm^2 trançado com Motor return

4.3 Especificação Técnica dos Componentes Eletrônicos

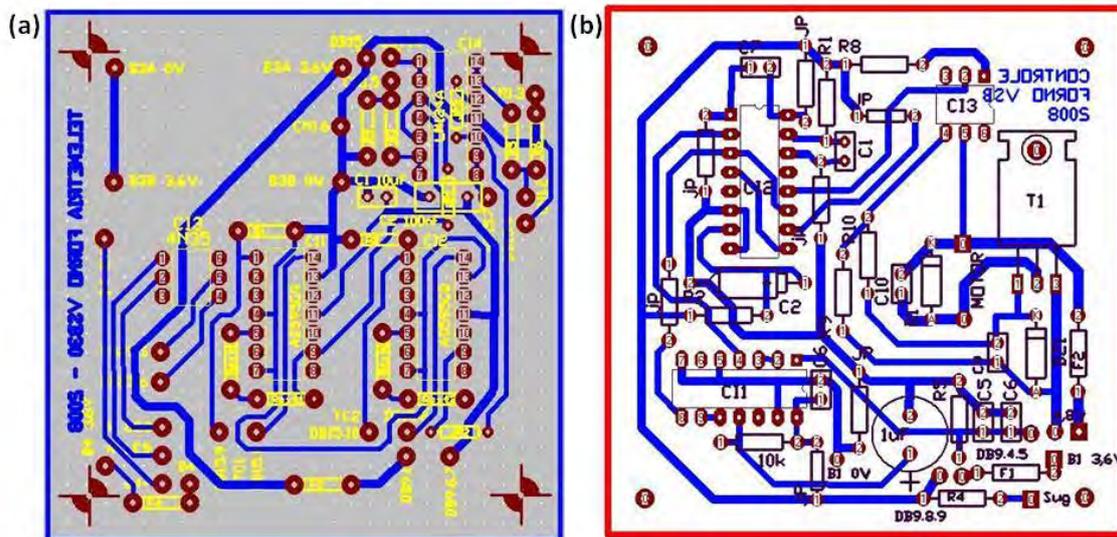


Figura 4.13 - 1. Lay-outs das placas de circuito impresso. (a) Placa de circuito impresso dos amplificadores; e (b) Placa de circuito impresso do controle da movimentação do forno.

