



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

sid.inpe.br/mtc-m21c/2019/07.23.14.10-TDI

**GESTÃO DE RISCO EM EXPERIMENTOS EM  
MICROGRAVIDADE: LEVANTAMENTO E ANÁLISE  
DE FALHAS OBSERVADAS E SUGESTÕES DE  
ESTRATÉGIAS DE MITIGAÇÃO**

Flávio de Azevedo Corrêa Júnior

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais, orientada pelo Dr. Leonel Fernando Perondi, aprovada em 23 de maio de 2019.

URL do documento original:

<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34R/3TMP4JS>

INPE  
São José dos Campos  
2019

**PUBLICADO POR:**

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE

Gabinete do Diretor (GBDIR)

Serviço de Informação e Documentação (SESID)

CEP 12.227-010

São José dos Campos - SP - Brasil

Tel.:(012) 3208-6923/7348

E-mail: pubtc@inpe.br

**CONSELHO DE EDITORAÇÃO E PRESERVAÇÃO DA PRODUÇÃO INTELECTUAL DO INPE - CEPPII (PORTARIA Nº 176/2018/SEI-INPE):****Presidente:**

Dra. Marley Cavalcante de Lima Moscati - Centro de Previsão de Tempo e Estudos Climáticos (CGCPT)

**Membros:**

Dra. Carina Barros Mello - Coordenação de Laboratórios Associados (COCTE)

Dr. Alisson Dal Lago - Coordenação-Geral de Ciências Espaciais e Atmosféricas (CGCEA)

Dr. Evandro Albiach Branco - Centro de Ciência do Sistema Terrestre (COCST)

Dr. Evandro Marconi Rocco - Coordenação-Geral de Engenharia e Tecnologia Espacial (CGETE)

Dr. Hermann Johann Heinrich Kux - Coordenação-Geral de Observação da Terra (CGOBT)

Dra. Ieda Del Arco Sanches - Conselho de Pós-Graduação - (CPG)

Silvia Castro Marcelino - Serviço de Informação e Documentação (SESID)

**BIBLIOTECA DIGITAL:**

Dr. Gerald Jean Francis Banon

Clayton Martins Pereira - Serviço de Informação e Documentação (SESID)

**REVISÃO E NORMALIZAÇÃO DOCUMENTÁRIA:**

Simone Angélica Del Ducca Barbedo - Serviço de Informação e Documentação (SESID)

André Luis Dias Fernandes - Serviço de Informação e Documentação (SESID)

**EDITORAÇÃO ELETRÔNICA:**

Ivone Martins - Serviço de Informação e Documentação (SESID)

Cauê Silva Fróes - Serviço de Informação e Documentação (SESID)



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

sid.inpe.br/mtc-m21c/2019/07.23.14.10-TDI

**GESTÃO DE RISCO EM EXPERIMENTOS EM  
MICROGRAVIDADE: LEVANTAMENTO E ANÁLISE  
DE FALHAS OBSERVADAS E SUGESTÕES DE  
ESTRATÉGIAS DE MITIGAÇÃO**

Flávio de Azevedo Corrêa Júnior

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais, orientada pelo Dr. Leonel Fernando Perondi, aprovada em 23 de maio de 2019.

URL do documento original:

<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34R/3TMP4JS>

INPE  
São José dos Campos  
2019

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)

---

Corrêa Júnior, Flávio de Azevedo.

C817g      Gestão de risco em experimentos em microgravidade: levantamento e análise de falhas observadas e sugestões de estratégias de mitigação / Flávio de Azevedo Corrêa Júnior. – São José dos Campos : INPE, 2019.

xxx + 304 p. ; (sid.inpe.br/mtc-m21c/2019/07.23.14.10-TDI)

Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2019.

Orientador : Dr. Leonel Fernando Perondi.

1. Gestão de riscos. 2. Gerenciamento de risco. 3. "Lições Aprendidas". 4. Programa Microgravidade. 5. Microgravidade. I.Título.

CDU 005.334:531.51

---



Esta obra foi licenciada sob uma Licença [Creative Commons Atribuição-NãoComercial 3.0 Não Adaptada](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/).

This work is licensed under a [Creative Commons Attribution-NonCommercial 3.0 Unported License](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/).

Aluno (a): **Flavio de Azevedo Corrêa Júnior**

Título: "GESTÃO DE RISCO EM EXPERIMENTOS EM MICROGRAVIDADE:  
LEVANTAMENTO E ANÁLISE DE FALHAS OBSERVADAS E SUGESTÕES DE  
ESTRATÉGIAS DE MITIGAÇÃO"

Aprovado (a) pela Banca Examinadora  
em cumprimento ao requisito exigido para  
obtenção do Título de **Mestre** em  
**Engenharia e Tecnologia Espaciais/Eng.  
Gerenc. de Sistemas Espaciais**

Dr. Maurício Gonçalves Vieira Ferreira



Presidente / INPE / SJC Campos - SP

( ) Participação por Video - Conferência

Aprovado ( ) Reprovado

Dr. Leonel Fernando Perondi

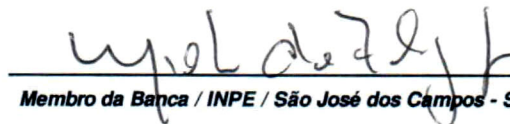


Orientador(a) / INPE / São José dos Campos - SP

( ) Participação por Video - Conferência

Aprovado ( ) Reprovado

Dr. Milton de Freitas Chagas Junior



Membro da Banca / INPE / São José dos Campos - SP

( ) Participação por Video - Conferência

Aprovado ( ) Reprovado

Dr. Irajá Newton Bandeira

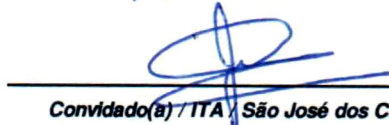


Membro da Banca / INPE / São José dos Campos - SP

( ) Participação por Video - Conferência

Aprovado ( ) Reprovado

Dr. Josiel Urbaninho de Arruda



Convidado(a) / ITA / São José dos Campos - SP

( ) Participação por Video - Conferência

Aprovado ( ) Reprovado

Este trabalho foi aprovado por:

( ) maioria simples

unanimidade



*“Qualsiasi fatto diventa importante quando è collegato a un altro”.*

UMBERTO ECO  
*“Il pendolo di Foucault”, 1988*





*A meus pais Carmela Farace Corrêa e Flávio de Azevedo Corrêa que, pelo amor, educação e incentivo ao estudo, alicerçaram os caminhos que hoje sustentam estes passos.*

*Aos meus avós, familiares e amigos, que pelas memórias ou presenças não sempre de enriquecer a minha vida.*

*Aos meus sobrinhos Paola Corrêa D'Albuquerque e Castro, Marina Corrêa Affonso e Bernardo Sydow Corrêa, todos motivos e razões de nossas alegrias.*



## AGRADECIMENTOS

Em especial, agradeço ao meu orientador Prof. Dr. Leonel Fernando pela valorosa orientação e inestimável auxílio no desenvolvimento desta dissertação.

Ao Prof. Dr. Milton das Chagas Mota Junior, por sua amizade, auxílio e desprendimento frente a este trabalho.

À Profa. Dra. Maria do Carmo de Andrade Nono, Profa. Dra. Ana Maria Ambrósio e Prof. Dr. Walter Abrahão dos Santos pela grande confiança depositada e pelos constantes incentivos para prosseguimento deste trabalho.

À secretária da ETE/CSE, Sra. Edleusa Aparecida Ferreira, por sua amizade, paciência e auxílio junto às ações apresentadas para com a ETE/CSE.

Ao IAE e ao DCTA por autorizarem e apoiarem meu aperfeiçoamento acadêmico neste mestrado.

Aos amigos do IAE Eng. Jayme Boscov, Dr. Mauro Melo Dolinsky, prof. Dr. Arioaldo Felix Palmerio, Eng. Luiz Roberto del Monaco, Eng. Toshiaki Yoshino, prof. Dr. Paulo Moraes Junior, Eng. Bernard Rossire e Eng. Mauro Kochi Yamamoto pela constância de suas presenças em minha formação ao longo dos anos. Também agradeço ao Sr. Elias Jorge Amery Neto do IAE por muitas das belas ilustrações que integram esta publicação.

Aos amigos da AEB Dr. Raimundo Nonato Fialho Mussi, Sra. Marta Carvalho Humann e Sra. Loiva Lopes Calderan, responsáveis pela implantação e gestão do Programa Microgravidade na Agência Espacial Brasileira, pelo acolhimento e apoio que me proporcionaram dentro do Programa. Do mesmo modo, agradeço aos pesquisadores das universidades e institutos de pesquisa participantes do Programa que, de “*stakeholders*”, se tornaram grandes amigos e cujos históricos de seus experimentos constituíram grande parte da base de dados deste trabalho.

Aos professores do curso de pós-graduação do INPE pelos ensinamentos e dedicação.

Aos membros da Banca examinadora e da biblioteca, pela contribuição para melhorar o conteúdo deste trabalho.



## RESUMO

A presente dissertação tem como objetivo propor e investigar uma metodologia para mitigar a recorrência de falhas/problemas em projetos aeroespaciais, baseada no conhecimento acumulado em programas e projetos similares, desenvolvidos anteriormente. Especificamente, uma abordagem vinculando “lições aprendidas” à gestão de risco é proposta como uma forma de transmitir conhecimento acumulado em missões precedentes para as missões atuais e futuras. O caso particular de missões que compartilham um grande número de requisitos e que têm ciclos de vida semelhantes, como frequentemente acontece, por exemplo, com as missões pertencentes a programas para estudos em microgravidade com foguetes de sondagem, aqui usadas como um balão de ensaio para desenvolver e descrever a metodologia. O trabalho faz uso da base de dados do Programa Microgravidade, gerido pela Agência Espacial Brasileira (AEB) desde 1998, que objetiva fornecer a infraestrutura necessária para experimentos em microgravidade, usando como veículo os foguetes de sondagem desenvolvidos e fabricados pelo Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE). Dados relativos a cinco missões serão utilizados neste estudo. O estudo também representa um esforço para melhorar as taxas de sucesso das missões e dos experimentos de microgravidade no Brasil. A abordagem pode ser descrita, sumariamente, como constituída de três etapas. Em primeiro lugar, é realizado um exercício de “lições aprendidas”, que busca destacar as falhas/problemas que afetaram uma missão ou os experimentos, ou ambos, tendo como universo o conjunto de missões e experimentos acima referidos. Cada falha/problema identificada é classificada de acordo com sua posição no ciclo de vida da missão ou do experimento, conforme o caso. Em segundo lugar, cada falha/problema é analisada quanto a suas possíveis causas-raiz e consequências, e avaliada se derivada de uma situação de risco ou não, mais especificamente, se pode ou não ser atribuída a um fator não previsível. Finalmente, sendo este um ponto central do presente trabalho, os eventos rastreáveis a situações de risco, e de relevância, são convertidos em declarações de risco a serem incorporadas ao processo de gestão de riscos de novas missões a serem desenvolvidas.

Palavras-chave: Gestão de riscos. Gerenciamento de Risco. “Lições Aprendidas”. Programa Microgravidade. Microgravidade.



# **RISK MANAGEMENT IN MICROGRAVITY EXPERIMENTS: SURVEY AND ANALYSIS OF OBSERVED FAILURES AND SUGGESTIONS OF MITIGATION STRATEGIES**

## **ABSTRACT**

The present dissertation aims at investigating a possible methodology to mitigate the recurrence of failures/problems in aerospace projects. Specifically, an approach linking lessons learned and risk management is proposed as a way of conveying knowledge from antecedent missions to current and future missions. The particular case of missions that share a large number of requirements and have similar lifecycles, as it usually happens, for instance, with missions belonging to a sounding rocket microgravity program, will be used as a test bed to develop and describe the methodology. The work makes use of a data basis from the Brazilian Microgravity Program (BMP). The BMP has been run by the Brazilian Space Agency (*Agência Espacial Brasileira* - AEB), since 1998, with the objective of providing the necessary infrastructure for microgravity experiments, using as carriers the sounding rockets developed and manufactured by Institute of Aeronautics and Space (*Instituto de Aeronáutica e Espaço* - IAE). The data relative to four missions are used in this study. The study also represents an effort of improving the success rate of Brazilian microgravity missions and experiments. The approach may be generally described as consisting of three steps. Firstly, a lessons learned exercise is carried out, which attempts to single out the failures/problems that have affected either mission or experiments, or both, having as universe the set of aforementioned missions and experiments. Each identified failure/problem is classified according to its position in the mission or experiment lifecycle, as applicable. Secondly, each failure/problem is scrutinized with respect to its possible root-cause and consequences, and assessed with respect to whether it stems from a hazard or not. Finally, events traceable to hazards are fed into the risk breakdown structure of a risk management process, which will play the role of a framework for future missions.

Keywords: Risk Management. Lessons Learned. Brazilian Microgravity Programme. Microgravity.





## LISTA DE FIGURAS

	<u>Pág.</u>
Figura 1.1 - Posicionamento dos processos de Gestão de Riscos (quadro em vermelho) no sistema de governança de programas e projetos da NASA. ....	2
Figura 1.2 -Tarefas associadas ao processo de gerenciamento de risco em projetos da área espacial, como preconizado pela ESA, em que são identificadas as fases de planejamento e de execução da gestão de riscos. ....	3
Figura 2.1 – Ciclo de vida de um projeto espacial, conforme diretrizes do padrão ECSS. ....	11
Figura 2.2 - Exemplo de Estrutura de Divisão do Trabalho (EDT) associada a uma missão espacial. ....	14
Figura 2.3 - Nível de microgravidade vs. Tempo. ....	23
Figura 2.4 - Desenvolvimento de tomates em microgravidade. ....	25
Figura 2.5 - Crescimento de Cristais de mesmo composto em Microgravidade (direita) e na Terra (esquerda). ....	26
Figura 2.6 - Formação de bolhas em microgravidade. ....	26
Figura 2.7 - Solidificação de liga em microgravidade. ....	27
Figura 2.8 - Meios para experimentos em microgravidade e suas características. ....	28
Figura 2.9 - Tubo de queda-livre do Laboratório Associado de Sensores e Materiais (LAS) / INPE. ....	30
Figura 2.10 - Voos parabólicos. ....	31
Figura 2.11 - Antiga Estação Espacial Soviética MIR. ....	32
Figura 2.12 - Capsula de reentrada FOTON. ....	32
Figura 2.13 - Foguetes suborbitais. ....	33
Figura 2.14 -Sequência de eventos de um lançamento para experimentos em microgravidade. ....	35
Figura 2.15 - Estudos da estimativa da evolução do voo e da estimativa da zona de impacto. ....	37
Figura 2.16 - Magnitude de acelerações e tempos de duração de experimentos para as plataformas convencionais para experimentos em microgravidade. ....	39

Figura 2.17 - Foguetes de sondagem VS-30, VS-30/ORION e VSB-30.....	41
Figura 2.18 - Panorama das missões em Microgravidade do Brasil (1990-2019).....	44
Figura 2.19 - Módulo MDA/Simples ( <i>Material Dispersion Apparatus</i> ). .....	46
Figura 3.1 - Vista esquemática do procedimento seguido no exercício de “lições aprendidas” .....	64
Figura 4.1 - Ciclo de vida convencional da ESA e do ciclo de vida tipo “ <i>protoflight</i> ” no Programa Microgravidade. ....	66
Figura 4.2 - Agentes envolvidos em um experimento suborbital de microgravidade. EDT do desenvolvimento do experimento. ....	71
Figura 4.3 - EDT do preparativo para a campanha. ....	72
Figura 4.4 - EDT dos sistemas quanto às estações e às equipes no instante da cronologia de lançamento de veículo no CLA. ....	73
Figura 4.5 - Proposta da estrutura de um experimento (visto como sistema) para a identificação dos elementos envolvidos na falha do experimento).....	75
Figura 4.6 - Fontes de risco voltada à foguetes balísticos. ....	77
Figura 4.7 – Foguete de sondagem VS-30 XV06.....	81
Figura 4.8 - Estudo dos mecanismos de reparação do DNA e sobrevivência bacteriana à radiação cósmica ionizante e ao ultravioleta longo (312nm) e germicida (254 nm) em ambiente de baixa gravidade.....	86
Figura 4.9 - Desenvolvimento do dispositivo DMLM II e análise da ação da invertase presente em células de <i>Saccharomyces cerevisiae</i> . ....	86
Figura 4.10 - Sistema de medidas de acelerações espaciais, uma ferramenta em microgravidade.....	87
Figura 4.11 - Forno Multiusuário para Solidificação (FORMU-S). ....	87
Figura 4.12 - Câmara de Ebulição Confinada sob Microgravidade (ECECM)..	88
Figura 4.13 - Micro tubos de calor para controle térmico de componentes eletrônicos de satélites. ....	88
Figura 4.14 - Modulação da velocidade de propagação de onda de reação-difusão (B-Z) em meio gel por forças fracas (gravidade). ....	89

Figura 4.15 - Difusão térmica de monopartículas metálicas em materiais vítreos precursores de dispositivos nano-estruturados para rastreamento de eventos em microgravidade.....	89
Figura 4.16 – Foguete de sondagem VS-30 XV05.....	116
Figura 4.17 - Experimento DMLM .....	120
Figura 4.18 - Experimento das planárias.....	120
Figura 4.19 - Foguete de sondagem VSB-30 V04.....	124
Figura 4.20 - Avaliação dos mecanismos de reparação do DNA em ambiente de baixa gravidade. ....	132
Figura 4.21 - Dispositivo DMLM II. ....	132
Figura 4.22 - Forno multiusuário para solidificação.....	133
Figura 4.23 - Microtubos de calor para controle térmico de componentes eletrônicos de satélites (MHP).....	133
Figura 4.24 - Modulação da velocidade de propagação de onda de reação-difusão (B-Z) em meio gel por forças fracas (microgravidade).....	133
Figura 4.25 - Estudo de compostos híbridos pela difusão de nanopartículas metálicas de prata em vidro. ....	134
Figura 4.26 - Análise experimental de uma bomba capilar de ranhuras circunferenciais em ambiente de microgravidade (CPL). ....	135
Figura 4.27 - Plataforma de aquisição para análise de dados de aceleração. ....	135
Figura 4.28 - Sensor dinâmico de voo.....	136
Figura 4.29 - Foguete de sondagem VS-30 V07.....	141
Figura 4.30 - Experimento GPS da UFRN.....	144
Figura 4.31 - Foguete de sondagem VSB-30 V07.....	147
Figura 4.32 - Estudo do efeito da microgravidade sobre a cinética da enzima invertase (DMLM III). ....	151
Figura 4.33 - Análise do efeito da microgravidade nas propriedades de filmes de nano tubos de carbono (CADEN).....	151
Figura 4.34 – Influência da microgravidade na Solidificação da Liga Eutética Chumbo e Telúrio (SLET) e Solidificação de uma Liga de Chumbo, Estanho e Telúrio em Microgravidade (SLM) - FORNU_S. ....	152

Figura 4.35 - Tubos de Calor em Microgravidade (TCM) e espalhadores de calor para resfriamento de Componentes Eletrônicos em Satélites (TCM-C).	152
Figura 4.36 - Câmara de Ebulição sob Microgravidade (ECEM).....	153
Figura 4.37 - Experimentos Educacionais em Microgravidade (EEM) com vista interna da caixa do experimento EEM.....	153
Figura 4.38 - GPS para Aplicações Aeroespaciais (GPS-AE).....	154
Figura 4.39 - Efeito da microgravidade em plantas (VGP).com vista da grelha de fixação dos espécimes. ....	154
Figura 5.1 - Pacotes de missão.....	162
Figura 5.2 – Percentuais de ocorrências quanto as fases do ciclo de vida. ....	177
Figura 5.3 – Percentuais de ocorrências quanto ao tipo de ocorrência (S, P ou EG).....	178
Figura B.1 - Configuração da plataforma científica MiniTexus .....	257
Figura B.2 - Composição e dimensões da Plataforma Cumã II.....	260
Figura B.3 - Configuração interna do segmento brasileiro da plataforma Cumã II.....	260
Figura B.4 - Configuração de hermeticidade dos módulos da plataforma Cumã II.....	261
Figura B.5 - Vista em corte parcial da proposta do veículo VS-43 .....	263
Figura C.1 - Mapa do CLA e de São Luís. ....	265
Figura C.2 - Vista da Casamata e do Lançador Universal de porte médio.....	267
Figura C.3 - Vista do Centro Técnico (CT). ....	268
Figura C.4 - Vista aérea do Setor de Lançamento do Centro de Lançamento de Alcântara (CLA).....	268
Figura C.5 - Distâncias principais no Centro de Lançamento de Alcântara (CLA).....	269

## LISTA DE TABELAS

	<u>Pág.</u>
Tabela 3.1 - Designação das operações de lançamento. ....	50
Tabela 3.2 - Experimentos da operação de lançamento Lençóis Maranhenses.....	52
Tabela 3.3 - Experimentos da operação de lançamento Cumã. ....	53
Tabela 3.4 - Experimentos da operação de lançamento Cumã II.....	54
Tabela 3.5 - Experimentos da operação de lançamento Angicos. ....	55
Tabela 3.6 - Experimentos da operação de lançamento Maracati II. ....	56
Tabela 3.7 - Definições dos termos utilizados no exercício das “lições aprendidas” e o processo de gerenciamento de riscos. ....	60
Tabela 3.8 - Exemplo dos conceitos de risco e de manifestações de risco no caso de um projeto representado pela viagem de um carro entre duas cidades....	61
Tabela 3.9 - Estrutura e manifestação do risco (“ <i>hazard</i> ”). ....	62
Tabela 4.1 - Acrônimos da figura 4.4 e relação de locais das equipes no H0..	74
Tabela 4.2 - Classificação das ocorrências de missão e de experimento. ....	78
Tabela 4.3 - Experimentos da operação Cumã. ....	85
Tabela 4.4 - Identificação de não conformidades observadas na operação Cumã.....	90
Tabela 4.5 - Anomalias no voo do veículo VS-30 XV06.....	96
Tabela 4.6 - Identificação de ocorrências e construção de seus cenários. ....	97
Tabela 4.7 - Relação de ocorrências e respectivos cenários na operação Cumã, com sua localização no ciclo de vida. ....	113
Tabela 4.8 - Relação de ocorrências identificadas na Operação Cumã.....	115
Tabela 4.9 - Experimentos da operação Lençóis Maranhenses.....	119
Tabela 4.10 - Lista dos cenários correspondentes a fase do ciclo de vida dos experimentos da operação Lençóis Maranhenses. ....	121
Tabela 4.11 - Declarações de risco correspondentes às manifestações de risco.....	123
Tabela 4.12 - Experimentos da operação Cumã II. ....	127

Tabela 4.13 Lista dos cenários correspondentes a fase do ciclo de vida dos experimentos da operação Cumã II. ....	137
Tabela 4.14 - Declarações de risco correspondentes às manifestações de risco referentes à operação Cumã II. ....	140
Tabela 4.15 - Experimentos da operação Angicos. ....	144
Tabela 4.16 - Lista dos cenários correspondentes a fase do ciclo de vida dos experimentos da operação Angicos. ....	145
Tabela 4.17 - Declarações de risco correspondentes às manifestações de risco. ....	146
Tabela 4.18 - Experimentos da operação Maracati II. ....	149
Tabela 4.19 - Lista dos cenários correspondentes a fase do ciclo de vida dos experimentos da operação Maracati II. ....	155
Tabela 4.20 - Declarações de risco correspondentes às manifestações de risco. ....	157
Tabela 5.1 - Riscos, manifestações de risco e cenários inferidos a partir de ocorrências identificadas no Programa Microgravidade. ....	159
Tabela 5.2 - Origem das ocorrências. ....	163
Tabela 6.1 - Declarações de risco provenientes do exercício de “lições aprendidas”. ....	180
Tabela A.1 – Descrição das ocorrências observadas na Operação Lençóis Maranhenses. ....	195
Tabela A.2 - Relação de cenários ....	198
Tabela A.3 - Descrição das ocorrências observadas na Operação Cumã II ..	208
Tabela A.4 - Relação de cenários ....	214
Tabela A.5 - Descrição das ocorrências observadas na operação. ....	227
Tabela A.6 - Relação de cenários. ....	231
Tabela A.7 - Descrição das ocorrências observadas na Operação Maracati II. ....	237
Tabela A.8 - Relação de cenários ....	244
Tabela B.1 - Serie das missões de microgravidade operadas pelo Programa Microgravidade da AEB. ....	258

## LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

AEB	Agência Espacial Brasileira.
AO	Anúncio de Oportunidade. Publicação para chamadas de propostas de experimentos a serem selecionadas para os voos em microgravidade do Programa Microgravidade.
AR	Revisão de Aceitação. Abreviatura de “ <i>Acceptance Review</i> ”.
AS	Sistema de normas para gestão de qualidade na indústria aeroespacial lançado pela <i>Society of Automotive Engineers</i> (SAE) e pela <i>International Aerospace Quality Group</i> (IACG).
ATK THIOKOL	Corporação americana que produz sistemas de propulsão de mísseis e de foguetes, atual <i>Northrop Grumman Corporation</i> .
BMP	Programa Microgravidade da AEB. Abreviatura de “ <i>Brazilian Microgravity Programme</i> ”.
BUS	Denominação de carga-útil ou de plataforma suborbitais.
CLA	Centro de Lançamentos de Alcântara, Maranhão.
CLBI	Centro de Lançamento da Barreira do Inferno, Rio Grande do Norte.
CDR	Revisão Crítica de Projeto. Abreviatura de “ <i>Critical Design Review</i> ”.
COMAer	Comando da Aeronáutica.
DASA	Antiga Empresa Aeroespacial Alemã. <i>Deutsche Aerospace</i> .
DCTA	Departamento de Ciência e Tecnologia Espacial.
DLR/MORABA	<b>MO</b> bile <b>RO</b> cket <b>BA</b> se, um dos departamentos do <i>DLR Space Operations and Astronaut Training</i> em <i>Oberpfaffenhofen</i> , Alemanha.

DLR	Agência Espacial da Alemanha. Abreviatura de “ <i>Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt</i> ”.
DoD	Departamento de Defesa Americano. Abreviatura de “ <i>Department of Defense</i> ”.
DOC100	Documentação técnica preliminar do experimento (“ <i>Preliminary Experiment Technical Documentation</i> ”). Baseado no documento da ROSCOSMOS designado de DOC100 para a Estação Espacial Internacional efetuado na Missão Centenário.
DOC200/I	Documentação técnica final do experimento (“ <i>Final Experiment Technical Documentation</i> ”). O DOC200/I trata de uma compilação dos documentos da série DOC200 desenvolvida pela ROSCOSMOS para definição final dos experimentos a serem embarcados para a Estação Espacial Internacional. Documentação obtida na Missão Centenário.
DSAD	Diretoria de Satélites, Aplicações e Desenvolvimento da AEB.
DSR	Sigla adotada pela presente dissertação para “Recebimento dos dados e das amostras aos pesquisadores”. Abreviatura adotada “ <i>Data &amp; Sample Reception</i> ”.
ECSS	Cooperação Europeia para a Normalização Espacial. Abreviatura de “ <i>European Cooperation for Space Standardization</i> ”.
EDT	Estabelecimento da Estrutura de Detalhamento de Trabalho.
EEl	Estação Espacial Internacional.
EGSE	Equipamento de suporte elétrico de solo. Abreviatura de “ <i>Electrical Ground Support Equipment</i> ”
ESA	European Space Agency. Abreviatura de Agência Espacial Européia



FEI	Faculdade de Engenharia Industrial (FEI) mudou seu nome para Centro Universitário da FEI (UNIFEI). Com a perda judicial do nome UniFEI para a Universidade Federal de Itajubá em 2001 a instituição modificou seu nome novamente para Centro Universitário da Fundação Educacional Inaciana "Padre Sabóia de Medeiros" mantendo como acrônimo Centro Universitário da FEI.
FFAA	Forças Armadas.
GSE	Abreviatura de " <i>Ground System Equipment</i> ". Equipamentos de suporte de solo Constitui-se dos EGSE e do MGSE, no campo de lançamento.
IAE	Instituto de Aeronáutica e Espaço.
IEAv	Instituto de Estudos Avançados.
INPE	Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais.
JAMIC	<i>Japan Microgravity Centre</i> . Abreviação de Centro Japonês de Microgravidade.
JAXA	Agência de Exploração Aeroespacial Japonesa, antiga NASDA. Abreviatura de <i>Japan Aerospace Exploration Agency</i> .
LA	"Lições Aprendidas" ( <i>Lessons Learned - LL</i> )
NAEE	Núcleo de Atividades Espaciais Educativas do IAE
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i> .
NASDA	<i>National Space Development Agency of Japan</i> .
MASER	Denominação de BUS. Abreviatura de " <i>MAterials Science Experiment Rocket</i> ".
MAXUS	Denominação de BUS.
MECB	Missão Espacial Completa Brasileira.

MINITEXUS	Denominação de BUS.
MGSE	Equipamento de suporte mecânico de solo. Abreviatura de “ <i>Mechanical Ground System Equipment</i> ”.
QR	Revisão de Qualificação. Abreviatura de “ <i>Qualification Review</i> ”.
PD&I	Pesquisa, Desenvolvimento e Inovação.
PDR	Revisão de Projeto Preliminar. Abreviatura de “ <i>Preliminary Design Review</i> ”.
PMBOK	<i>Project Management Body of Knowledge</i> .
PME	Avaliação pós-morte. Abreviatura de <i>Post Mortem Evaluation</i> .
PMI	<i>Project Management Institute</i> .
PRR	Revisão Preliminar de Requisitos. Abreviatura de “ <i>Preliminary Requirement Review</i> ”.
ROSCOSMOS	Agência Espacial Federal Russa. Abreviatura em russo de (“ <i>Роскосмос</i> ”) “ <i>Государственная корпорация иї космической деятельности</i> ”.
VS-30	Denominação de foguete de sondagem.
VS-30/ORION	Denominação de foguete de sondagem.
VSB-30	Denominação de foguete de sondagem.
SRR	Revisão de Requisitos de Sistema. Abreviatura de “ <i>System Requirement Review</i> ”.
TEXUS	Denominação de BUS. Abreviatura de “ <i>Technologische Experimente Unter Schwerelosigkeit</i> ”.
TRL	Nível de Prontidão Tecnológica. Abreviatura de “ <i>Technology Readiness Level</i> ”

ZARM

*“Zentrum für angewandte Raumfahrt-technologie und Mikro-gravitation“*. Abreviatura de Centro de Tecnologia Espacial Aplicada e de Microgravidade



## SUMÁRIO

	<u>Pág.</u>
<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO ..... 1</b>
1.1	Apresentação ..... 1
<b>2</b>	<b>DEFINIÇÕES E CONCEITOS ..... 8</b>
2.1	Gestão de projetos ..... 8
2.2	Ciclo de vida de projetos ..... 10
2.3	Estrutura de divisão de trabalho (EDT) em projetos..... 13
2.4	Conceito de risco..... 14
2.5	Riscos do projeto..... 16
2.6	Conceito de riscos em projetos ..... 17
2.7	“Lições aprendidas” ..... 18
2.8	Pesquisa científica e tecnológica em ambiente de microgravidade 19
2.8.1	Microgravidade ..... 19
2.8.2	Experimentos em ambiente de microgravidade ..... 24
2.8.3	Meios de acesso ao ambiente de microgravidade..... 28
2.8.4	Programas de estudos em microgravidade utilizando plataformas suborbitais ..... 37
2.8.5	Breve histórico do uso de foguetes para microgravidade no Brasil . 39
2.8.6	Panorama dos voos de microgravidade no Brasil ..... 42
<b>3</b>	<b>METODOLOGIA ..... 47</b>
3.1	Método utilizado na pesquisa ..... 47
3.2	Base de dados..... 48
3.3	Descrição da metodologia ..... 58
3.4	Descrição do exercício de “lições aprendidas” ..... 58
<b>4</b>	<b>LIÇÕES APRENDIDAS RELATIVAS A CINCO MISSÕES DO PROGRAMA BRASILEIRO DE MICROGRAVIDADE ..... 65</b>
4.1	Elementos de apoio ao exercício de “lições aprendidas” ..... 65
4.1.1	Ciclo de vida de missão..... 65
4.1.2	Estrutura de Divisão de Trabalho (EDT)..... 68
4.1.2.1	EDT por parte da AEB para desenvolvimento dos experimentos.... 70

4.1.2.2	EDT por parte do IAE para manufatura, testes e integração do veículo .....	71
4.1.2.3	EDT dentro de uma operação de lançamento.....	72
4.1.3	Diagrama de interface entre elementos constituintes do sistema de missão .....	75
4.2	Fontes de riscos .....	76
4.3	Exercício de “lições aprendidas” .....	77
4.3.1	Esquema para identificação de ocorrências e conceitos gerais .....	77
4.3.2	Execução do exercícios de “lições aprendidas” .....	79
4.3.3	Operação Cumã .....	81
4.3.3.1	Dados da operação .....	82
4.3.3.2	Análise dos experimentos .....	89
4.3.3.3	Pitfalls no desenvolvimento da plataforma, dos experimentos e da campanha.....	95
4.3.3.4	Recomendações do IAE .....	95
4.3.3.5	Análise de falhas no voo ("utilisation").....	95
4.3.3.6	Ocorrências da missão e dos experimentos no ciclo de vida do projeto .....	97
4.3.4	Operação Lençóis Maranhenses.....	116
4.3.4.1	Dados da operação .....	116
4.3.4.2	Análise dos experimentos .....	120
4.3.5	Operação CUMÂ II .....	123
4.3.5.1	Dados da operação .....	124
4.3.5.1.1	Análise dos experimentos .....	137
4.3.6	Operação ANGICOS .....	140
4.3.6.1	Dados da operação .....	141
4.3.7	Operação MARACATI II .....	146
4.3.7.1	Dados da operação .....	147
<b>5</b>	<b>SÍNTESE DOS RESULTADOS DE “LIÇÕES APRENDIDAS” PARA O PROGRAMA MICROGRAVIDADE .....</b>	<b>158</b>
<b>6</b>	<b>CONTRIBUIÇÃO PARA O GERENCIAMENTO DE RISCOS DE FUTURAS MISSÕES .....</b>	<b>179</b>

<b>7</b>	<b>CONCLUSÕES E CONSIDERAÇÕES FINAIS</b> .....	183
	<b>REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS</b> .....	185
	<b>GLOSSÁRIO</b> .....	192
	<b>APÊNDICE A – ANÁLISE DOS EXPERIMENTOS</b> .....	194
A.1	Operação Lençóis Maranhenses.....	194
A.1.1	Análise dos experimentos .....	194
A.2	Operação Cumã II .....	207
A.2.1	Análise dos experimentos .....	207
A.3	Operação Angicos .....	226
A.3.1	Análise dos experimentos .....	226
A.4	Operação Maracati II .....	236
A.4.1	Análise dos experimentos .....	236
A.4.2	Ocorrências da missão e dos experimentos no ciclo de vida do projeto .....	243
	<b>APÊNDICE B – MICROGRAVIDADE E AFINS (HISTÓRICO ESTENDIDO DO PROGRAMA MICROGRAVIDADE DA AEB)</b> .....	255
B.1	Primórdios do uso de foguetes de sondagem para transporte de plataformas suborbitais para realização de experimentos em microgravidade .....	255
B.1.1	Proposta de "Mitsubishi Corporation and Ishikawajima-Harima Heavy Industries" .....	262
	<b>APÊNDICE C – CENTRO DE LANÇAMENTO DE ALCÂNTARA (CLA)</b> .....	265
	<b>APÊNDICE D – HISTÓRICO ESTENDIDO DO PROGRAMA MICROGRAVIDADE</b> .....	270
D.1	Introdução .....	270
D.2	Primórdios do uso de foguetes de sondagem para transporte de plataformas suborbitais .....	270
D.3	Revisões de projeto e de desenvolvimento dos experimentos.....	271
D.3.1	Integração dos experimentos .....	272
D.3.2	Lançamento dos experimentos.....	273
D.3.3	Relatório final.....	274
D.4	O Projeto Microgravidade da Agência Espacial Brasileira .....	276

D.5	Projeto Microgravidade.....	278
D.5.1	Objetivo .....	278
D.5.2	Instituições participantes .....	278
D.5.3	Estrutura organizacional.....	279
D.5.4	Histórico .....	287
<b>APÊNDICE E – MISSÃO CENTENÁRIO.....</b>		<b>292</b>
E.1	Missão Centenário.....	292
E.2	Carta do gerente da Missão Centenário.....	292



# 1 INTRODUÇÃO

## 1.1 Apresentação

A gestão de riscos<sup>1</sup> em empreendimentos é uma atividade que acompanha a ação do homem desde tempos imemoriais. Traçar os possíveis cenários resultantes de diferentes cursos de ação, e avaliá-los para, então, mitigar eventuais efeitos deletérios da ação de fato empreendida, é uma atividade que acompanha o intelecto humano em praticamente todas as ocupações práticas a que se dedica. Conforme um autor da área de gestão de projetos “[...]. *Risco é parte da vida. Você não pode evitá-lo. Mas se for diligente pode se planejar e desenvolver estratégias para limitá-lo tanto quanto seja humanamente possível [...]*” (WESTLAND, 2015).

Porém, somente em tempos recentes processos formais de gerenciamento de risco passaram a ser definidos e implementados de forma sistemática em projetos, integrando os sistemas de engenharia de organizações. Hoje, é consensual que a gestão de riscos eficaz é fundamental para o sucesso de projetos (NASA, 2010; ECSS, 2008a; PMI, 2017).

Em projetos que tenham como produto *serviços ou sistemas de aplicação crítica*, e que apresentem algum nível de complexidade, como os projetos na área espacial, a gestão de riscos torna-se mandatória, dado o grande impacto de eventuais erros ou falhas.

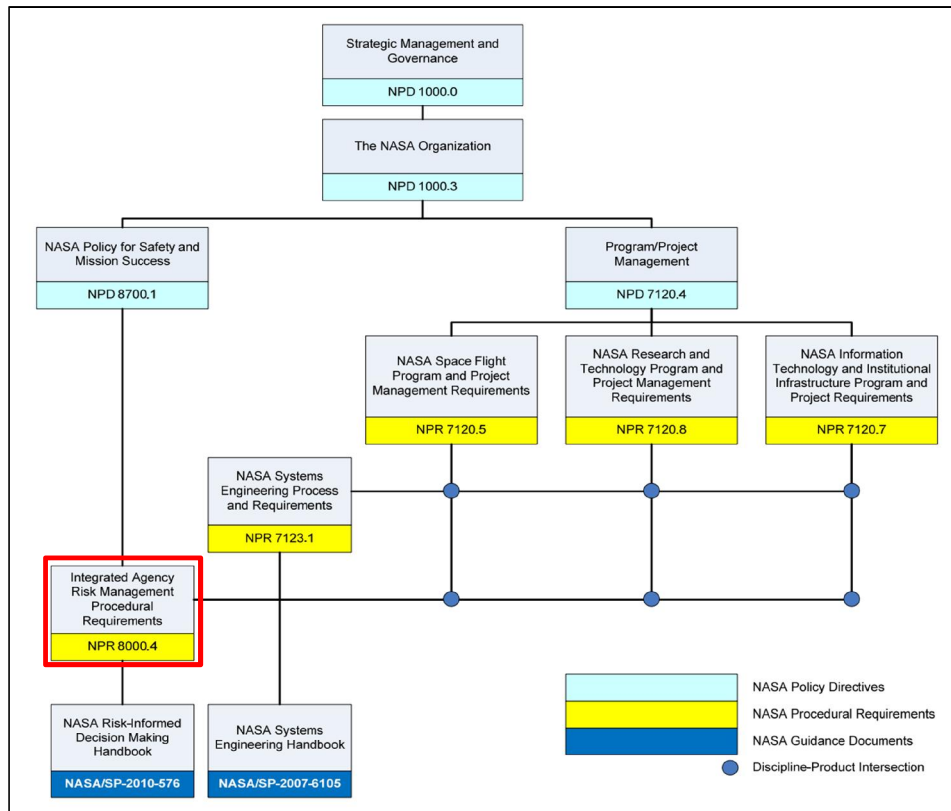
Na *National Administration for Space and Aeronautics* (NASA), dos EUA, por exemplo, a gestão de riscos em projetos é compulsória desde os anos 90 e encontra-se estruturada na forma de processos, os quais encontram-se integrados aos seus sistemas de *gestão de projetos* e de *políticas organizacionais de “safety” e garantia de missões*, como ilustrado na Figura 1.1, abaixo. Como pode ser observado, os requisitos de gestão de risco ocupam uma posição alta na hierarquia geral de requisitos, o que pode ser

---

<sup>1</sup> O presente trabalho não diferenciará **gestão** de riscos de **gerenciamento** de riscos.

interpretado como expressão da importância atribuída à gestão de risco em projetos da organização.

Figura 1.1 - Posicionamento dos processos de Gestão de Riscos (quadro em vermelho) no sistema de governança de programas e projetos da NASA.

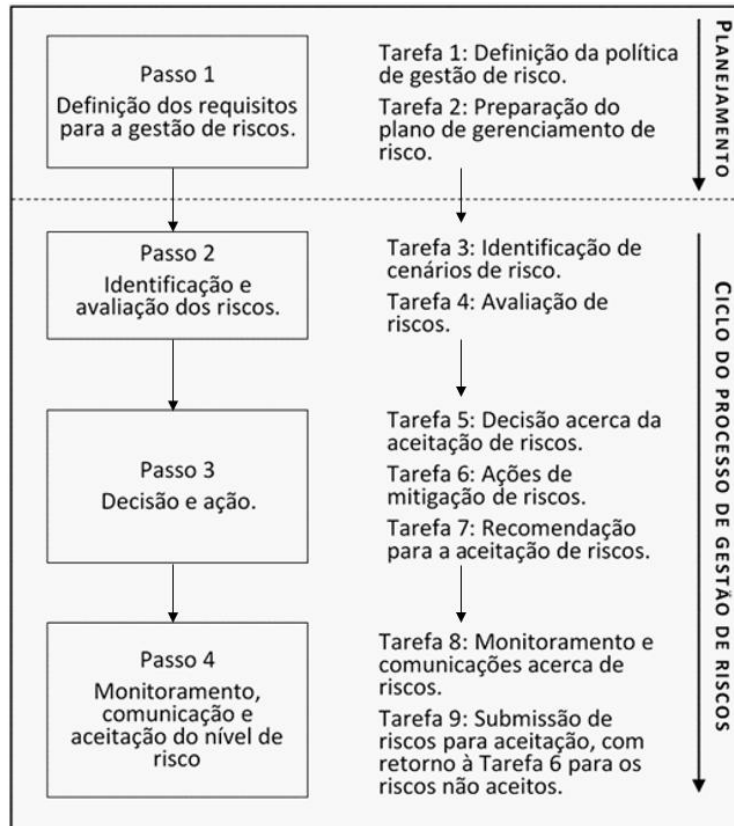


Fonte: NASA (2010).

A Agência Espacial Europeia (ESA), igualmente, implementa processos de gerenciamento de riscos em seus programas e projetos. Para a ESA, conforme as diretrizes aplicáveis (ESA-ESTEC, 2008), a gestão de riscos é definida como “[...] um processo iterativo e sistemático para a otimização de recursos [...] integrado através de funções definidas e responsabilidades para as atividades do dia-a-dia, em todos os domínios de projeto e em todos os níveis de projeto [...]” e tem como objetivo “[...] identificar, avaliar, reduzir, aceitar e controlar os riscos dos projetos espaciais de forma sistemática, proativa, abrangente e

*eficaz, tendo em conta as restrições técnicas e programáticas do projeto[...]”*. A Figura 1.2, abaixo, apresenta, esquematicamente, o processo de gestão de risco em projetos da área espacial, no âmbito da ESA.

Figura 1.2 - Tarefas associadas ao processo de gerenciamento de risco em projetos da área espacial, como preconizado pela ESA, em que são identificadas as fases de planejamento e de execução da gestão de riscos.



Na fase de execução, a atividade de gerenciamento de riscos é implementada de forma cíclica, compreendendo as tarefas de 3 a 9.

Fonte: ESA-ESTEC (2008).

O processo de gestão de riscos, ilustrado na figura acima, é representativo daquele normalmente implementado em organizações, independentemente da área de atuação. Na fase de planejamento, define-se a política de riscos a ser adotada e efetua-se o planejamento geral do processo. Na fase de execução do processo, efetuam-se, ciclicamente, as atividades: (a) de identificação de

riscos, sua classificação e hierarquização, bem como a definição do “dono do risco”, ou seja, do técnico ou equipe responsável pelo monitoramento e ações relativas a cada risco (Tarefas 3 e 4); (b) de definição da resposta aos riscos identificados (Tarefa 5); e (c) de monitoramento dos eventos de risco identificados no item (a) e ações que implementem as respostas definidas no item (b) (Tarefas 6 a 9). À medida que um projeto se desenvolve, modificam-se os cenários de riscos, o que torna necessária a repetição periódica das atividades da fase de execução do processo de gestão de riscos. Assim como na NASA, a gestão de riscos é obrigatória no âmbito das missões desenvolvidas pela ESA.

No âmbito do programa espacial brasileiro, inexistem, ainda, uma referência, com requisitos ou processos, que possa servir de guia para a implementação da gestão de riscos em projetos nacionais da área espacial.

Missões espaciais exigem planejamento preciso e design robusto de equipamentos e sistemas, pois a manutenção de sistemas em órbita é praticamente inviável e as especificidades do ambiente de missão são muito exigentes, principalmente no que tange tanto ao ambiente de lançamento, caracterizado por aceleração, vibração e choque, quanto ao ambiente espacial, com requisitos especiais referentes à radiação de partículas, vácuo e temperatura.

Na área espacial, aprender com experiências anteriores é, portanto, uma prática valiosa, principalmente quando se identificam as razões para o que falhou em missões e projetos anteriores (NEWMAN, 2001; NASA, 1998). O processo de disponibilização de conhecimento a partir de missões antecedentes é geralmente denominado “lições aprendidas” e tem recebido muita atenção (NORTH ATLANTIC TREATY ORGANIZATION - NATO, 2016.; ROWE & SIKES, 2006).

O presente trabalho, em uma de suas etapas, objetiva propor e investigar uma metodologia para mitigar a recorrência de falhas/problemas em projetos aeroespaciais, baseada em “lições aprendidas” e gestão de riscos. Especificamente, uma abordagem vinculando “lições aprendidas” à gestão de

risco é proposta como uma forma de transmitir conhecimento acumulado em missões precedentes para as missões atuais e futuras.

O caso particular de missões que compartilham um grande número de requisitos e que têm ciclos de vida semelhantes, como frequentemente acontece, por exemplo, com as missões pertencentes a programas para estudos em microgravidade, com foguetes de sondagem, será utilizado para desenvolver e descrever a metodologia. Esta opção pelas missões destinadas à pesquisa em microgravidade deve-se ao fato principal da existência de acervo de informações relativo a missões em microgravidade, tendo como plataforma foguetes de sondagem, acervo este advindo do Programa Microgravidade, instituído pela Agência Espacial Brasileira (AEB) em 1998 e desenvolvido com a participação do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE) e do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE).

Os relatórios técnicos relativos a cinco missões realizadas, consideradas como material de trabalho para esta dissertação, com um total de 31 experimentos, proveem material suficiente para o desenvolvimento e ilustração de aplicação da metodologia aqui proposta.

O aprendizado a partir de missões e projetos anteriores pode derivar tanto de eventos positivos quanto negativos. Conseqüentemente, exercícios de “lições aprendidas” consideram, em princípio, tanto resultados positivos quanto aqueles classificados como negativos.

No presente trabalho, porém, serão considerados apenas os eventos que afetaram negativamente as missões e projetos pesquisados. Essa limitação deriva, essencialmente, de viés na documentação disponível acerca do Programa Microgravidade, que enfatiza o relato de falhas/problemas. Trabalhos futuros deverão considerar, também, os resultados positivos.

Esquemáticamente, a metodologia pode ser assim descrita. A partir de um exercício de “lições aprendidas”, será composta uma lista das falhas/problemas que afetaram, de alguma maneira, o cumprimento dos objetivos das *missões* e *experimentos* realizados. Para cada falha/problema registrada, procurar-se-á identificar a sua posição no ciclo de vida da missão ou experimento, bem como

suas possíveis causas-raiz e consequências. Em sequência, será avaliada se a falha/problema pode ser considerada como derivada de uma situação de risco ou não, mais especificamente, se pode ou não ser atribuída a um fator não previsível. Finalmente, sendo este um ponto central do presente trabalho, os eventos rastreáveis a situações de risco, e de relevância, serão convertidos em declarações de risco a serem incorporadas ao processo de gestão de riscos de novas missões. Aspectos adicionais e um detalhamento da metodologia serão abordados no Capítulo 3.

Mesmo sabendo-se ser inevitável a exposição ao risco e buscando-se adotar práticas que mitiguem a sua ocorrência e/ou impacto, insuficiências na avaliação e na gestão de riscos *sistêmicos* têm sido, ao longo dos anos, recorrentemente apontadas como responsáveis por eventos catastróficos (O'CONNOR, 2005). Há a necessidade de que missões e projetos, principalmente aqueles de aplicações críticas, como os espaciais, busquem avaliar e gerenciar esses riscos de forma sistemática e pragmática (PREYSSL, ATKINS, & DEAK, 1999). O presente trabalho insere-se nesta busca de aprimoramento da gestão de riscos, através de abordagens sistêmicas, no âmbito de missões científicas (e tecnológicas) realizadas a partir de foguetes de sondagem.

Além do estudo acadêmico acerca do tema gestão de risco, conforme preconizado por diferentes padrões, e a aplicação do conhecimento adquirido na proposição de uma metodologia de gestão de risco *adaptada* (“*tailored*”) a missões com foguetes de sondagem, o presente trabalho busca motivar a importância da prática do processo de gestão de risco para a melhoria da eficácia e da qualidade de futuras operações e introduzir o emprego de “lições aprendidas” no âmbito do Programa Microgravidade, como forma de aprimoramento do programa.

O trabalho encontra-se estruturado na forma descrita a seguir. No Capítulo 2, são apresentados os fundamentos conceituais e as definições utilizadas ao longo do trabalho, sendo que na Seção 2.1, são apresentados conceitos referentes à gestão de projetos, na Seção 2.2, aborda o ciclo de vida de

projeto, na Seção 2.3, temos uma abordagem da estrutura de divisão de trabalho (EDT), a Seção 2.4 aborda o conceito de risco e a Seção 2.5 aborda os aspectos gerais da metodologia de gestão de risco. Na Seção 2.6, são abordados conceitos gerais de riscos em projetos, sua classificação, metodologias para avaliação de riscos e as metodologias para o gerenciamento de riscos para projetos na área espacial, conforme os padrões INCOSE , ISO, PMBOK, NASA e ECSS<sup>2</sup>. A Seção 2.7 aborda o conceito de “Lições Aprendidas”. Na Seção 2.8, são apresentados conceitos relevantes, da perspectiva do presente trabalho, referentes a missões de estudos científicos e tecnológicos em ambiente de microgravidade, além de um breve histórico do Programa Microgravidade no país. O Capítulo 3, por sua vez, apresenta a metodologia seguida no trabalho, enquanto que o Capítulo 4 é dedicado ao estudo de “lições aprendidas” relativo ao conjunto de missões de foguete de sondagem dedicadas ao Programa Microgravidade. No Capítulo 5, apresenta-se uma síntese dos resultados de “Lições Aprendidas” advindas do mapeamento das ocorrências dos experimentos e das operações a partir dos resultados do Capítulo 4. O foco deste capítulo é identificar os eventos que possam ser considerados como os mais influentes, do ponto de vista sistêmico, para o sucesso (ou insucesso) das missões e experimentos avaliados. A partir deste estudo, no Capítulo 6 será apresentada uma proposta de metodologia de gestão de risco *adaptada* (“*tailored*”) a missões com foguetes de sondagem, com foco em missões de microgravidade. O Capítulo 7, por fim, apresenta as conclusões do presente trabalho e elenca temas para futuros estudos.

---

<sup>2</sup> Europe Cooperation for Space Standardisation, <https://ecss.nl/standards/>

## **2 DEFINIÇÕES E CONCEITOS**

Neste capítulo, buscar-se-á apresentar conceitos que considera-se relevantes para o trabalho desenvolvido na dissertação. A apresentação focará dois principais eixos: o primeiro relacionado à gestão de projetos, em que serão abordados conceitos tais como ciclo de vida, estrutura de divisão de trabalho, risco, gestão de riscos e “lições aprendidas”, todos relativos a projetos; o segundo relaciona-se à pesquisa científica e tecnológica em ambiente de microgravidade. Enfatizamos, aqui, que este último tema será objeto, apenas, de uma breve revisão, de modo a prover o contexto no qual a metodologia proposta nesta dissertação será desenvolvida e aplicada.

Consideramos importante esta apresentação de conceitos, pois enquanto que a metodologia a ser apresentada nesta dissertação relaciona-se à gestão de projetos, o instanciamento desta metodologia, na forma de uma demonstração de aplicação, dar-se-á no âmbito de missões de pesquisa em microgravidade. Como ficará patente no Capítulo 3, a definição dos principais conceitos intervenientes em tais missões faz-se necessária para que se possa desenvolver a identificação e análise de falhas/problemas apresentadas naquele capítulo.

### **2.1 Gestão de projetos**

Para que uma missão aeroespacial seja bem-sucedida, são necessários o planejamento e o gerenciamento de todos os trabalhos afetos, desde a concepção e a especificação da missão, passando pelo *design*, a fabricação, a integração e a verificação, até a operação e o descarte. Para tanto, de modo a aprimorar a qualidade e a confiabilidade de execução do trabalho recorrente, fazem-se necessários o aperfeiçoamento e a padronização de métodos e procedimentos.

Correntemente, a gestão de projetos, como preconizada em diferentes padrões, é estruturada na forma de processos, voltados para melhorar a



comunicação, o planejamento e a execução de atividades, sendo essenciais para assegurar a finalização do projeto com sucesso técnico, no tempo e dentro do orçamento previsto, principalmente em projetos da área espacial, que se caracterizam por grande complexidade e riscos diversos.

Do ponto de vista da organização, a adoção da gestão de projetos como uma ferramenta de uso amplo auxilia e promove a governança e a fixação da memória organizacional.

De forma mais específica, podem ser citados como benefícios que o gerenciamento de projetos pode proporcionar para a organização, entre outros (KERZNER, 2003):

- a) identificação de responsabilidades, assegurando seu cumprimento independentemente de mudanças de pessoal;
- b) diminuição da necessidade de “*reports*” contínuos;
- c) identificação de prazos factíveis;
- d) identificação de uma metodologia para a análise de “*trade-off*”;
- e) medições comparativas entre o que foi realizado e aquilo que estava planejado;
- f) antecipação na identificação de problemas, facilitando que ações corretivas possam ser tomadas;
- g) melhoria na capacidade de planejamento para o futuro; e,
- h) conhecimento de quando os objetivos não poderão ser alcançados ou serão excedidos em sua expectativa.

O escopo de um projeto pode ser definido como o conjunto de atividades desenvolvidas, conforme um cronograma e fazendo uso de recursos diversos, com o objetivo de desenvolver e produzir um produto, tangível ou não, conforme requisitos de partes interessadas. Assim, projetos são únicos e limitados no tempo.

As atividades em um projeto, sejam elas técnicas ou de gerenciamento, são organizadas na forma de processos. De forma geral, um processo pode ser

caracterizado como a agregação de valor a um conjunto de entradas, conforme especificações, normas e padrões aplicáveis, resultando em produtos de processos que, quando agregados, resultam no produto final, objeto do projeto.

## **2.2 Ciclo de vida de projetos**

O resultado de um projeto é usualmente denominado de *produto*, o qual pode ser tangível, como no caso de um equipamento, ou intangível, como no caso de um serviço. O *ciclo de vida* de um projeto consiste de um conjunto de fases, o qual se estende de uma fase inicial de definição de requisitos para o produto, passando por fases de projeto (“*design*”) e fabricação do produto, até a fase final em que ocorre a entrega do produto ao usuário final. É importante que se diferencie o ciclo de vida do projeto do ciclo de vida do produto, conforme tratado no padrão PMBOK (PMI, 2017) ou INCOSE (INCOSE, 2015). O ciclo de vida do produto engloba o ciclo de vida do projeto.

Na área espacial, diferentes *padrões* apresentam diferentes propostas de ciclo de vida. Nos padrões NASA (NASA, Office of the Chief Engineer, 2014) e ECSS (ECSS, 2009) os ciclos de vida propostos são relativamente próximos e, em uma classificação geral, caracterizam-se como ciclos de vida em cascata, em que as fases são desenvolvidas sequencialmente.

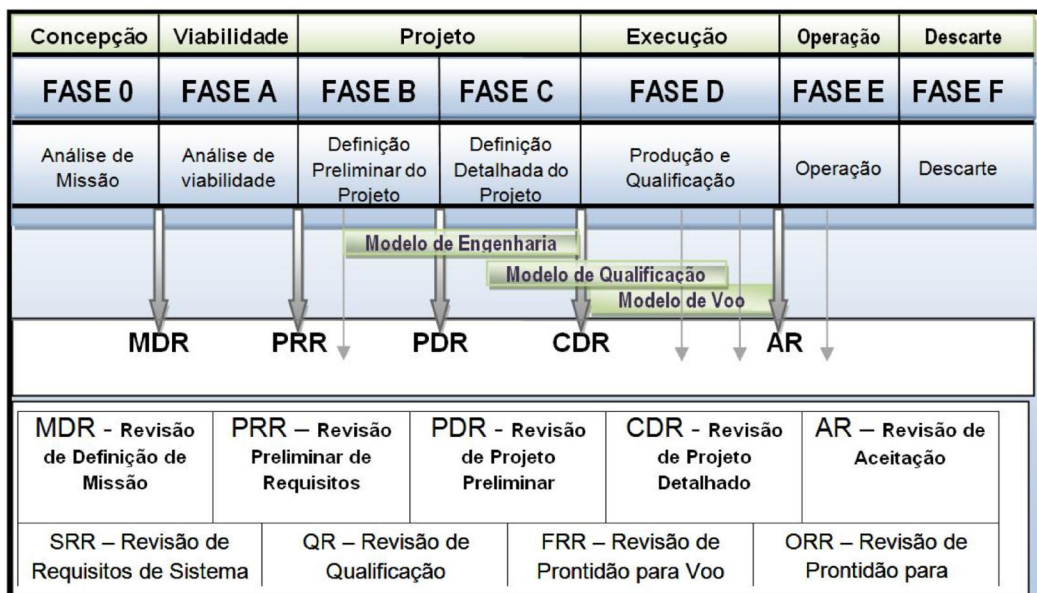
Cada padrão define a parte do escopo do projeto a ser desenvolvida em cada fase. Uma fase é separada da seguinte por uma reunião de revisão. Tratam-se de reuniões formais em que o escopo programado para a fase que finda é avaliado quanto à completude de sua realização e à qualidade do trabalho desenvolvido. A reunião é concluída com a emissão de um parecer acerca da aptidão do projeto para avanço para a fase seguinte.

No caso do padrão ECSS (ECSS, 2009), adotado nas missões desenvolvidas pelo INPE, o ciclo de vida, como ilustrado na Figura 2.1, é composto por sete fases, com as denominações a seguir:

- a) FASE 0 – Análise de missão e identificação de requisitos,
- b) FASE A – Viabilidade,

- c) FASE B – Definição preliminar,
- d) FASE C – Definição detalhada,
- e) FASE D – Qualificação e produção,
- f) FASE E – Operações/utilização, e,
- g) FASE F – Descarte.

Figura 2.1 – Ciclo de vida de um projeto espacial, conforme diretrizes do padrão ECSS.



Fonte: Yassuda e Perondi (2010).

A Fase 0 é dedicada ao estudo e à elicitación dos requisitos de missão, e caracteriza-se por uma ampla interação entre as partes interessadas (*stakeholders*) e a equipe do projeto, de modo que sejam conhecidas detalhadamente todas as necessidades a serem atendidas pela missão, em particular aquelas associadas às características técnicas do(s) produto(s) associado(s) à missão, ao cronograma e ao orçamento.

A Fase A, por sua vez, é dedicada à proposição de possíveis arquiteturas de sistema que atendam às necessidades de missão, estabelecidas na Fase 0. Para cada arquitetura proposta, deve ser demonstrada a sua viabilidade,

quanto a cronograma, custo, tecnologia, recursos humanos, infraestrutura, entre outros elementos de restrição. No final da Fase A, deve ser demonstrado que existe uma ou mais arquiteturas de sistema viáveis para a consecução da missão, como definida e especificada na Fase 0.

A Fase B inicia-se com a decomposição das arquiteturas de sistema propostas na Fase A e o desenvolvimento de uma primeira proposta técnica para seus elementos, até o nível necessário para a seleção da arquitetura que atenda, de forma mais balanceada, os requisitos de missão. Definida a arquitetura, o restante da Fase B é dedicado à decomposição completa da arquitetura e definição de um projeto preliminar para o sistema.

A Fase C, por sua vez, é dedicada ao projeto detalhado do sistema, subsidiada pela demonstração, com o apoio de possíveis modelos de engenharia, de que o projeto atende todos os requisitos funcionais. Baseado no projeto detalhado do sistema, inicia-se, nesta fase, a fabricação de modelos de qualificação de equipamentos, conforme o plano de desenvolvimento estabelecido para o projeto.

Já a Fase D é dedicada à fabricação, integração e verificação dos equipamentos de voo, desde o nível de equipamento, passando por subsistema, até o nível de sistema. A fabricação dos modelos de voo se inicia após as atividades de verificação, efetuadas por meio de modelos de qualificação. Finalmente, a Fase E é dedicada à operação do sistema, ao longo de sua vida útil, enquanto que Fase F é dedicada ao descarte do sistema.

No padrão ECSS, o ciclo de vida do projeto é identificado com o ciclo de vida do produto. Ainda, conforme o padrão ECSS, ao término de cada fase é realizada uma revisão das atividades efetuadas e dos produtos/resultados alcançados, caracterizada por uma análise crítica executada por uma equipe não envolvida diretamente nas atividades elaboradas.

As reuniões de revisão, com posicionamento também ilustrado na Figura 2.1, embasam a decisão acerca da aptidão do projeto para promoção à fase seguinte. As revisões PRR, SRR e PDR, abordam, principalmente, requisitos e definições do sistema/produto, enquanto que as revisões CDR, QR e AR, que

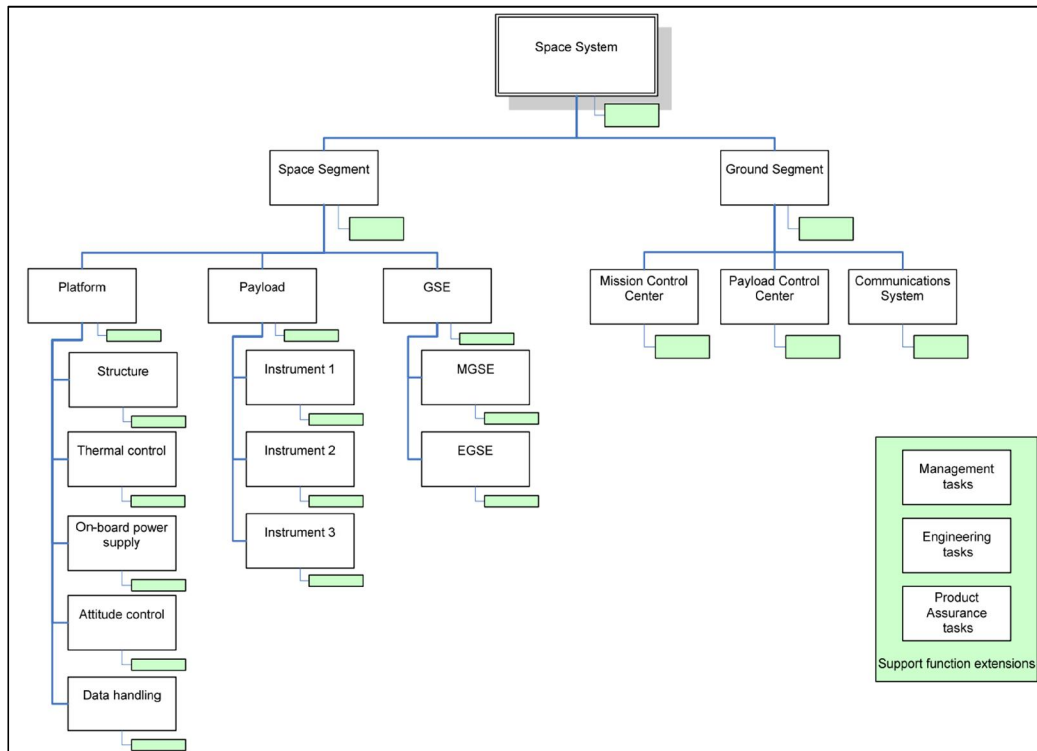
se desenvolvem em todos os níveis da hierarquia do projeto, ocupam-se, principalmente, da avaliação de justificativas e verificações.

### **2.3 Estrutura de divisão de trabalho (EDT) em projetos**

Conforme os preceitos correntes de gestão de projetos, a execução de um projeto é organizada dividindo-se o escopo total em partes. A divisão do escopo é efetuada de forma hierarquizada, seguindo alguma característica organizacional, tal como geografia, árvore do produto ou outra. Na área espacial, a árvore do produto (ou do sistema) é, majoritariamente, utilizada como referência para o estabelecimento da estrutura de divisão do trabalho.

A Figura 2.2 apresenta um exemplo de EDT que serve como referência para projetos na área espacial. Neste exemplo, observa-se que o sistema espacial, associado a uma dada missão, é subdividido em Segmento Espacial e Segmento de Solo, os quais são, por sua vez, subdivididos em subsistemas e assim por diante, até o nível de Pacotes de Trabalho, os quais constituem-se na extremidade final da hierarquia.

Figura 2.2 - Exemplo de Estrutura de Divisão do Trabalho (EDT) associada a uma missão espacial.



Fonte: ESA-ESTEC (2009).

A organização do projeto é estabelecida, essencialmente, através da associação de quadros de gerentes e especialistas à EDT. A cada nível representado em uma EDT é associado um gerente, com extensões de apoio, como mostrado na mesma figura.

## 2.4 Conceito de risco

O conceito de risco é um tanto difuso. O dicionário Houaiss (2019) traz como significados para a palavra “risco” a “[...] a probabilidade de perigo com ameaça física para o homem e/ou o meio ambiente, ou a probabilidade de insucesso, de malogro de determinada ação, em função de acontecimento eventual, incerto, cuja ocorrência não depende exclusivamente da vontade dos interessados. [...]”.

Para a ABNT 17666 (2012), o risco é considerado como “[...] *uma situação indesejável ou circunstância que tem a probabilidade de ocorrência e consequências negativas em potencial para o projeto. [...]*”.

Já, Bernstein (1996) diz que a origem do termo risco vem do italiano antigo “*risicare*” cujo significado é ousar, levando à insinuação de que o risco seria, para os antigos, uma opção e não uma fatalidade.

Na abordagem moderna, considera-se que toda tomada de decisão envolva um risco. Portanto, se o risco está associado a uma escolha, envolvendo uma tomada de decisão, essa decisão, que produz consequências para o futuro do empreendimento em consideração, deve ser baseada em critérios coerentes e mensuráveis, surgindo então a necessidade de medir o risco e gerenciá-lo.

Observa-se que, do ponto de vista gerencial, é efetuada uma diferenciação entre as definições de risco e incerteza. Enquanto risco é associado a um universo conhecido de eventos futuros, sendo, em princípio, possível atribuir probabilidades para a ocorrência de cada evento possível, o conceito de incerteza é associado a situações em que nem mesmo o universo de possíveis eventos pode ser definido. No presente trabalho, estaremos sempre nos referindo a risco conforme a definição acima.

Geralmente, quando se fala em gestão de risco, o foco consiste em proteger o empreendimento em questão de possíveis perdas, através de ações que evitem ou reduzam o risco associado a estas perdas.

Essa abordagem fornece apenas um ponto de vista: o risco encarado como ameaça, como visto nas definições inicialmente apresentadas. Contudo, um tratamento estratégico da gestão de risco permite a exploração de outro aspecto: o risco como oportunidade, com a consequente utilização da gestão de risco como instrumento para o aproveitamento de oportunidades de melhoria.

Contemporaneamente, o PMBOK de 2017 (PMI, 2017) define risco como “[...] *um evento ou condição incerta que, se ocorrer, provocará um efeito positivo ou negativo em um ou mais objetivos do projeto [...]*”.

## **2.5 Riscos do projeto**

Projetos aeroespaciais são tipicamente caracterizados por tecnologias avançadas, diversidade de tipos de missões, complexa integração de hardware e sistemas de software, e cronogramas inflexíveis, ditados por “janelas de lançamentos” relativamente exíguas (SHENHAR, 2001).

No Brasil, em particular, os projetos espaciais encontram-se, adicionalmente, sujeitos a restrições de compras, à falta de recursos humanos e financeiros, a políticas de embargo internacional e a eventuais perdas de capacitação por parte das Instituições desenvolvedoras. Estes fatores agregam incertezas e adensam as dificuldades naturais da gestão.

Na prática, observa-se que cada projeto possui características próprias, em particular, em termos de objetivos, volume de atividades, complexidade e tecnologia (Shenhar & Wideman, 2002). Assim, como preconizado por Shenhar e Dvir (2010), inexistente uma abordagem única de gestão para projetos, sendo que a aplicação do estilo errado pode levar ao fracasso do projeto.

Na fase inicial de um projeto, concomitantemente à fase de definição de missão e antes da fase de análise de viabilidade, há a necessidade de que se busque identificar quais são os principais desafios do projeto. Identificados os principais desafios, torna-se, então, possível, adequar o modelo de gestão do projeto, de modo a minimizar os riscos associados a estes desafios.

Já na fase de execução de um projeto, quando já existe a definição clara de todos os aspectos do projeto, principalmente escopo, custo e cronograma, há a necessidade de que sejam identificados e avaliados os eventos negativos, em geral estocásticos, que ameaçam o desenvolvimento e os objetivos do projeto. Uma vez identificados e avaliados tais eventos, há a necessidade de que sejam definidas as estratégias para o seu tratamento, de modo a minimizar o efeito de incertezas sobre os objetivos do projeto. Este é o objeto da disciplina denominada de Gestão de Riscos em projetos (ECSS, 2008a), que procura sistematizar, na forma de processos, o tratamento das incertezas que representam ameaças ao sucesso de um projeto (ISO, 2010).



## **2.6 Conceito de riscos em projetos**

Os objetivos do gerenciamento de riscos em um projeto específico são aumentar a probabilidade e o impacto dos eventos positivos e, reduzir a probabilidade e o impacto dos eventos negativos sobre o projeto (PMI, 2017).

Assim, a gestão de riscos assiste gerentes e engenheiros na inclusão de considerações de risco em práticas e julgamentos de gestão e de engenharia, ao longo do ciclo de vida do projeto, incluindo a definição dos requisitos do projeto (ECSS, 2008a). A necessidade de gerenciar riscos em um projeto decorre, principalmente, da existência de fatores não controláveis e, normalmente, de natureza aleatória, internos ou externos ao projeto, cujo desencadeamento, ao longo do ciclo de vida, pode resultar em escopo adicional ou, mesmo, alterar objetivos do projeto, com repercussões variadas em custo, prazo, qualidade ou confiabilidade do objeto do projeto. Normalmente, o efeito de uma alteração não é localizado e influencia de forma global a gestão do projeto.

A identificação desses fatores de riscos e/ou das suas causas constitui uma das etapas fundamentais de qualquer metodologia de gestão de riscos. O tipo de risco, a sua probabilidade de ocorrência, o seu impacto sobre o projeto, variam ao longo do ciclo de vida do mesmo, sendo por isso necessário proceder-se à identificação dos riscos, em todas as suas fases. Avaliações globais de riscos são realizadas em cada grande revisão do projeto (ECSS, 2009).

Deste modo, o gerenciamento dos riscos do projeto inclui os processos de planejamento, identificação, análise, planejamento das respostas, e controle de riscos de um projeto.

- Planejar o gerenciamento dos riscos: decisão de como abordar, planejar e executar as atividades de gerenciamento de riscos de um projeto.
- Identificar os riscos: determinação dos riscos que podem afetar o projeto e documentação de suas características.

- Realizar a análise qualitativa de riscos: fazendo uso de uma escala de classificação pré-definida, atribuir uma probabilidade e um impacto para cada risco, e efetuar a sua combinação para a definição de um parâmetro único, normalmente referido por *severidade*, para a classificação dos riscos quanto a sua prioridade.
- Realizar a análise quantitativa de riscos: identificados os riscos de maior severidade, busca-se quantificar a probabilidade que cada um destes tem sobre os possíveis resultados do projeto.
- Planejar a resposta aos riscos: desenvolvimento de opções e ações para aumentar as oportunidades e reduzir as ameaças aos objetivos do projeto.
- Controlar os riscos: processo de implementação dos planos de respostas a riscos, acompanhamento dos riscos identificados, monitoramento dos riscos residuais, identificação de novos riscos e avaliação da eficácia do processo de riscos durante todo o projeto. Este processo utiliza técnicas, como análises de variações e tendências, que requerem o uso das informações de desempenho geradas durante a execução do projeto. Outra finalidade do processo de controlar os riscos está em determinar se:
  - as premissas do projeto ainda são válidas;
  - a análise mostra algum risco avaliado que foi modificado ou que pode ser desativado;
  - as políticas e os procedimentos de gerenciamento dos riscos estão sendo seguidos; e se,
  - as reservas para contingências de custo ou cronograma devem ser modificadas de acordo com a avaliação atual dos riscos.

## **2.7 “Lições aprendidas”**

O compartilhamento de conhecimentos e experiências corporativas em toda a organização é relevante para o desempenho de uma organização. Um meio

fundamental para se facilitar isso é o compartilhamento de “lições aprendidas” (LA), tanto positivas quanto negativas. A qualidade da aprendizagem, do desenvolvimento, e da eficiência beneficia-se muito do compartilhamento das “lições aprendidas” e do arquivamento da memória institucional de uma maneira fácil e acessível.

A qualidade do compartilhamento de conhecimentos e de experiências entre as pessoas é de grande valor para o sucesso e a efetiva alocação de esforços da organização. Segundo (KERZNER, 2016), a avaliação pós-morte (*postmortem evaluations* - PMEs) pode ser definida como um sistema de informação de “lições aprendidas”, que proporcionam valiosas percepções sobre os projetos e as possibilidades de obter os melhores retornos.

Embora seja muitas vezes esquecida, ainda a história se repete, e pode-se aprender muito com as experiências passadas. A repetição de erros ou mesmo a ignorância de uma experiência útil pode custar caro à organização.

Na área aeroespacial existe a necessidade de revisar projetos para aprender com os erros, um processo chamado “lições aprendidas”. Segundo BAAZ (2010) “[...] diversos argumentos apoiam a condução de PMEs - por exemplo, explicitando o conhecimento, desenvolvendo conhecimento, aumentando o compartilhamento de conhecimento dentro e entre projetos, aumentando a satisfação no trabalho, melhorando os relacionamentos de trabalho dos participantes e contribuindo para o aprendizado [...]”.

Embora a teoria de “lições aprendidas” proponha um aprendizado com o que deu certo e com o que deu errado, tendemos a nos focar quase que exclusivamente nos casos de insucesso.

## **2.8 Pesquisa científica e tecnológica em ambiente de microgravidade**

### **2.8.1 Microgravidade**

Atuando de maneira dominante e direcionada sobre os mais diversos tipos de fenômenos naturais, a força gravitacional terrestre chega, por vezes, a mascarar, interferir ou impossibilitar a ocorrência de fenômenos que dependem

de forças mais tênues que a gravitacional (CORRÊA JÚNIOR. & MORAES JÚNIOR., 1999). Estudos sobre estes fenômenos apenas são passíveis de serem realizados em um ambiente onde se promova a redução ou a compensação significativa das acelerações ambientais e, em especial, da aceleração da gravidade.

O distanciamento de corpos massivos, como planetas ou estrelas, a indução de quedas-livres ou o movimento em órbitas de planetas podem criar um ambiente onde se verifica a redução ou compensação da força da gravidade, quer por simples distanciamento de massas, como no primeiro caso, quer por compensações da aceleração gravitacional, como no segundo e terceiro casos. Como o distanciamento da Terra é, ainda, impraticável, utiliza-se a queda livre ou o movimento orbital para a obtenção do ambiente de microgravidade. Assim, faz-se o uso de tubos/torres de queda-livre, voos parabólicos em aeronaves, foguetes, balões, satélites, cápsulas de reentrada ou de estações espaciais para a produção deste ambiente.

O termo microgravidade refere-se a um estado em que a força gravitacional, devida a objetos cósmicos massivos é compensada, de modo que a força resultante é muito reduzida quando comparada a forças que definem fenômenos físicos importantes como, por exemplo, convecção e adesão superficial. Sua pesquisa é de especial interesse nos fenômenos de transporte.

Em se considerando uma queda livre, entende-se por “estado de microgravidade” a situação na qual a força de inércia em qualquer parte do corpo em queda compensa a força gravitacional sobre esta parte, e as acelerações residuais, devido a rotações de corpo livre ou outras perturbações encontrem-se na faixa de  $10^{-3}$  a  $10^{-6}$  g, atribuindo-se o grau de melhor qualidade ao menor módulo desta aceleração.

De modo a melhor ilustrar as características do que se entende como ambiente de microgravidade, descrevemos, brevemente, a seguir, o exemplo de um experimento de crescimento de cristais, por variação de temperatura, em ambiente de microgravidade, a partir da solidificação de uma fase líquida.

O experimentador deseja que os cristais possam crescer o mais simetricamente possível, no ambiente em que se encontram. Para tanto, seria necessário eliminar todas as forças externas que atuam sobre as diferentes partes do líquido. Quando o experimento é realizado em laboratório em Terra, observam-se as seguintes forças externas:

- a pressão hidrostática sobre o experimento varia em relação à base do invólucro; sendo assim, as camadas mais próximas à base do experimento estão sujeitas a uma pressão hidrostática maior do que as camadas mais afastadas da base; quando se combina este efeito com gradientes térmicos, observam-se movimentos convectivos, em que partes do líquido com menor densidade tendem a se mover contrariamente ao gradiente de pressão, alterando de forma determinante as condições de crescimento do cristal ao longo da amostra;
- o movimento de rotação da Terra produz acelerações sobre o líquido do experimento; estas acelerações não são homogêneas ao longo do líquido, perturbando, assim, o processo de crescimento;
- as vibrações espúrias, inerentes ao trânsito de veículos, pessoas ou outras causas, provocam, igualmente, acelerações externas sobre o líquido do experimento, que variam conforme a distância entre cada ponto do volume do experimento e o centro de gravidade do corpo que o engloba.

Os efeitos apontados parecem diminutos, mas influem na qualidade do crescimento do cristal: em geral, quanto maior o nível de perturbações externas, menor o nível de perfeição do cristal crescido. Daí o interesse no chamado ambiente de microgravidade.

Com relação à pressão hidrostática, o ambiente de queda livre a elimina, porque tanto o experimento quanto seu invólucro estão caindo, mitigando os efeitos de convecção térmica.

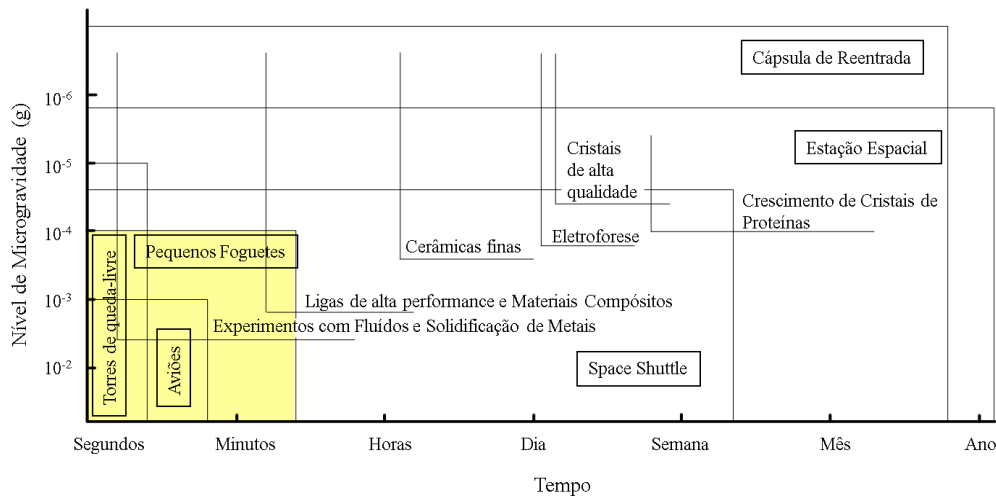
Se o experimento for em solo não há o que fazer com relação ao movimento da Terra; no espaço, este item é eliminado.

Referentemente ao isolamento de vibrações espúrias, faz-se necessário conhecer a forma utilizada para a obtenção do ambiente de microgravidade. Quando se utilizam foguetes de sondagem é necessário que o experimento ocorra quando a plataforma encontrar-se em ambiente de vácuo, para evitar as forças aerodinâmicas provenientes do deslocamento da plataforma na atmosfera, mantendo também inativos durante os experimentos quaisquer equipamentos eletromecânicos produtores de vibrações na plataforma. O sinal para que se iniciem os experimentos é dado com base em uma trajetória teórica gerada, na qual o início e o fim do período de microgravidade são identificados pelo período em que a plataforma estiver acima da altitude de 110 km (uma altitude onde se tem bom vácuo).

Ainda no caso de experimentos desenvolvidos fora da atmosfera, por foguetes de sondagem, é necessária, igualmente, a eliminação das acelerações oriundas do rolamento do foguete e da dinâmica de separação da plataforma. Para tanto, a plataforma é equipada com um sistema de controle de atitude por gás frio que elimina tais acelerações. Um bloco acelerométrico monitora o nível de micro acelerações lineares residuais, enquanto um bloco de girômetros informa as velocidades angulares, fazendo atuar o sistema de controle de atitude. Este sistema reduz, aos poucos, o período das oscilações da plataforma, chegando a um limiar de baixíssimas acelerações angulares, sendo este um dos fatores necessários para se estabelecer o ambiente de microgravidade.

O *ambiente de microgravidade* passa a ser chamado de ambiente de “*baixa gravidade*” quando o módulo das acelerações passa a se distanciar da faixa de  $10^{-6}$  g. Enquanto alguns experimentos contentam-se com níveis de microgravidade da ordem de  $10^{-3}$  g, outros requerem  $10^{-6}$  g. Outro fator de interesse aos experimentos é a duração do *estado de microgravidade*, ou seja, o intervalo de tempo onde se estabelecem as condições adequadas para a condução de um experimento. A Figura 2.3 nos mostra os meios de obtenção do *estado de microgravidade* para alguns tipos de experimentos, levando em consideração o nível de microgravidade e a sua duração.

Figura 2.3 - Nível de microgravidade vs. Tempo.



Fonte: Adaptado de NASA (2000).

Vale lembrar que distúrbios como manobras orbitais, ventos solares, força de Coriolis, forças de Coulomb, e até oriundos de uma tripulação (operações manuais, deslocamentos, atividades etc.) influenciam na qualidade do ambiente de microgravidade. Estes fatores se agrupam como parte dos “*g-jitters*”.

Segundo Jules (2001), em um veículo orbital tripulado, o ambiente de microgravidade pode ser considerado como constituído de 3 componentes ou regimes (Tabela 2.1):

- Quase-Estático: é o componente/regime no qual a aceleração varia sobre longos períodos de tempo, tipicamente mais longos que um minuto, considerando plataformas orbitais;
- Vibratório: é composto de acelerações harmônicas e periódicas em natureza com frequência características;
- Transiente: é composto de acelerações que duram um curto período de tempo e não são repetitivas.

Tabela 2-1 - Componentes do ambiente de microgravidade.

	Regimes		
	Quase-Estático	Vibratório	Transiente
Frequência (Hz)	$0 \leq f < 0,01$	$0,01 \leq f \leq 300$	Banda larga
Magnitude (g)	Picos de $1 \mu\text{g}$ (ou menos)	$10 \text{ a } 10^3 \mu\text{g}_{\text{RMS}}$	Picos de 10 mg
Fontes Primárias (exemplos)	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Efeito do gradiente de gravidade e rotações: excluindo o centro de massa.</li> <li>- Arrastos: em função da altitude, atitude, vento solar etc.</li> <li>- Veículo: fluxos de água ou ar.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Equipamentos: Bombas, ventiladores, centrifugas, compressores.</li> <li>- Tripulação: exercícios ergométricos.</li> <li>- Veículo: modos estruturais.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Veículo: acionamento de propulsores, atracamento.</li> <li>- Tripulação: impulsos e impactos, fechamento de gavetas e armários, manipulação de experimentos.</li> <li>- Equipamentos: ativação de maquinário.</li> </ul>

Fonte: Jules (2001).

Não obstante a fatores restritivos, a escolha do meio a ser utilizado para a realização do experimento vai depender também de restrições funcionais, operacionais e de oportunidades de voo.

### 2.8.2 Experimentos em ambiente de microgravidade

Dentre o universo de missões que fazem uso de sistemas espaciais, encontram-se as missões desenvolvidas através de foguetes de sondagem, em particular aquelas destinadas à pesquisa científica e tecnológica em ambiente de microgravidade. Segundo informação do DLR/MORABA, 70% dos estudos mundiais em microgravidade se utilizam de foguetes de sondagem como meio de obtenção deste ambiente.

Experimentos em ambiente de microgravidade visam prover conhecimento sobre como a gravidade influencia os fenômenos e os processos e vêm, já há algum tempo, despertando grande interesse científico e tecnológico em campos tão distintos como ciência dos materiais, física dos fluidos, biologia, biotecnologia, fisiologia humana, botânica, medicina, dentre outras (BELINGHERI, 2001; SEIBERT, 2001; MONTI, 2002; CLÉMENT & SLENZKA,



FUNDAMENTALS OF SPACE BIOLOGY, 2006; CLÉMENT & BUCKLEY, SPACE GRAVITY, 2009).

Em um breve levantamento, foram identificadas, entre outras, as seguintes subáreas dentro dos campos atuais de interesse científico e tecnológico:

- a) biologia: experimentos como eletro fusão celular, crescimento de células, motilidade de células e experimentos botânicos (Figura 2.4);

Figura 2.4 - Desenvolvimento de tomates em microgravidade.

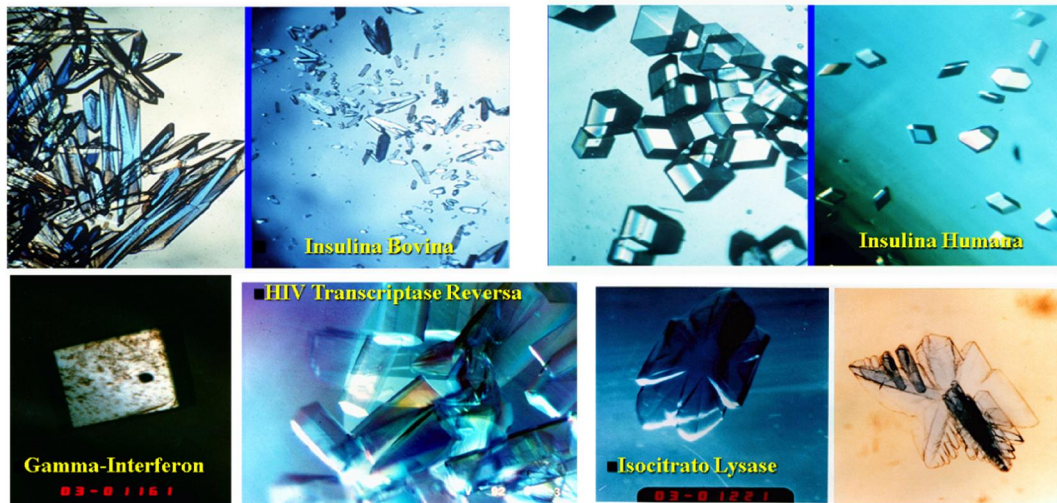


Os dois primeiros tomates se desenvolveram em microgravidade e resultam em frutos maiores e sem sementes. O terceiro tomate plantado na Terra é menor e com sementes.

Fonte: NASA (2000).

- b) físico-química: experimentos em convecção de Marangoni, eletrólise, crescimento de cristais orgânicos (Figura 2.5), transformação de fases, reações químicas, capilaridade, combustão, dissolução, fusão, flutuação, difusão e outros fenômenos de transporte (Figura 2.6);

Figura 2.5 - Crescimento de Cristais de mesmo composto em Microgravidade (direita) e na Terra (esquerda).

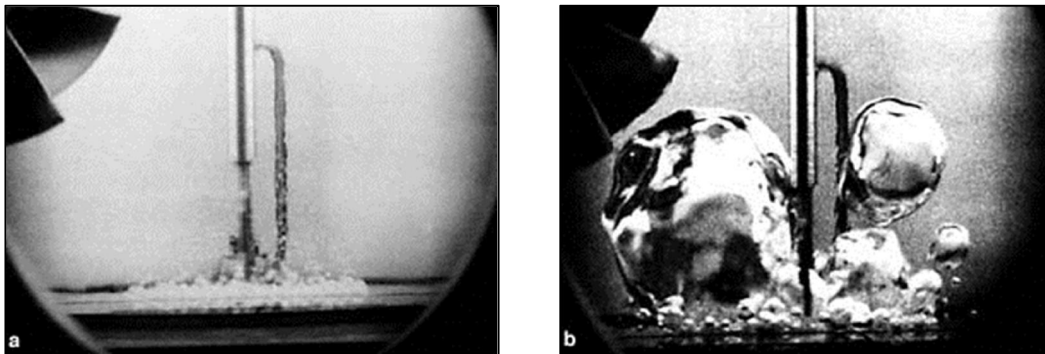


Nota: Os cristais de gama interferon e de HIV Transcriptase reversa não possuem aqui seus pares formados em terra.

Legenda: Insulina Bovina: CHOI (2016); Insulina Humana: US NATIONAL LABORATORY (2018); Gama-Interferon: (NASA, 1989); HIV Transcriptase Reversa: (WRIGHT, 2013); Isocitrato Lysase: (NASA, 1989).

Fonte: Produção do autor.

Figura 2.6 - Formação de bolhas em microgravidade.



A foto (a) mostra pequenas bolhas de gás sendo carregadas do fundo de um recipiente aquecido para sua superfície, por fluxos convectivos produzidos pela gravidade.

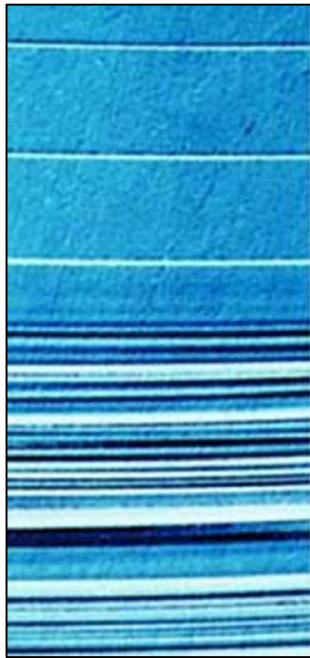
Na foto (b), o mesmo fenômeno desenrola-se em "estado de microgravidade", e, por conseguinte, há a ausência de convecção, permitindo que as bolhas de gás aquecido aumentem de tamanho e permaneçam por muito mais tempo junto ao fundo do recipiente

Fonte: Bandeira (2006).

- c) processamento de materiais: experimentos utilizando materiais sinterizados e ligas, dispersão de ligas, formação de espumas, fusão de vidro, soldas, difusão em líquidos, processamentos de líquidos sem utilização de recipientes, transição de fases, filmes finos,

experimentos com coloides e crescimento de cristais (AN, et al., 2011; AN, TOLEDO, BOSCHETTI, RIBEIRO, & BANDEIRA, 2013) (Figura 2.7);

Figura 2.7 - Solidificação de liga em microgravidade.



A foto mostra o corte longitudinal de um cristal semiconductor de germânio dopado com gálio, crescido num experimento em foguete de sondagem.

A porção inferior do cristal, que foi solidificada sob influência gravitacional, mostra variações na concentração de gálio, evidenciadas pelos estriamentos aleatórios.

A porção superior do cristal, crescida em condições de microgravidade, indica a ausência de convecção, permitindo uma mistura homogênea ao longo de todo processo de solidificação do líquido.

Os riscos na parte superior são propositais para marcar a velocidade do crescimento.

Fonte: Bandeira (2006).

- d) fisiologia: descalcificação óssea acentuada, problemas cardiovasculares, e problemas no sistema neuro-auditivo;
- e) farmacêutica: cristalização de proteínas e cristais orgânicos, desenvolvimento de novos fármacos, produção de colágeno, biosseparação (eletroforese e separação termodinâmica de fase), microencapsulação e estudo de culturas de células (biorreatores).

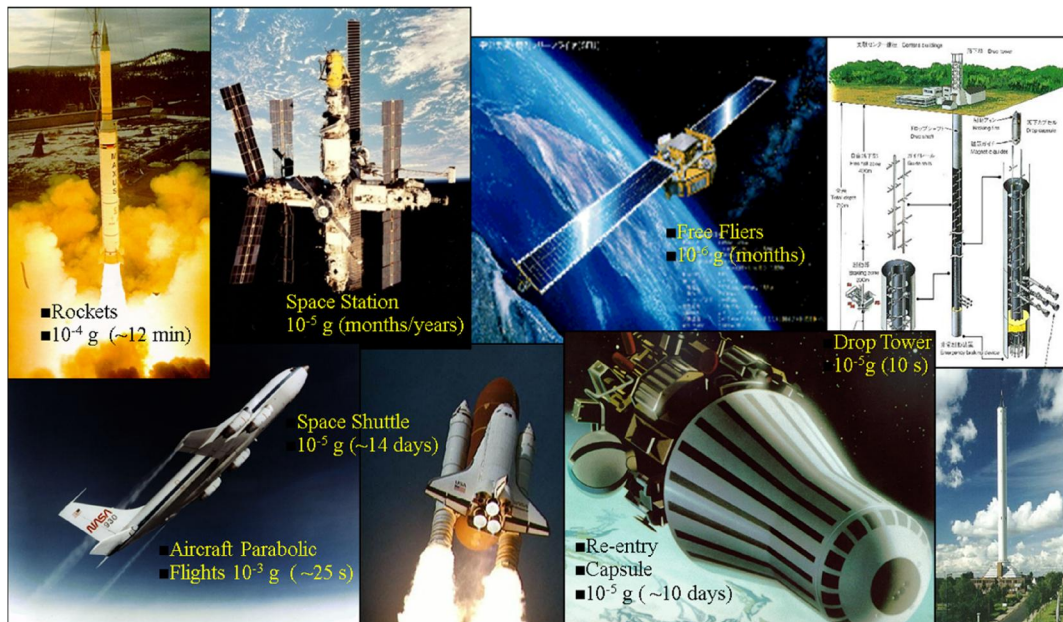
Estudos sobre estes fenômenos apenas são possíveis em um ambiente onde se promova a redução ou a compensação significativa das acelerações ambientais e, em especial, da aceleração da gravidade. Deve-se ter em mente que outras acelerações ambientais devem, também, ser minimizadas para o sucesso de experimentos.

### 2.8.3 Meios de acesso ao ambiente de microgravidade

A escolha do meio a ser utilizado tem sua vinculação associada a fatores técnicos, como a “qualidade” da microgravidade e o tempo necessário para a condução dos experimentos, e a fatores econômicos, impostos pelos custos de acesso. Além do mais, a disponibilidade e a disponibilização do meio devem ser observadas de maneira especial, pois, cronogramas, regulamentações ou restrições ao experimento pelo órgão gerenciador do meio podem inviabilizar a realização do experimento.

As plataformas usuais para experimentos em microgravidade (Figura 2.8) podem ser classificadas em 6 categorias principais: as torres/tubos de queda livre, os chamados voos “parabólicos” em aeronaves, veículos de transporte espacial, cápsulas de reentrada, foguetes de sondagem e estação orbital, com seus níveis de aceleração e seus tempos de duração de experimentação apresentados na figura.

Figura 2.8 - Meios para experimentos em microgravidade e suas características.



Legenda: Space Shuttle (NASA); Sounding Rocket, Free-flyer and Re-entry Capsule (ESA); Drop tower (ZARM); parabolic flight (NASA); Space Station (ROSCOSMOS); Underground drop tower (JAMIC).

Fonte: Produção do autor

- **Torre e tubo de queda-livre:**

O meio mais simples de estabelecer um ambiente de microgravidade é a torre de queda-livre. Uma dessas instalações pertence ao Centro de Microgravidade do Japão (JAMIC) em Hokkaido, Japão (Figura 2.8). Nesta facilidade, o nível de  $10^{-5}$  g por 10 s pode ser obtido. A instalação da JAMIC, foi construída usando um poço de uma mina subterrânea abandonada com uma profundidade de 710 m.

Normalmente as torres de queda têm como limitação as dimensões do experimento, a desaceleração final e o tempo total de queda-livre que pode variar de 2 a 10 segundos. As seguintes torres de queda também estão disponíveis para experimentos de microgravidade: ZARM, Bremen / Alemanha (4,7 s) (Figura 2.8), LEWIS RESEARCH CENTER, Cleveland (2,2 e 5,2 s) e MARSHALL SPACE CENTER, Huntsville (4,5 s), ambos nos EUA (LEKAN, 1989).

Os tubos de queda-livre por sua vez, podem aparelhar laboratórios. Servindo para pesquisas de pequeno porte, eles possuem limitações quanto ao pequeno tempo de microgravidade e ao tipo de estudo que pode ser realizado por ele devido as suas pequenas dimensões. As fotografias na Figura 2.9 mostram o tubo de queda-livre de 3 m do INPE.

Figura 2.9 - Tubo de queda-livre do Laboratório Associado de Sensores e Materiais (LAS) / INPE.



Fonte: Bandeira (2006).

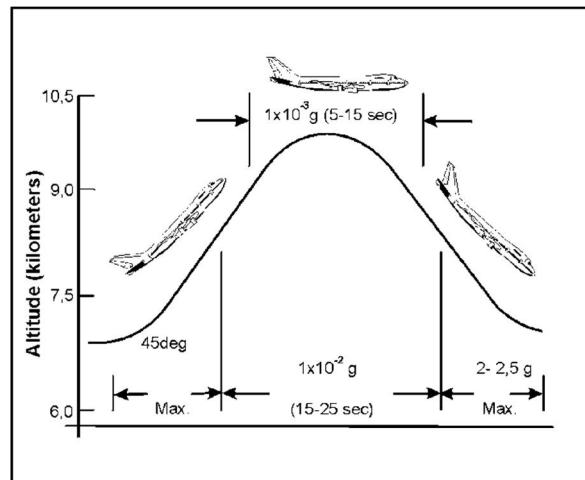
- **Voos parabólicos em aeronaves:**

O voo parabólico (Figuras 2.8 e 2.10) é uma ferramenta útil para realizar experimentos científicos e tecnológicos de curta duração em gravidade reduzida. Aeronaves poderiam fornecer períodos de 20 a 25 segundos de microgravidade ao voar em uma trajetória de arco parabólico até 40 vezes por missão.

Como vantagem adicional, o voo parabólico permite que os pesquisadores possam interagir com seu experimento. Um objeto pequeno flutuando livremente na cabine pode se beneficiar com uma maior qualidade de microgravidade (inferior a  $10^{-4}$  g), por um período de cinco a dez segundos, ou seja, até tocar as paredes da aeronave (técnica de flutuação livre) (NOVSPACE, 1999).

Aeronaves de grande porte foram usadas para experimentos de microgravidade atingindo um nível de  $10^{-3}$  g (ex.: Ilyushin IL-76MDK, Caravelle 6R-224, Boeing KC-135A e Airbus A300-B2 N°3). Aeronaves pequenas, como o Learjet, podem obter  $5 \times 10^{-2}$  a  $75 \times 10^{-2}$  g até 20 segundos por parábola.

Figura 2.10 - Voos parabólicos.



Fonte: NASA (2009).

- **Veículos de transporte espacial e estações orbitais:**

Experiências de microgravidade podem ser realizadas em veículos de transporte a uma Estação Espacial (Figuras 2.8 e 2.11), estendendo-se ao tempo adicional de permanência do astronauta na estação. Isso proporciona até 14 dias de exposição a um ambiente de microgravidade relativamente limpo, enquanto permite a manutenção do experimento pelos astronautas. A Estação Espacial internacional (EEI) provê ao usuário um ambiente de microgravidade ( $\sim 10^{-5} \text{ g}$ ) de longa duração, contando ainda com a intervenção/assistência no experimento efetuada pela própria tripulação. Ressalta-se que o ambiente de microgravidade é afetado nos períodos de reposicionamento de órbita ou de manobras orbitais, bem como nas operações de *docking* (acoplamento) para reabastecimento e troca de tripulação, além de outros *g'jitters*.

Figura 2.11 - Antiga Estação Espacial Soviética MIR.

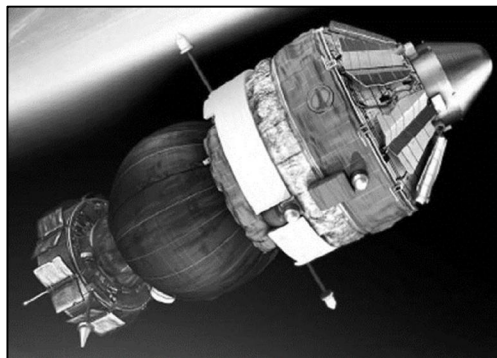


Fonte: Harland (2001).

- **Cápsula ou Satélite de Reentrada**

A cápsula ou satélite de reentrada (Figuras 2.8 e 2.12) é o melhor ambiente de microgravidade que se pode conseguir chegando a níveis próximos de  $10^{-6}$  g, com duração prolongada do tempo para experimentação. Atualmente a única cápsula em atividade é a russa FOTON.

Figura 2.12 - Capsula de Reentrada FOTON.



Fonte: PHYS ORG (2007).

- **Foguetes de sondagem:**

Plataformas transportadas por foguetes suborbitais (Figuras 2.8 e 2.13) têm se firmado, ao longo dos anos, como um dos principais meios de



ensaio para experimentos em microgravidade. Alçadas por foguetes de sondagem a altitudes da ordem de dezenas a centenas de quilômetros acima da superfície da Terra, podem proporcionar tempos relativamente longos de queda livre, da ordem de minutos, durante os quais as condições ambientais aproximam-se, com boa fidelidade ( $\sim 10^{-5}$  g), da condição de microgravidade.

Figura 2.13 - Foguetes Suborbitais.



Fonte: Corrêa Junior e Moraes Junior (1999).

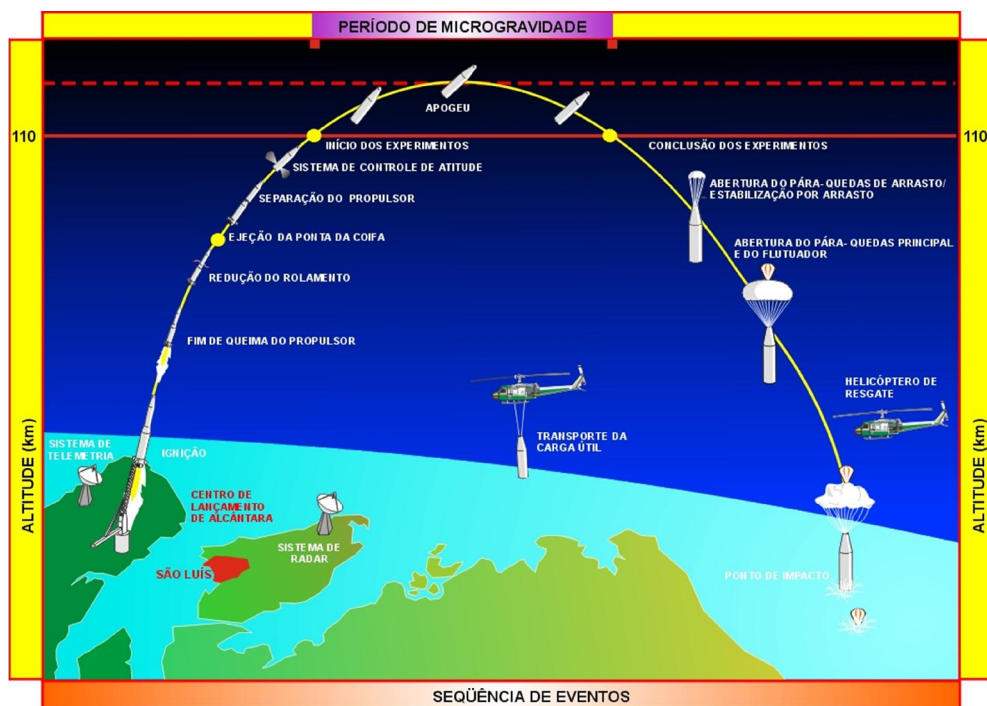
Em foguetes suborbitais, o ambiente de queda livre é estabelecido durante a fase balística do voo, após a finalização da queima do propelente do último propulsor do veículo e antes da reentrada na atmosfera. O período e o nível de microgravidade dependem do foguete, da trajetória e da plataforma, ficando, porém, compreendidos entre 3 e 15 minutos em média, atingindo níveis de microgravidade da ordem de  $10^{-4}$  a  $10^{-5}$  g por alguns segundos.

Os foguetes suborbitais são utilizados por serem um meio de acesso a elevadas altitudes (de 120 km a 1500 km) a um baixo custo, com possibilidade de recuperação e de uma eventual reutilização de módulos do seu BUS para outros voos. Estes veículos podem atender a lançamentos dedicados, não só quando as características do experimento embarcado, porém também quanto à adoção de trajetórias, horário e locais de lançamento. Além disso, muitas missões com foguetes de sondagem constituem-se em missões preparatórias para o embarque de um experimento na EEI.

Não é regra, mais é comum observar que foguetes para transportar experimentos para estudos de microgravidade são constituídos de motores comerciais (e por vezes até motores de mísseis desativados e obsoletos) havendo um desenvolvimento apenas do BUS pelo organismo que gerencia ou comercializa o meio (ex.: MAXUS, TEXUS, MINITEXUS etc.) (DASA/RI, 1995). Dentro do BUS são acomodados todos os experimentos científicos que, dependendo do foguete e dos requisitos técnicos e experimentais, pode conter de um até muitos experimentos. Além disso, o BUS é equipado com sistema de gás frio, responsável pela redução de acelerações residuais ao nível desejado de microgravidade.

A Figura 2.14 apresenta a sequência de eventos durante o lançamento de um foguete de sondagem balístico voltado à realização de experimentos em microgravidade. No caso, é mostrada a sequência de um foguete de sondagem mono-estágio (VS-30). Para um foguete com “*booster*” (VS-30/Improved Orion ou VSB-30) as etapas posteriores ao fim de queima do último motor foguete são idênticas às mostradas no mono-estágio.

Figura 2.14 - Sequência de eventos de um lançamento para experimentos em microgravidade.



Fonte: IAE (2002).

Todos os eventos durante o voo de uma plataforma são programados em terra seguindo os tempos teóricos obtidos com base na evolução de uma trajetória calculada.

O início da marca do tempo na plataforma é provocado pela abertura de um contato elétrico (“*jump*”) no conector umbilical da plataforma (o conector umbilical se abre com o início do deslocamento do foguete de sondagem pelo trilho). Este tempo é levemente atrasado do padrão de tempo IRIG, usado para registrar tempo, vídeo, telemetria, radar e outros dados coletados do veículo e que também comanda o H0 na contagem regressiva de lançamento.

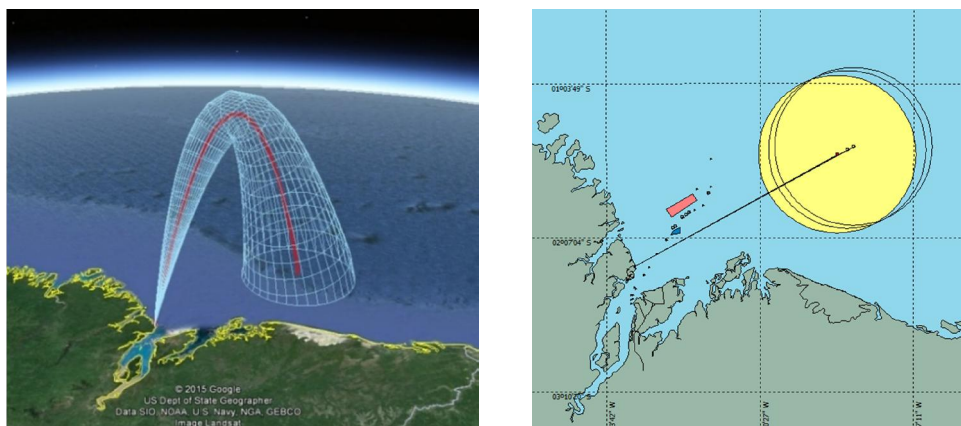
Para se desenvolver um bom ambiente de microgravidade em um foguete de sondagem é necessário que ocorram conjuntamente as seguintes condições:

- a) estabelecer uma trajetória de queda-livre;
- b) estar acima de uma determinada altitude (aprox. 110 km), já em vácuo parcial, para que a plataforma não sofra os efeitos do escoamento aerodinâmico; e,
- c) minimizar as velocidades angulares através de atuadores de gás frio. Estes atuadores são orientados através de girômetros internos e promovem a redução das acelerações residuais ao nível de micro aceleração desejado.

No Brasil, os pontos de impacto para as trajetórias são sempre alocados no mar por segurança, uma vez que a região costeira brasileira é povoada. É interessante lembrar que, embora a plataforma tenha paraquedas, o último motor foguete não os tem; esse motor e a plataforma seguem trajetórias próximas até o início da abertura do sistema de paraquedas que se dá aproximadamente a 6 km (20.000 pés). O ponto de impacto de ambos são decorrência da elevação e do azimute do lançamento, da massa dos corpos, do paraquedas, além da direção e da intensidade dos ventos. Seus pontos de impacto situar-se-ão dentro de uma região circular com raio de 1, 2 ou  $3\sigma$ , para 68%, 95% ou 99% de confiabilidade, respectivamente, onde  $\sigma$  é o desvio padrão para o ponto de impacto.

A Figura 2.15 temos os estudos das estimativas da evolução do voo e da zona de impacto para a plataforma. O ajuste da elevação do lançador seguindo a correção resultante da “pesagem” do vento momentos antes do lançamento faz deslocar a zona de impacto, razão dos dois outros círculos deslocados visualizados na figura.

Figura 2.15 - Estudos da estimativa da evolução do voo e da estimativa da zona de impacto.



Fonte: IAE (2007).

A recuperação da plataforma se dá por helicóptero quando perto da costa, ou por barco, em caso contrário. O sistema de paraquedas poderá conter ou não uma boia com sinalizador, a depender da flutuabilidade positiva (ex.: plataforma MICROG) ou negativa da plataforma (ex.: plataforma X1). Um maior detalhamento sobre as plataformas suborbitais poderá ser visto no apêndice.

#### **2.8.4 Programas de estudos em microgravidade utilizando plataformas suborbitais**

O sucesso de experimentos em microgravidade através de plataformas suborbitais tem levado ao desenvolvimento de programas de voos suborbitais, em diversos países, que ofertam oportunidades para experimentos em microgravidade de forma regular e planejada, muitas vezes através de anúncios de oportunidade.

A ESA, por exemplo, tem operado programas para experimentos em microgravidade há, já, algumas décadas, fazendo uso de diferentes plataformas, inclusive a EEI. Tais programas objetivam não só ofertar oportunidades para experimentos em geral, mas também desenvolver facilidades a serem embarcadas na EEI (CEGLIA, 2005).

Os Estados Unidos da América (EUA) já utilizavam foguetes para pesquisas em ambiente de queda-livre desde a década de 70. Com o advento das missões espaciais tripuladas, a NASA começou a desenvolver experimentos em suas operações espaciais. A partir de 1973, foi lançado a *Skylab Space Station* e, durante o período de 1973-1974, três missões tripuladas foram conduzidas com 28, 59 e 85 dias de duração, antes da estação ser impulsionada para uma órbita de transferência e efetuada a sua reentrada em julho de 1979 (UHRAN, 2012). Experimentos também foram realizados nas missões orbitais do *Space Shuttle* e são realizadas atualmente na Estação Espacial Internacional (EEI).

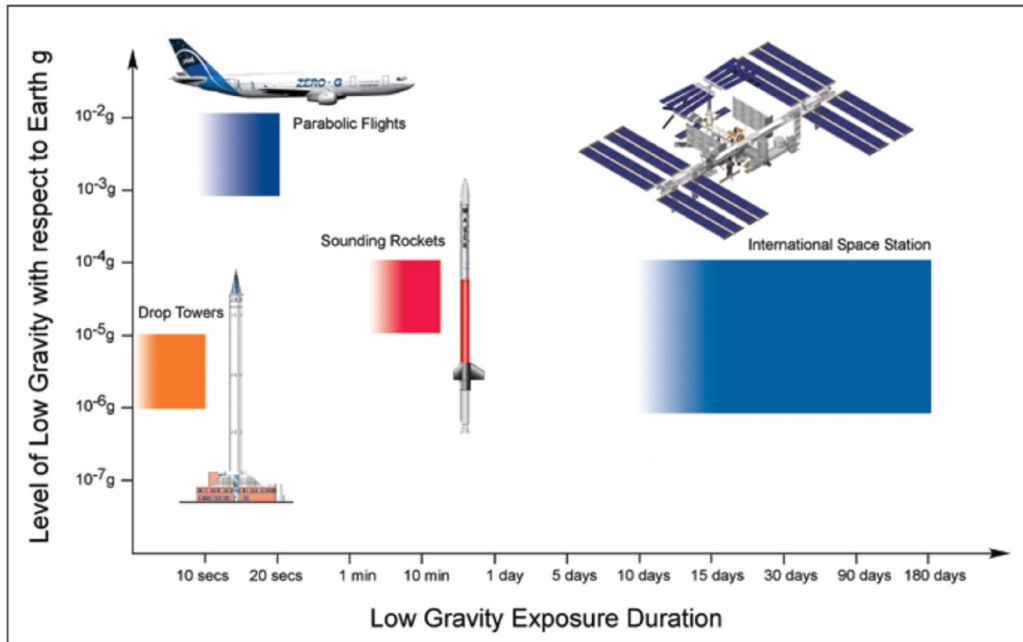
No Brasil, a realização de experimentos em microgravidade teve grande impulso com a instituição do Programa Microgravidade, pela AEB, em 1998, em cooperação com a Academia Brasileira de Ciências (ABC), o Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE) e o Instituto de Aeronáutica e Espaço do Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (IAE/DCTA). O programa disponibiliza para universidades e institutos de pesquisa, através de anúncios de oportunidade, voos em foguetes de sondagem, desenvolvidos pelo IAE, que transportam plataformas nacionais ou estrangeiras para experimentos científicos e tecnológicos em ambiente de microgravidade (DOLINSKY, PALMERIO, MORAES JÚNIOR., YAMANAKA, & CORRÊA JÚNIOR., 1999).

Os experimentos em microgravidade, quase sem exceção, estão relacionados à pesquisa básica e/ou à demonstração de conceitos. Portadores de um baixo nível de prontidão tecnológica (TRL), estes experimentos não se enquadram como tecnologias críticas.

À medida que o pesquisador passa a desejar um ambiente com um melhor nível de microgravidade, e/ou de maior duração (Figura 2.16), ele poderá se deparar com ofertas mais caras e/ou com uma nova classe de demandas e/ou restrições para o experimento (e.g.: limitações de peso, limitações de volume, diferentes interfaces, custos da campanha, planejamento em voos tripulados, segurança, limites de temperatura, cronograma de missão etc.). Na prática, porém, o pesquisador não possui acesso a uma variedade grande de

facilidades de lançamento/voo, adaptando-se, pois, às oportunidades à mão dentro de um horizonte de eventos próximos para embarcar seus experimentos.

Figura 2.16 - Magnitude de acelerações e tempos de duração de experimentos para as plataformas convencionais para experimentos em microgravidade.



Fonte: European Space Agency (2014).

### 2.8.5 Breve histórico do uso de foguetes para microgravidade no Brasil

Tradicionalmente, nossos foguetes de sondagem vêm sendo utilizados há décadas no estudo e pesquisa da alta atmosfera e da ionosfera. O interesse em disponibilizar o uso dos foguetes de sondagem brasileiros para experimentos de microgravidade é relativamente recente, e advém da oportunidade identificada de prover foguetes de sondagem VS-30, e de seu derivado VSB-30, para o mercado europeu.

O VS-30 é um foguete de sondagem mono-estágio, adaptado a partir do motor S30, com empenas e porta empenas do foguete Sonda III, e com interfaces adequadas à plataforma científica alemã MiniTexus. Foi desenvolvido no âmbito de um acordo de cooperação junto ao DLR/MORABA (*Deutsches*

*Zentrum für Luft- und Raumfahrt / Alemanha*) para missões de 3 a 4 minutos de ambiente de microgravidade. Foram efetuados 4 voos de VS-30 no Brasil, as operações São Marcos (1999) e Lençóis Maranhenses (2000), realizadas pelo CTA/IAE visando o transporte de experimentos ao ambiente de microgravidade, e posteriormente, as operações Cumã I (2002) e Angicos (2007) realizadas dentro do Programa Microgravidade da AEB.

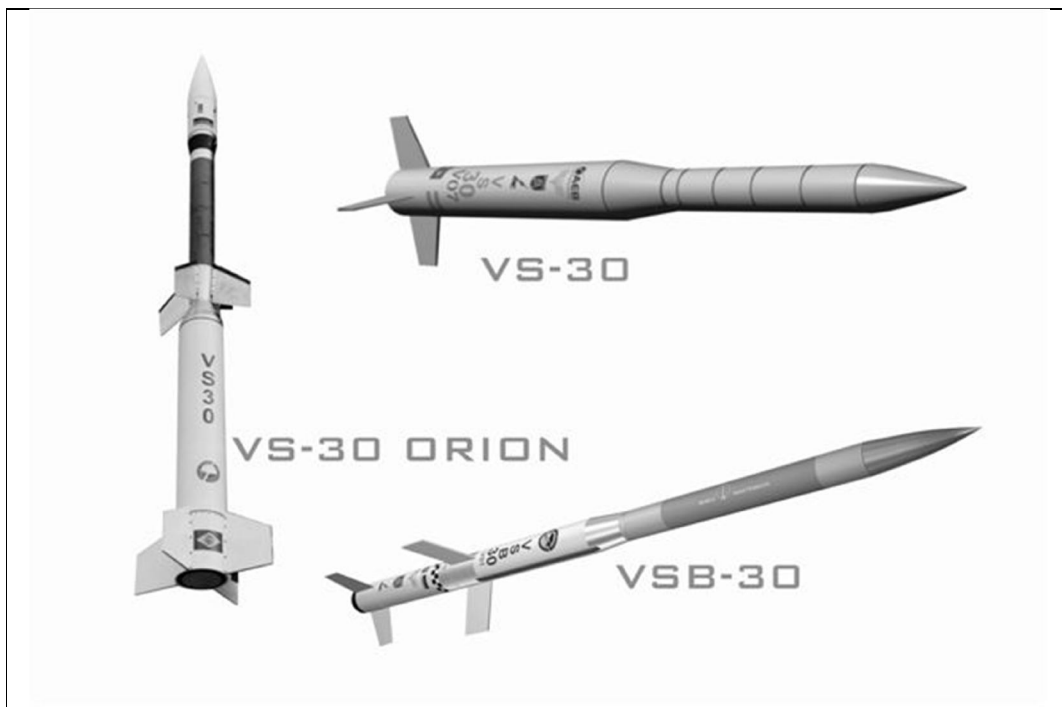
Visando a obtenção de um maior período de microgravidade, uma derivação do VS-30 foi desenvolvida em conjunto com o DLR/MORABA, originando o veículo VS-30/ORION, um veículo bi-estágio para plataformas do tipo Mini-TEXUS para missões de 6 a 7 minutos de ambiente de microgravidade. Este foguete foi desenvolvido com base no foguete NIKE/ORION, utilizado atualmente no programa de microgravidade europeu. Como vantagem sobre o NIKE/ORION, o VS-30/ORION possui um regime de voo mais brando, proporcionando um ambiente de voo com menores esforços sobre os experimentos. Foram efetuados dois voos de VS-30/ORION no Brasil, as operações Baronesa (1999) e Pirapema (2000). Não houve maiores interesses no veículo VS-30/ORION por parte do DLR/MORABA, pois existe uma grande cota de motores NIKE e IMPROVED ORION cedida pela OTAN (Organização do Tratado do Atlântico Norte) para uso em missões científicas. Já, por parte do Brasil, seu emprego fica restrito devido ao motor IMPROVED ORION, o qual só teríamos acesso através de acordos internacionais. A Figura 2.17 nos apresenta uma visão dos veículos VS-30, VSB-30 e VS-30/ORION.

Contava a Europa desde 1975 com o foguete sondagem SKYLARK 7 para atendimento do programa europeu TEXUS (*Technologische Experimente Unter Schwerelosigkeit*). A descontinuidade da produção deste foguete pela British Aerospace em 1977 levou o DLR/MORABA em 2001, dentro de um acordo de cooperação entre este departamento alemão e o IAE (DEUTSCHES ZENTRUM FÜR LUFT- UND RAUMFAHRT E.V. (DLR), 2011), a propor ao CTA/IAE o desenvolvimento de um foguete de sondagem com base no VS-30 que tivesse um desempenho similar ao SKYLARK 7, com vista a sua substituição. A solução proposta foi o desenvolvimento do motor S31 que atuaria como um “*booster*” para o foguete VS-30. Esta proposta de



desenvolvimento de um novo foguete pelo DLR/MORABA foi recebida em meio ao gênese do Programa Microgravidade da AEB, convergindo os interesses neste desenvolvimento para também o atendimento ao Programa Microgravidade. Assim, com o auxílio do DLR/MORABA o foguete VSB-30 foi então desenvolvido para transporte de plataformas para microgravidade (ex.: MICROG / Brasileira, PSM / Brasileira, TEXUS / Alemã e MASER - **Materials Science Experiment Rocket** / Sueca), e para outras aplicações científicas, sendo o mesmo capaz de transportar aproximadamente 400 kg a uma altitude de 250 km. Em 2004 o primeiro foguete VSB-30 foi lançado com sucesso do Campo de Lançamento de Alcântara (CLA), e em 2005, o último foguete SKYLARK foi lançado da Europa transportando uma plataforma MASER.

Figura 2.17 - Foguetes de sondagem VS-30, VS-30/ORION e VSB-30.



Fonte: IAE / Ilustração de Elias Jorge Amery Neto (2005).

Dentro de uma linha de evolução, visando a obtenção de um maior período de microgravidade, encontra-se o projeto do foguete de sondagem VS-43, idealizado para plataformas do tipo MAXUS (Alemã / Sueca). Este foguete,

com controle do vetor de empuxo, seria capaz de transportar uma plataforma de 700 kg, em um ambiente de microgravidade de cerca de 10 a 13 minutos. Foguetes de sondagem mais potentes, sem controle do vetor de empuxo, podem esbarrar em dois fatores: a dificuldade crescente frente ao recebimento dos dados de telemetria (devido à curvatura da Terra) e a recuperação de suas cargas úteis (devido ao grande alcance de sua trajetória).

Um foguete de sondagem é capaz de prover um ambiente de microgravidade superior ao de uma Estação Espacial, com qualidade de até  $10^{-5}$  g, embora reduzido no tempo quando em comparação aos voos orbitais.

Vamos aqui ressaltar que três a seis minutos de voo são suficientes para que o pesquisador possa coletar dados que demorarão anos para serem estudados. Dito isso, é de suma importância para o pesquisador que o hardware do experimento funcione a contento durante o voo, e de que ele venha a obter as amostras e/ou o pacote de dados enviado por telemetria e/ou vídeo de seu experimento.

#### **2.8.6 Panorama dos voos de microgravidade no Brasil**

No Brasil, a primeira experiência brasileira em microgravidade foi preparada no final da década de 80 para voo na Estação Espacial MIR, na época pertencente à extinta União Soviética. Esta iniciativa foi gerenciada pelo INPE/LAS (Laboratório de Materiais) e tratava do crescimento de cristais inorgânicos para uso em componentes opto-eletrônicos. Vários testes foram realizados no Brasil, no Centro de Tecnologias Especiais do INPE, e na União Soviética e o experimento estava pronto para voo. Entretanto, com o fim da União Soviética, este não chegou a se realizar.

Em 1990, por iniciativa dos pesquisadores Drs. Glaucius Oliva e Luís Fernando Delboni do Instituto de Física de São Carlos, foi elaborado um acordo de cooperação junto à Universidade do Alabama - UAB - (Dr. Lawrence J. Delucas) possibilitando o envio de proteínas de Gliceraldeído-3-fosfato desidrogenase (GAPDH) de *Trypanozoma cruzi*, de lectina KM+ de *Artocarpus integrifolia* (jaca), e de Lectina de *Cratylia mollis* (feijão camaratu) para

cristalização em ambiente de microgravidade. Os experimentos voaram nas missões STS-83 (1997), STS-84 (1997) e STS-94 (1997) do Space Shuttle. O objetivo foi obter cristais de 0,1 a 0,5 mm de tamanho que permitissem o levantamento destas estruturas cristalinas por difração por raios X. A convecção influencia o processo de cristalização causando baixa resolução na refração dos raios X devido ao mal alinhamento do retículo cristalino. No espaço os cristais crescem mais lentamente, necessitando, segundo o tipo de proteína, desde horas até 16 dias para seu crescimento. A grande parte das amostras obtidas dos voos foi danificada no manuseio/transporte em terra. As amostras que voaram no ônibus espacial possuem células de cristalização com volume de 20 ml, ficando expostas a uma temperatura de 22°C definida não pelo experimento de cristalização, porém por outros experimentos realizados em conjunto. Estes voos contaram com a intermediação comercial da empresa brasileira BRAZSAT.

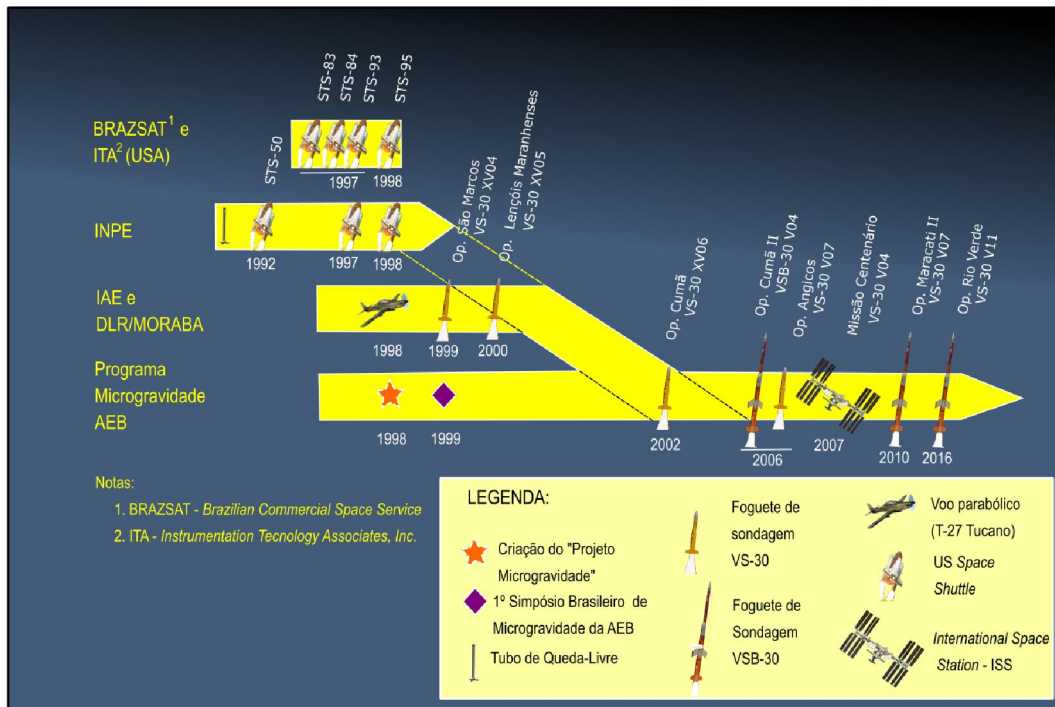
Também houve uma participação no voo STS-95, da Universidade de Brasília onde amostras da proteína de citolisina vegetal enterolobina foram enviadas para cristalização em microgravidade. O acesso ao Space Shuttle Discovery foi provido por meio de cooperação científica entre a Universidade, a AEB, a UAB (*University of Alabama*) e a NASA. O referido experimento apresentou como resultados a formação de cristais de dimensões reduzidas (chamados de agulhas), que não permitiram a difração de raios-X com os equipamentos disponíveis na época.

Em 1997, contatos diretos da empresa americana ITA (*Instrumentation Technology Associates, INC., PA, USA*) com a Faculdade de Ciências Farmacêuticas da Universidade de São Paulo (USP), a Universidade do Vale do Paraíba (UNIVAP) e a FEI possibilitaram o envio de experimentos em microgravidade a bordo do *Space Shuttle* STS-95 (1998) – *Glenn's Mission* -, onde foi utilizado o hardware denominado DMDA (*Dual Material Dispersion Apparatus*) do ITA para realizar os experimentos destas três instituições (CASSANTO & LOBÃO, 1999). Da Faculdade de Ciências Farmacêuticas da USP, foi efetuado um experimento para recristalização de compostos com atividade antibacteriana em microgravidade (pesquisador principal: Dr.

Leoberto Costa Tavares), da FEI foram efetuadas pesquisas sobre a dinâmica de reação enzimática (invertase em sacarose) para processos industriais (pesquisadores principais: Dr. Alessandro La Neve e Dra. Adriana Célia Lucarini), e da UNIVAP, de São José dos Campos, em São Paulo, houve o experimento sobre a regeneração celular de planárias, representantes da Classe *Rhabditophora* do Filo *Platyhelminthes*, cuja regeneração era objeto de estudo da pesquisadora e Profa. Nádia Campos Velho.

A Figura 12.18 apresenta todos os voos suborbitais para microgravidade realizados no Brasil até 2016.

Figura 2.18 - Panorama das missões em Microgravidade do Brasil (1990-2019).



Fonte: Produção do Autor.

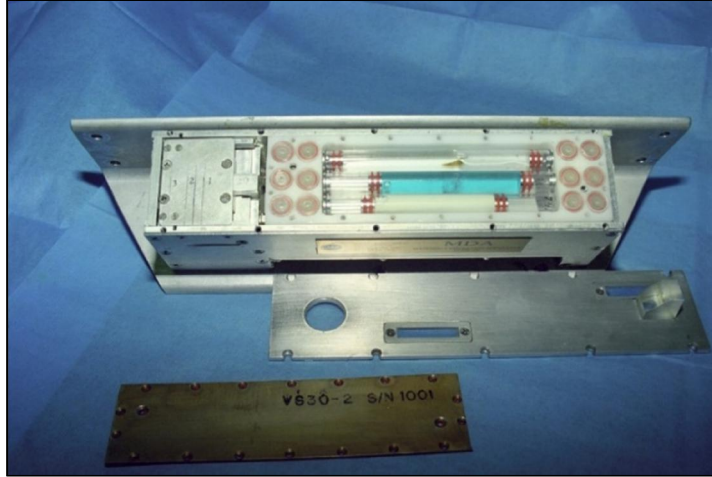
Com relação às aplicações de foguetes em microgravidade no Brasil, a cadência de lançamentos é baixa, mantendo a oferta centrada nos voos de foguetes de sondagem balísticos oferecidos pela Agência Espacial Brasileira (AEB) por meio do Programa Microgravidade. Este programa teve como

objetivo proporcionar a realização de experimentos em ambientes de microgravidade.

De modo geral, necessita-se de cerca de três anos após a publicação do Anúncio de Oportunidade (AO) da AEB para a realização da campanha de voo com experimentos não muito complexos. Este prazo muitas vezes pode inibir uma proposta de experimento cujos dados irão alimentar um trabalho, uma dissertação ou uma tese.

A partir de 1999, foguetes suborbitais nacionais começaram a embarcar experimentos para a realização de experiências em ambiente de microgravidade. A primeira operação em microgravidade foi a Operação São Marcos. Esta operação utilizou o foguete de sondagem VS-30 XV04 lançado em 15 de março de 1999. Sua trajetória atingiu um apogeu de 128 km, havendo o resgate da plataforma. A bordo da plataforma modelo Mini-TEXUS do DLR/MORABA, dois dispositivos da empresa americana ITA (*Instrumentation Technology Associates, INC., PA, USA*) denominados *module MDA/simples (Material Dispersion Apparatus)* foram embarcados a convite do Capitão Basílio Baranoff e do Dr. Diomar César Lobão, ambos pertencentes ao Núcleo de Atividades Espaciais Educativas (NAEE) do IAE. Os dois pequenos dispositivos (Figura 2.19) continham três pequenos experimentos brasileiros junto a outros 15 a 17 experimentos internacionais todos muito simples. O experimento da FEI focou na estabilidade da emulsão água / óleo (o mesmo utilizado no Space Shuttle) usando dois diferentes ativos tensos biocompatíveis: lecitina de soja e AOT/dioctil sulfosuccinato de sódio. O experimento da USP foi a recristalização de compostos com atividade antibacteriana através da formação de Bases de Schiff. E finalmente, o experimento da UNIVAP por sua vez levou tubos de vidro contendo água e uma planária (*Dugesia tigrina*) dentro de cada um. Sendo um produto comercial e sem mais informações sobre as atividades com o MDA/Simples da ITA na operação de lançamento este dispositivo não fará parte deste estudo.

Figura 2.19 - Módulo MDA/Simples (*Material Dispersion Apparatus*).



Fonte: IAE (1999).

### 3 METODOLOGIA

Este capítulo é dedicado à descrição da metodologia proposta e implementada na presente dissertação. Antes, porém, procuraremos definir o método de pesquisa utilizado no trabalho.

#### 3.1 Método utilizado na pesquisa

A base lógica do trabalho desenvolvido nesta dissertação está assentada no MÉTODO INDUTIVO. Mais especificamente, trata-se de método proposto pelos empiristas Bacon, Hobbes, Locke e Hume, que considera que o conhecimento é fundamentado na experiência, e não em princípios preestabelecidos. No raciocínio indutivo, a generalização deriva de observações de casos da realidade concreta. As constatações particulares levam à elaboração de generalizações.

A partir da observação empírica, principalmente no âmbito do Programa Microgravidade, de que há grande recorrência de falhas/problemas de uma missão para outra, bem como de material colhido na literatura, que mostra que este “fenômeno” é amplamente disseminado em diversos campos de atuação, propõe-se uma metodologia que busca contribuir para tornar mais eficaz o uso de conhecimento anterior para a redução da recorrência de falhas/problemas em projetos.

O trabalho desenvolvido por outros autores, há já longo tempo, no âmbito da disciplina de gestão do conhecimento, mostra que a recorrência de falhas/problemas em projetos e missões é muito superior ao que se esperaria caso “lições aprendidas” fossem levadas em consideração conforme o seu uso pretendido. Por exemplo, Garza-Reyes et al. (2013) afirmam que “... *algumas estatísticas indicam que 80% de todos os problemas de qualidade na indústria de manufatura são problemas recorrentes... esses são erros que ocorreram antes e foram corrigidos, mas as “lições aprendidas” com tais erros e suas soluções não foram lembradas ou comunicadas... A explicação por parte dos*

*gerentes para este fenômeno incluiu a 'incapacidade de gerenciar as "lições aprendidas" e as melhores práticas' e a 'má comunicação entre engenharia e manufatura' ...". Este excerto mostra que o desenvolvimento de metodologias para abordar a importante questão de como evitar a recorrência de falhas e problemas é ainda um assunto muito em aberto, decorrendo daí a relevância do esforço empreendido na presente dissertação.*

Ainda referentemente à metodologia da dissertação, observa-se que a metodologia proposta será validada parcialmente, uma vez que demonstrar-se-á a sua viabilidade, neste trabalho, via avaliação de um programa, com missões já realizadas, somente na construção da base de conhecimentos a ser utilizada em missões futuras. A validação completa ocorrerá com a aplicação da referida base de conhecimentos, conforme prescrição, a uma missão futura.

### **3.2 Base de dados**

Os voos onde se explora a microgravidade são relativamente novos no Brasil, sendo iniciados em 1999 com a Missão São Marcos. De fato, apenas oito missões de microgravidade foram realizadas até 2014, seis delas organizadas pela Agência Espacial Brasileira dentro do Programa Microgravidade (excluiremos deste trabalho, a operação do VSB-30 V07 designada de operação Rio Verde efetuada em 2016 quando o Programa Microgravidade deixou de fazer parte do PNAE e foi substituído pelo Programa de Tecnologias Críticas da AEB) (AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA - AEB, 2018). Como resultado de uma baixa prioridade entre as atividades espaciais brasileiras, o Programa teve uma baixa cadência e um período irregular/longo entre os voos, não permitindo melhor utilização por parte de organizações governamentais e/ou instituições de pesquisa. Este regime sazonal acabou sendo responsável por induzir problemas nas fases de desenvolvimento dos experimentos.

Uma vez selecionado para um voo, o experimento é projetado conforme os requisitos de missão, levando em consideração interfaces, dependências, arquitetura de software e de sistema e requisitos de operações. A arquitetura do experimento precisa atender aos requisitos do sistema e fornecer a



capacidade operacional desejada: somente assim o experimento iria integrar e interoperar corretamente com outros sistemas e interfaces da plataforma/veículo.

A partir de um banco de dados contendo relatórios e anotações relativos a cinco (5) missões e 31 experimentos do Programa Microgravidade, será efetuado o exercício de “lições aprendidas”, seguindo uma metodologia previamente definida, que objetiva identificar os elementos de sucesso e/ou falha relativos às missões e correspondentes experimentos.

A Tabela 3.1 nos dá todos os experimentos a serem utilizados neste trabalho relativos às operações: LENÇÓIS MARANHENSES (1999), CUMÃ (2000), CUMÃ II (2006), ANGICOS (2007) e MARACATI II (2010). De modo a não entrar com mais uma variável dependente devida à coordenação, a operação RIO VERDE (2016) não entrará neste trabalho pois não há como confirmar que os experimentos e as interfaces foram desenvolvidos com orientações apoiadas na mesma filosofia à aplicada nas missões irmãs predecessoras.

Tabela 3.1 - Designação das operações de lançamento.

Item #	Designação do veículo de sondagem	Designação das operações de lançamento	Data do lançamento	Categoria de voo	Observações
1	VS-30 XV04	• <i>Operação São Marcos</i>	15 MAR 1999	Suborbital	- Voo do IAE fora do Programa Microgravidade da AEB - Voo com sucesso. - Utilizado hardware comercial da ITA <sup>3</sup>
2	VS-30 XV05	• <i>Operação Lençóis Maranhenses</i>	6 FEV 2000	Suborbital	- Voo do IAE fora do Programa Microgravidade da AEB - Voo com sucesso parcial (falha na recuperação da plataforma). - Designação da plataforma: <b>SPACE MAIL</b>
3	VS-30 XV06	• <i>Operação Cumã</i>	1 DEZ 2002	Suborbital	- Voo com sucesso parcial (falha na separação da plataforma com a perda da plataforma). - Designação da plataforma: <b>X1</b>
4	VSB-30 V04	• <i>Operação Cumã II</i>	19 JUL 2007	Suborbital	- Voo com sucesso parcial (falha na separação da plataforma com a perda da plataforma) - Designação da plataforma: <b>MICROG1</b>
5	VS-30 V07	• <i>Operação Angicos</i>	16 DEZ 2007	Suborbital	- Voo com sucesso parcial - Designação da plataforma: <b>CU-VS30</b> (plataforma Argentina)

continua

<sup>3</sup> ITA – *Instrumentation Technology Associates, Inc.*; USA.

Tabela 3.1 – Conclusão.

6	VSB-30 V07	• <i>Operação Maracati II</i>	12 DEZ 2010	Suborbital	- Voo com sucesso com recuperação da plataforma. - Designação da plataforma: <b>MICROG1A</b>
7	VSB-30 V11	• <i>Operação Rio Verde</i>	7 DEZ 2016	Suborbital	- Voo com sucesso parcial (falha na separação da plataforma. Recuperação da plataforma) - Designação da plataforma: <b>MICROG2</b> - Sem formação de microgravidade. - <b>O Programa Microgravidade deixou de integrar o PNAE 2012-2021 (AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA - AEB, 2012).</b>

A seguir as Tabelas 3.2, 3.3, 3.4, 3.5 e 3.6 apresentam os experimentos desenvolvidos respectivamente para as operações: Lençóis Maranhenses, Cumã, Cumã II, Angicos e Maracati II.

Tabela 3.2 - Experimentos da operação de lançamento Lençóis Maranhenses.

Item	Título do Experimento	Instituição/Pesquisador Principal	Observações
1	Caracterização das alterações teciduais em planárias ( <i>Dugesia tigrina</i> ) submetidas a um ambiente de microgravidade.	Universidade do Vale do Paraíba - UNIVAP Profa. Nádia M. R. de Campos Velho	Um suporte para 12 tubos de ensaio contendo tubos plásticos de tampa roscada que guardam em seu interior planárias em meio aquoso. O conjunto é acomodados dentro de uma caixa de material composto.
2	Módulo DMLM: qualificação do misturador de líquidos para experimentos em microgravidade. Estudo cinético da Invertase: estudar reações enzimáticas sob efeito da microgravidade	Faculdade de Engenharia Industrial – FEI Dr. Alessandro La Neve	Uma câmara de reação com dois sistemas de êmbolos acionado por solenoides em tempos diferentes. O primeiro embolo insere um líquido reagente ao líquido residente na câmara e o segundo embolo insere um líquido que interrompe a reação (LA NEVE & LUCARINI , 2000).

Tabela 3.3 - Experimentos da operação de lançamento Cumã.

Item	Título do Experimento	Instituição/Pesquisador Principal	Observações
1	Estudo dos Mecanismos de Reparação do DNA e Sobrevivência Bacteriana à Radiação Cósmica Ionizante e ao Ultravioleta Longo (312nm) e Germicida (254 nm) em ambiente de baixa gravidade	UERJ- PEM-01 Dr. Adriano de Araújo Dr. Heitor Evangelista da Silva	
2	Desenvolvimento do dispositivo DMLM II e análise da ação da invertase presente em células de <i>Saccharomyces cerevisiae</i>	UNIFEI- PEM-02 Dr. Alessandro La Neve	
3	Sistema de medidas de acelerações espaciais, uma ferramenta em microgravidade (SMAE)	UNOPAR- PEM-04 Dr. Fernando Stancato	Cancelado a pedido da UNOPAR. Substituído um por experimento similar de medida de acelerações desenvolvido pela mesma equipe, porém com novo pesquisador principal.
4	Forno Multiusuário para Solidificação (FORMU-S)	INPE- PEM-05 Dr. Irajá Newton Bandeira	
5	Câmara de Ebulição Confinada sob Microgravidade (ECECM)	UFSC- PEM-06 Dr. Júlio César Passos	
6	Micro tubos de calor para controle térmico de componentes eletrônicos de satélites	UFSC- PEM-07 Dra. Márcia Barbosa Henriques Mantelli	
7	Modulação da velocidade de propagação de onda de reação-difusão (B-Z) em meio gel por forças fracas (gravidade).	USP- PEM-13 Dra. Vera Maura Fernandes de Lima	
8	Difusão Térmica de monopartículas metálicas em materiais vítreos precursores de dispositivos nano estruturados para rastreamento de eventos em microgravidade.	UFPE-PEM-14 Dr. Petrus d'Amorim Santa Cruz Oliveira	

Tabela 3.4 - Experimentos da operação de lançamento Cumã II.

Item	Título do Experimento	Instituição/Pesquisador Principal	Observações
1	Estudo dos Mecanismos de Reparação do DNA e Sobrevivência Bacteriana à Radiação Cósmica Ionizante e ao Ultravioleta-A em ambiente de baixa gravidade ( <i>DNA Space and Life</i> )	UERJ – PEM-01 Dr. Heitor Evangelista da Silva	
2	Desenvolvimento do dispositivo DMLM II e análise da ação da invertase presente em células de <i>Saccharomyces cerevisiae</i> (DMLM II)	FEI – PEM-02 Dr. Alessandro La Neve	
3	Forno Multiusuário para Solidificação (FORMU-S)	INPE – PEM-05 Dr. Irajá Newton Bandeira	Solidificação de ligas eutéticas em microgravidade dentro do forno FORMU_S (Forno Multiusuário desenvolvido pelo INPE/LAS).
4	Câmara de Ebulição Confinada sob Microgravidade (ECECM)	UFSC – PEM-06 Dr. Júlio César Passos	
5	Micro tubos de calor para controle térmico de componentes eletrônicos de satélites (MHP)	UFSC – PEM-08 Dra. Márcia Barbosa Henriques Mantelli	Teste de diferentes tecnologias de tubos de calor para controle térmico e dissipação de calor em ambientes de microgravidade.
6	Modulação da velocidade de propagação de onda de reação-difusão (B-Z) em meio gel por forças fracas (gravidade).	ANVISA / IPEN-SP / HOHENHEIM - PEM-13 Dra. Vera Maura Fernandes de Lima	
7	Difusão Térmica de monopartículas metálicas em materiais vítreos precursores de dispositivos nanoestruturados para rastreamento de eventos em microgravidade. (DINAMIC-g)	UFPE – PEM-14 Dr. Petrus d'Amorim Santa Cruz Oliveira	
8	Análise Experimental de uma Bomba Capilar de Ranhuras Circunferenciais em Ambiente de Microgravidade (CPL)	UFSC – PEM-05-2 Dr. Edson Bazzo	

continua

Tabela 3.4 – Conclusão.

9	Plataforma de Aquisição para Análise de Dados de Aceleração (PAANDA)	UEL – PEM-09-2 Dr. Marcelo Carvalho Tosin	Sistema de Base Acelerométrica.
10	Sensor Dinâmico de Voo	IAE – SDV Dr. Waldemar de Castro Leite Filho	Sistema de Giros à Laser.

Tabela 3.5 - Experimentos da operação de lançamento Angicos.

<b>Item</b>	<b>Título do Experimento</b>	<b>Instituição/Pesquisador Principal</b>	<b>Observações</b>
1	Experimento GPS	UFRN – GPS Dr. Francisco Mota	GPS para uso em veículos de alta dinâmica.

Tabela 3.6 - Experimentos da operação de lançamento Maracati II.

Item	Título do Experimento	Instituição/Pesquisador Principal	Observações
1	GPS Aeroespacial (GPS-AE)	UFRN / Rio Grande do Norte Dr. Francisco das Chagas Mota	GPS para uso em veículos de alta dinâmica.
2	Influência da Microgravidade na Solidificação da Liga Eutética PbTe (SLET)	INPE / São José dos Campos Dr. Chen Ying An	Solidificação de ligas eutéticas em microgravidade dentro do forno FORMU_S (Forno Multiusuário desenvolvido pelo INPE/LAS).
3	Solidificação de uma liga de Pb <sub>1-x</sub> Sn <sub>x</sub> Te em microgravidade (SLM)	INPE / São José dos Campos Dr. Chen Ying An	
4	Análise do Efeito da Microgravidade nas Propriedades de Filmes de Nanotubos de Carbono (CADEN)	Centro da FEI / São Bernardo do Campo Dr. Alessandro La Neve	Equipamento composto por câmaras seladas com dois eletrodos onde um potencial elétrico é aplicado em uma suspensão aquosa de nanotubos de diferentes concentrações de carbono. Serão variados na formação dos filmes de nanotubos de Carbono os seguintes fatores: concentração, tempo de deposição (aplicação do campo) e tensão aplicada (LA NEVE, et al., 2011).
5	Estudo do Efeito da Microgravidade sobre a Cinética da Enzima Invertase (DMLM III)	Centro da FEI / São Bernardo do Campo Dr. Alessandro La Neve	Equipamento é constituído de 10 câmaras de reação e por uma eletrônica de controle. Cada câmara é constituída por compartimentos isolados contendo enzimas, substrato (sacarose) e inibidor de reação. Os compartimentos se comunicam pela abertura de válvulas. Ao iniciar a microgravidade, as enzimas se misturam aos substratos sendo a reação inibida ao fim do período de microgravidade (LA NEVE, BELLODI, MELO, PEREIRA, & LUCARINI, 2011).
6	Tubos de Calor em Microgravidade (TCM)	UFSC/ Florianópolis Dra. Márcia Barbosa Henriques Mantelli	Teste de diferentes tecnologias de tubos de calor para controle térmico e dissipação de calor em ambientes de microgravidade.

continua



Tabela 3.6 – Conclusão.

7	Espalhadores de Calor para Resfriamento de Componentes Eletrônicos em Satélites (TCM-C)	UFSC/ Florianópolis Dra. Márcia Barbosa Henriques Mantelli	
8	Câmara de Ebulição sob Microgravidade (ECEM)	UFSC/ Florianópolis Dr. Júlio César Passos	Analisar os mecanismos de ebulição nucleada sob microgravidade com confinamento e sem confinamento de fluido (n-Pentano).
9	Experimentos Educacionais em Microgravidade (EEM)	Secretaria Municipal de Educação da cidade de São José dos Campos / São José dos Campos Profa. Maria Aparecida dos Santos Pereira	O EEM é um dispositivo para registro e transmissão de vídeo que embarcará os seguintes experimentos: a) Interação entre as forças magnética e gravitacional (IMG); b) Sistema massa-mola (SMM); e c) Sistema massa-corda (SMC). Uso: Estudos do efeito da gravidade sobre diferentes sistemas com massa.
10	Efeito da microgravidade em plantas. (VGP)	UFSC Dr. Edson Bazzo	Analisar utilizando ferramentas moleculares o efeito da microgravidade de plantas de cana-de-açúcar expostas a microgravidade.

### **3.3 Descrição da metodologia**

A partir das missões São Marcos e Lençóis Maranhenses, realizadas em 1999 e 2000, respectivamente, até a Missão Rio Verde, realizada em 2016, foram realizadas oito missões de pesquisa em microgravidade no Brasil, seis delas realizadas no âmbito do Programa Microgravidade, patrocinado pela AEB. De missão a missão, surgem diferentes cenários de gerenciamento de projetos, principalmente devido a especificidades de missão e incertezas, trazendo novos desafios e barreiras a serem superados com a ajuda, entre outros elementos, de experiência anterior e do consequente conhecimento acumulado. Assim, em um programa constituído por uma sequência de missões similares, como o Programa Microgravidade, um exercício de “lições aprendidas”, realizado de forma incremental, ao longo do desenvolvimento do programa, pode se apresentar como uma ferramenta importante para o acúmulo de conhecimentos relevantes para futuros projetos e missões. Surge agora a questão de como implementar praticamente a rotina que pode ser esquematicamente descrita da seguinte maneira: como tornar o conhecimento acumulado das missões 1... (n-1) disponível para a missão n, de forma incremental, para n crescente.

Baseando-se em uma base de dados relativa a cinco missões de sondagem de microgravidade, com vários experimentos em cada missão, abordaremos a questão acima mencionada explorando a possibilidade de transmitir conhecimento de missões antecedentes para missões atuais e futuras através de um processo de gerenciamento de risco. A metodologia proposta é detalhada no que se segue.

### **3.4 Descrição do exercício de “lições aprendidas”**

O que pode ser aprendido de projetos anteriores deriva tanto de resultados positivos quanto de resultados negativos. Consequentemente, exercícios de “lições aprendidas” devem considerar, em princípio, a identificação e a análise dos resultados positivos e negativos de um programa ou projeto.

No presente trabalho, porém, limitamo-nos a apenas um lado do que pode ser aprendido e consideramos apenas os eventos que afetaram negativamente as missões e projetos pesquisados. Essa limitação decorre de uma limitação no escopo dos estudos realizados, até o momento, em relação ao Programa de Microgravidade: a documentação do programa, atualmente disponível, enfatiza o relato de falhas/problemas, com pouco ou nenhum foco em eventos “positivos”. Trabalhos futuros deverão, também, considerar os resultados positivos.

Um exercício de “lições aprendidas” dirigido a identificar os impactos negativos em um determinado projeto ou missão poderia, em princípio, ser realizado revendo todas as não conformidades registradas ao longo do ciclo de vida do projeto ou da missão. Porém, em contraposição ao tratamento dado aos requisitos técnicos, os requisitos relativos à gestão de projetos (“requisitos programáticos”) não estão sujeitos a controle formal de não conformidades. Por exemplo, atrasos no cronograma ou custos adicionais são, em geral, objeto de relatórios e discutidos em revisões e reuniões de acompanhamento. Assim, relatórios, em geral, e registros de qualidade, incluindo registros de não conformidade, constituem-se as entradas naturais para um exercício de “lições aprendidas”. Como é bastante simples, em princípio, extrair “lições aprendidas” a partir de relatórios de não conformidades, a metodologia discutida neste artigo enfocará a extração de “lições aprendidas” a partir de relatórios de projeto, em geral, que, de fato, constituem-se os materiais disponíveis do Programa Microgravidade.

Uma vez definido o material de entrada para o exercício de “lições aprendidas”, é necessário definir, previamente, as características gerais do que será procurado e analisado neste material. Normalmente, procuram-se eventos que afetam a missão ou o resultado do projeto e representam (a) um desvio inesperado do que era previsto e/ou esperado ou (b) desvios dos requisitos ou do que foi planejado (não conformidades). Eventos associados a não conformidades são, usualmente, bem definidos em registros de qualidade, mas outros eventos não apresentam uma descrição padronizada em relatórios,

onde eles normalmente aparecem na forma de uma descrição de falhas ou problemas.

Os termos *falha* (“*failure*”), *problema* (“*problem*”) e risco (“*hazard*”) são comumente empregados no âmbito de “lições aprendidas” e de gestão de riscos e, se não usados dentro de um escopo técnico, podem causar dificuldades ao se interpretarem e compilarem resultados de “lições aprendidas” e vinculá-los a um processo de gerenciamento de riscos.

A definição desses termos, de acordo com o Dicionário Oxford (2019), é dada na Tabela 3.7.

Tabela 3.7 - Definições dos termos utilizados no exercício das “lições aprendidas” e o processo de gerenciamento de riscos.

Risco (“ <i>Hazard</i> ”)	1 - Um perigo. 1.1 - Uma fonte potencial de perigo.
Falha (“ <i>Failure</i> ”)	1 - Falta de sucesso. 2 - A negligência ou omissão de ação esperada ou exigida. 3 - A ação ou estado de não funcionar.
Problema (“ <i>Problem</i> ”)	1 - Um assunto ou situação considerado indesejável ou prejudicial e que precisa ser tratado e superado.

Fonte: Oxford Dictionary (2019).

Vê-se que a palavra risco designa uma estrutura de eventos, os quais (a) são compatíveis com o tema geral representado pelo *risco* específico a que se referem e que (b) têm o potencial de afetar negativamente o resultado da missão ou do projeto.

Vê-se que a palavra *risco*, quando definida como uma “*fonte potencial de perigo*” para algo, pode designar o conjunto de eventos que têm o potencial de afetar algo negativamente e, proporcionado por esse significado, pode estar intimamente relacionado às definições de *falha* e *problema*. No jargão técnico, um uso comum da palavra *falha* designa eventos associados a desvios de requisitos ou especificações, enquanto que a palavra *problema* parece ser mais relacionada a um desvio do que foi considerado e/ou esperado como um

comportamento normal. *Falhas e problemas* podem ser consideradas, em algumas situações, como instanciações de *riscos*, isto é, constituem eventos que podem ser interpretados como a manifestação de um *risco*. A Tabela 3.8 apresenta um exemplo do conceito de *risco* e de possíveis manifestações de *risco* associadas a esse conceito específico de *risco*.

Tabela 3.8 - Exemplo dos conceitos de *risco* e de manifestações de *risco* no caso de um projeto representado pela viagem de um carro entre duas cidades.

Risco ( <i>hazard</i> )	Possíveis manifestações
Condições meteorológicas ruins	<ul style="list-style-type: none"> <li>- excesso de água na estrada</li> <li>- gelo excessivo na estrada</li> <li>- vento excessivo na estrada</li> <li>- pouca visibilidade na estrada</li> </ul>

Fonte: Adaptado de ECSS (2010).

Porém, nem tudo o que é caracterizado como uma *falha* ou como um *problema* pode ser interpretado como uma manifestação de um *risco*. Diferentes categorias de *falhas* e *problemas* podem ser atribuídas a uma manifestação de elementos como esquecimento, negligência, falta de habilidade ou até mesmo erro simples, nenhum deles necessariamente qualificando-se como uma manifestação de um *risco*.

Estas definições estão de acordo com definições utilizadas pela NASA, que dá a seguinte definição para *problema* “[...]. *Uma situação adversa que existe agora. Um problema é um risco que já ocorreu*<sup>4</sup>. *O gerenciamento reativo é necessário para lidar com um problema [...]*”, enquanto que *falha* é definida como “[...] *o desempenho inaceitável de uma função pretendida [...]*” (NASA, 2007; NASA, 2012)

De acordo com a referência da ECSS, o conceito abstrato de *risco* pode ser desdobrado nos conceitos de *manifestação de risco*, como já apontado acima,

e no de *cenário de risco* (ECSS, 2010). Uma manifestação de *risco* pode dar origem a vários cenários de *risco*. Cada cenário de risco é ainda decomposto nos elementos *causa*, *evento* e *consequência*, que podem ser explicados de forma concisa por um exemplo, como segue. Ainda utilizando o exemplo dado na Tabela 3-8, se considerarmos a manifestação de risco “*excesso de água na estrada*”, um cenário possível seria dado pelo evento “*aquaplanagem*”, causado por “*frenagem brusca*”, com a consequência de “*acidente de carro*”. O leitor é referido à Tabela 3.9 para uma representação da estrutura de um *risco* e uma representação do exemplo dado aqui.

Tabela 3.9 – Estrutura e manifestação do risco (“*hazard*”).

Risco	Manifestação de Risco k	Cenário k <sub>i</sub>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Causa</li> <li>- Evento</li> <li>- Consequência</li> </ul>
Condições meteorológicas ruins	Excesso de água nas estradas	Cenário 1	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Travagem brusca</li> <li>- Aquaplanagem</li> <li>- Acidente de carro</li> </ul>

Parte superior: estrutura do conceito de *risco*. Os índices k e k<sub>i</sub> foram adicionados para representar que pode haver várias manifestações de risco e vários cenários de manifestações de risco. Parte inferior: exemplo de uma manifestação de *risco*.

Fonte: Adaptado de ECSS (2010).

Neste trabalho, estenderemos esta caracterização de *cenários de riscos*, em termos de causa(s), evento e consequência(s), a falhas/problemas encontradas em exercícios de “lições aprendidas”, conforme o exposto a seguir.

<sup>4</sup> Grifo do autor.

Fazendo uso das definições acima, a metodologia para o exercício de “lições aprendidas” pode ser resumida da seguinte forma. A partir da documentação da missão, relativa a missões e experimentos, busca-se identificar eventos que se qualifiquem como uma *falha* ou como um *problema*. Nos referiremos a tais eventos, genericamente, como uma *ocorrência*. Cada *ocorrência* será identificada conforme a missão e o experimento a que se refere, como apresentado, subsequentemente, na Tabela 4.2, do próximo capítulo.

Para cada *ocorrência*, será identificado um correspondente *cenário de ocorrência*, composto por *causa*, *evento* e *consequência*, em analogia ao tratamento de *riscos*, acima descrito,

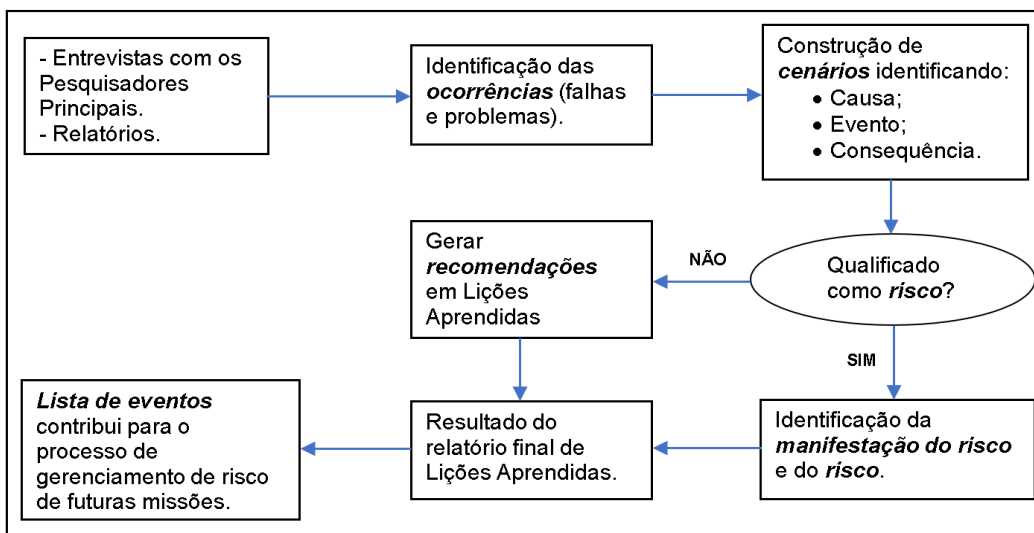
A partir do conjunto de *cenários de ocorrência* resultante, buscar-se-á, então, identificar, de forma heurística, aqueles eventos que possam ser interpretados como derivados de manifestações de *riscos*, e, depois, prossegue-se na identificação da correspondente manifestação de *risco* e, por fim, do próprio *risco*. De acordo com a abordagem proposta, considera-se que as ocorrências que não se qualifiquem como relacionadas a uma manifestação de risco dão origem a recomendações usuais de “lições aprendidas”.

O exercício de “lições aprendidas” é finalizado com a produção de documento contendo os achados do exercício, organizados na forma de ocorrências, as quais são divididas entre (a) aquelas avaliadas como advindas de manifestações de risco e (b) aquelas avaliadas como advindas de outros fatores.

Na etapa final da metodologia, as ocorrências advindas de manifestações de *risco* são transpostas para o formato de *declarações de risco*, a serem integradas ao processo de gerenciamento de risco de futuras missões, enquanto que as demais ocorrências são expressas na forma de *recomendações*.

A Figura 3.1 apresenta uma visão esquemática de todo o procedimento.

Figura 3.1 - Vista esquemática do procedimento seguido no exercício de “lições aprendidas”.



Fonte: Corrêa Júnior et al. (2019).

A metodologia acima foi aplicada à identificação de riscos comuns para o Programa de Microgravidade em um exercício de “lições aprendidas”, observando que os riscos técnicos, associados ao projeto dos diferentes equipamentos experimentais, não foram enfatizados no presente estudo.



## **4 LIÇÕES APRENDIDAS RELATIVAS A CINCO MISSÕES DO PROGRAMA BRASILEIRO DE MICROGRAVIDADE**

Neste Capítulo, serão apresentados os resultados relativos à análise das cinco missões, elencadas no capítulo anterior.

De modo a permitir a identificação de causas e consequências associadas a cada ocorrência, foram utilizados elementos que definem a organização e a lógica de execução de missões e projetos. Dentre os possíveis elementos com esta caracterização, optamos pelos seguintes: (a) ciclo de vida associado à missão e ao desenvolvimento dos experimentos, (b) estrutura de divisão de trabalho, (c) diagrama de interface entre os diversos elementos constituintes do sistema associado a cada missão, (d) informações gerais sobre os experimentos, o veículo e o cronograma. Consideramos, também, relevante dispor de uma árvore resumida de riscos em missões espaciais.

Na próxima seção, é efetuada uma descrição dos elementos de missão (a), (b) e (c), acima elencados. Na seção seguinte, é apresentada uma breve referência acerca de riscos em missões de foguetes de sondagem. A última seção, por sua vez, é dedicada à apresentação do exercício de lições aprendidas relativo às missões considerados neste trabalho.

### **4.1 Elementos de apoio ao exercício de “lições aprendidas”**

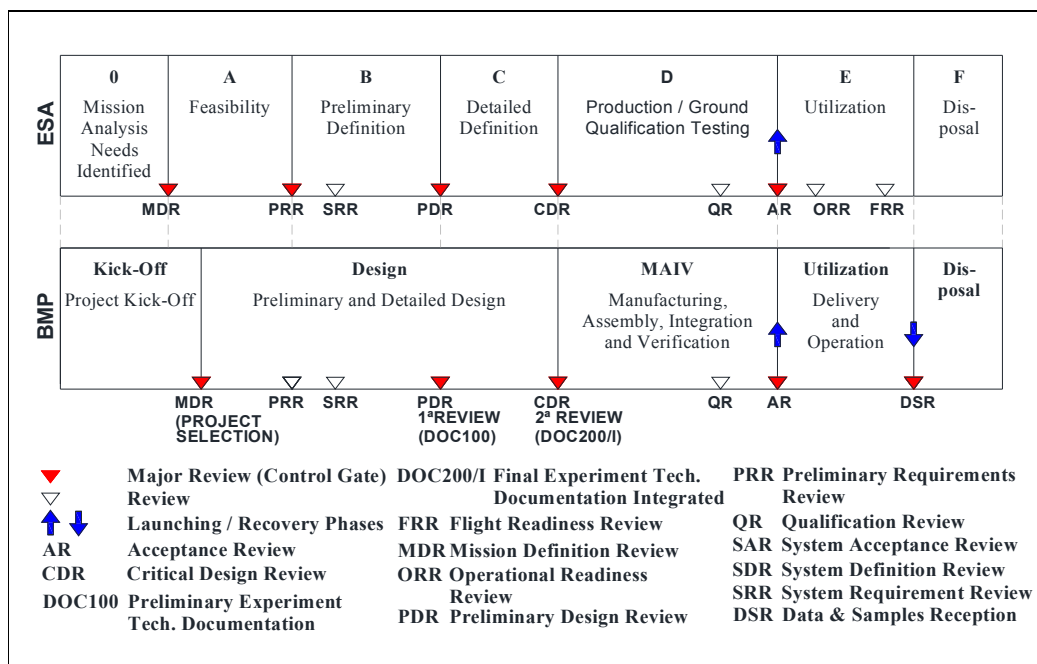
#### **4.1.1 Ciclo de vida de missão**

As missões do Programa Microgravidade são desenvolvidas sob um ciclo de vida reduzido, em que é utilizado o conceito de “*protoflight*” para o desenvolvimento de diversos elementos do sistema de missão. Neste ciclo de vida reduzido, o ciclo de vida convencional é alterado de forma a aglutinar, redistribuir, eliminar e/ou rearranjar os elementos das fases de um ciclo de vida normal, criando um ciclo de vida diferenciado e mais simples, no qual, por exemplo, o próprio modelo de qualificação se torna o modelo de voo. Sua aplicação visa reduzir os gastos financeiros e o tempo de desenvolvimento do

projeto, porém a sua adoção pode aumentar a incerteza e o risco para o sistema.

A Figura 4.1, ao mesmo tempo em que apresenta o ciclo de vida aplicado a missões do Programa Microgravidade, compara este com o ciclo normal de vida de um projeto dado pelo padrão da ECSS.

Figura 4.1 - Ciclo de vida convencional da ESA e do ciclo de vida tipo “*protoflight*” no Programa Microgravidade.



Fonte: Adaptado de Larson et al. (1999) e de Elstak (2007), (2009).

Segundo a ECSS (1998), esta abordagem é aplicada a projetos em que:

- nenhuma tecnologia crítica é empregada no projeto;
- o hardware qualificado é amplamente utilizado;
- o compromisso é permitido para reduzir custos, aceitando um nível moderado de risco.

A vantagem dessa abordagem é seu baixo custo. Porém, possui como desvantagens:

- riscos aumentados;
- fluxo de atividade serial no mesmo modelo;
- atividades de qualificação e aceitação contextual;
- sem peças sobressalentes de integração.

Dentro da abordagem de ciclo de vida típico “*protoflight*”, são desenvolvidas as seguintes fases:

- Fase de Lançamento do projeto (“*Kick-off*”): Dentro da filosofia de “*protoflight*” adotada temos na fase de lançamento do projeto (“*Kick-off*”) corresponde à fase inicial na qual o projeto é iniciado e idealizado. No Programa Microgravidade ocorria sua descrição e selecionamento por intermédio de chamada pública (Anúncios de Oportunidade – AO). A finalização desta fase se dava com as análises de mérito e técnica dos representantes da AEB dentro da primeira revisão do experimento.
- Projeto (“*Design*”): Dentro da linha adotada de “*Protoflight*”, é nessa fase que o projeto preliminar é iniciado. É nesse momento que ocorre a definição do espaço de soluções; a pesquisa exploratória; a seleção de conceitos; a caracterização do espaço de soluções; a identificação das “necessidades” de partes interessadas; a exploração de tecnologias; o refinamento das “necessidades” de partes interessadas, a exploração de conceitos viáveis; e, a proposição de soluções viáveis.

Focando no desenvolvimento dos experimentos, é durante esta fase ocorre a revisão preliminar de projeto (PDR) e é entregue o documento DOC 100, solicitado pela AEB, que fornece uma visão preliminar do sistema que será desenvolvido. Aprovado na PDR, o projeto passa para um melhor detalhamento onde ocorre a definição/refinamento de requisitos e a descrição da solução (arquitetura de projeto). Finalizando a fase de “*Design*”, é realizada a revisão crítica de projeto (CDR) onde se verifica a visão detalhada do “*protoflight*”. Após a CDR, é solicitada a entrega do documento 200/I pelos pesquisadores. Esse documento solicitado pela AEB detém a síntese de todo o sistema experimento.

- Após o projeto ser detalhado, parte-se para a fase de manufatura, montagem, integração e verificação (“*Manufacturing, Assembly, Integration e Verification*” - MAIV), na qual o protótipo de voo é produzido e testado. Nesta fase ocorrem a fabricação dos subsistemas, a montagem de subsistemas e de sistemas, a integração de subsistemas e sistemas, a verificação & validação de subsistemas e sistemas.
- O protótipo de voo é lançado, operado e recuperado na fase de utilização (“*Utilisation*”), quando se dá a operação do sistema.
- A fase final do protótipo de voo é a de seu descarte (“*Disposal*”) quando ocorre a armazenagem, o arquivamento ou o descarte do sistema.

Cada revisão de projeto é um marco que viabiliza passar ou não para uma nova fase no ciclo de vida do projeto. Dentro destas revisões o gestor pode optar pelas seguintes decisões:

- passar para a próxima fase;
- idem, mas com Itens de ação;
- continuar na presente fase;
- retornar à fase anterior;
- suspender as atividades do projeto; e,
- suspender definitivamente o projeto.

#### **4.1.2 Estrutura de divisão de trabalho (EDT)**

A EDT, além de prover uma descrição da organização geral de cada missão, permite a identificação dos pacotes de trabalho associados a cada experimento, bem como dos responsáveis por sua gerência.

As missões do Programa Microgravidade contam com atores diversos, e heterogêneos do ponto de vista de experiência com o ciclo de vida de sistemas espaciais e sua operação. De uma forma geral, podem ser distinguidos os seguintes atores principais: a AEB, como patrocinador e responsável por

anúncios de oportunidade e seleção de experimentos para cada missão; o conjunto de universidades e institutos participantes de cada missão, responsáveis pela proposição e desenvolvimento dos experimentos selecionados, bem como pelo uso científico dos dados produzidos em cada missão; o IAE, como responsável pelo veículo de sondagem, e também provedor da expertise técnica e de infraestrutura para o desenvolvimento dos experimentos e organizador da campanha de lançamento; o Centro de Lançamento de Alcântara (CLA), responsável pela infraestrutura, autorizações e pessoal técnico associados a cada campanha de lançamento. Observa-se, assim, que cada missão conta com uma grande interface interorganizacional, com organizações geograficamente dispersas, algumas iniciantes no exercício do ciclo de vida de projetos espaciais. À AEB compete a definição do gerente de cada missão e às instituições participantes a definição do gerente de cada experimento, normalmente referido por investigador principal ou “*principal investigator*” (PI).

Neste trabalho, o sistema relativo a cada missão foi caracterizado como composto pelo conjunto de experimentos e pelo segmento de aplicações, este último responsável pelo uso dos dados gerados em cada missão, e constituído pelo conjunto de PIs. O veículo de sondagem e a infraestrutura de lançamento e operações foram considerados como elementos externos ao sistema, os quais provêm a plataforma para experimentos em microgravidade (veículo), a infraestrutura e a expertise técnica para o desenvolvimento dos experimentos, e a infraestrutura necessária ao lançamento e à disponibilização dos produtos de cada campanha.

Observa-se que esta definição de sistema de missão e atores apresenta algum grau de flexibilidade, dada a ampla margem de interseção entre as fronteiras organizacionais. O sistema de missão poderia, em princípio, ser considerado como composto por todos os elementos elencados acima: experimentos, veículo, segmento de solo, que envolve base e operações, e segmento de aplicações. A dificuldade com esta última caracterização dá-se em função do fato de inexistir uma instância de gestão que responda por todos estes elementos. As funções gerenciais em cada missão podem ser consideradas

como distribuídas entre os atores institucionais AEB, IAE e CLA, cada um com algum grau de precedência dependendo da fase da missão.

Dado este contexto, consideramos relevante ao exercício de “lições aprendidas” aqui empreendido, apresentar não somente a EDT relativa ao sistema de missão anteriormente caracterizado, mas, também, as EDTs relativas ao veículo e à base de lançamento.

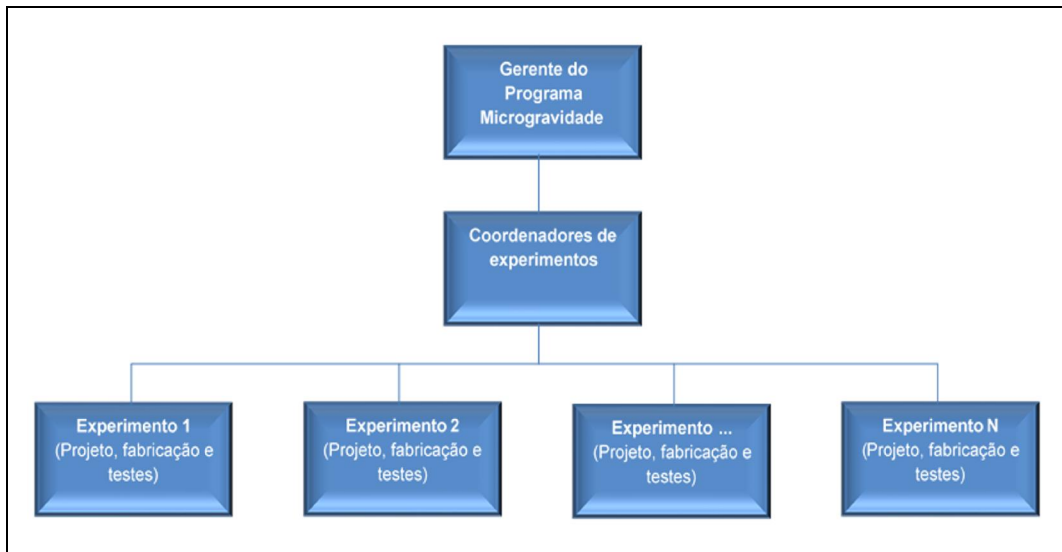
#### **4.1.2.1 EDT por parte da AEB para desenvolvimento dos experimentos**

A primeira EDT apresenta precedência no período que se estende do edital até o final do desenvolvimento dos experimentos, incluindo ensaios e testes de aceitação individuais. Nesta fase, a gerência geral dos trabalhos é ocupada pelo gerente do Programa Brasileiro de Microgravidade, definido pela AEB, com amplo escopo sob a responsabilidade do coordenador do Programa Microgravidade dentro do IAE, onde os projetos são acompanhados pelo gerente do PBM, uma comissão técnica, especialistas “*ad hoc*” e pelo coordenador de experimentos da AEB dentro do IAE. Este acompanhamento é feito através de revisões de projeto e comunicações diretas com os PIs. É uma fase de ajustes entre requisitos de pesquisadores e de restrições da plataforma. Esta EDT, correspondente ao sistema de missão acima definido, estende-se até o resultado final dos estudos realizados com o retorno dos experimentos, a serem apresentados pelos PIs apresentar em um workshop os resultados alcançados.

Ao passar para a fase de manufatura e testes, e integração com o veículo, esta EDT é substituída temporariamente por outra, voltada ao acompanhamento das estruturas do IAE e do INPE, que passam a atuar de forma complementar e conjunta na realização dos ensaios de aceitação do “*protoflight*”.

A Figura 4.2 apresenta a Estrutura de Divisão de Trabalho correspondente ao sistema de missão.

Figura 4.2 - Agentes envolvidos em um experimento suborbital de microgravidade. EDT do desenvolvimento do experimento.

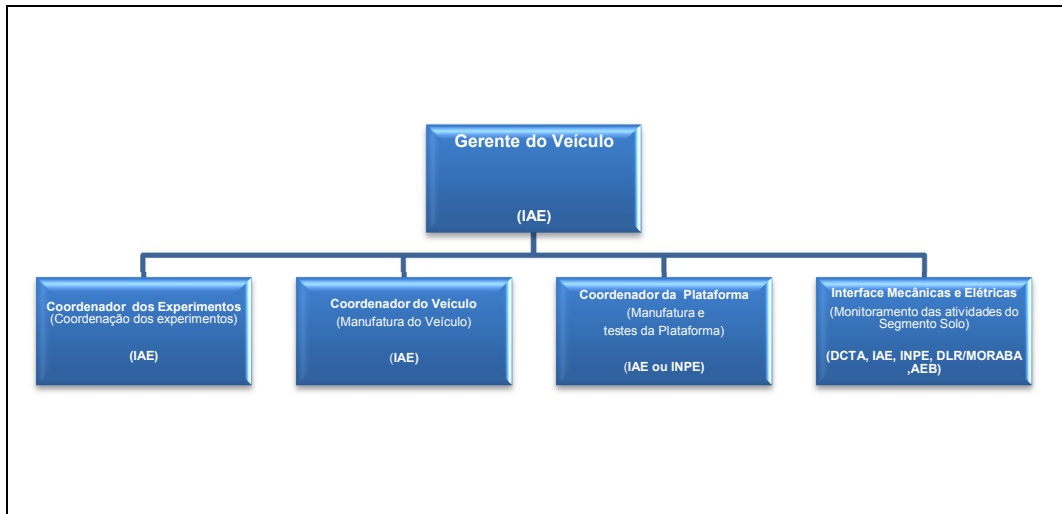


Fonte: Produção do Autor.

#### 4.1.2.2 EDT por parte do IAE para manufatura, testes e integração do veículo

Já, a segunda EDT, ilustrada na Figura 4.3, se estabelece dentro do IAE durante as atividades que antecedem a campanha de lançamento (manufatura, testes e integração da plataforma equipada e seu balanceamento), e se mantém em paralelo com a primeira EDT. O próprio IAE também se ocupa da integração e testes do veículo.

Figura 4.3 - EDT do preparativo para a campanha.



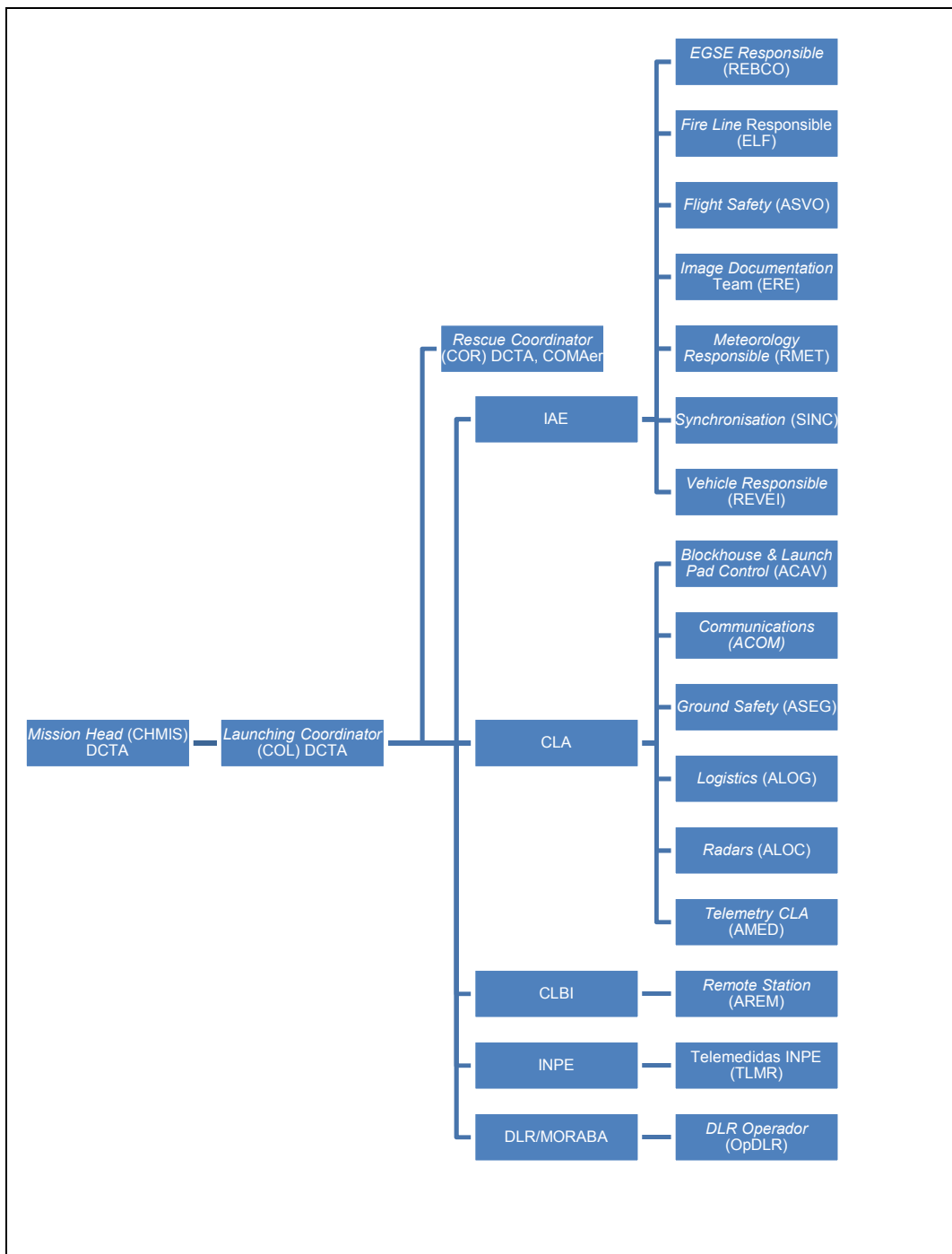
Fonte: Produção do Autor.

#### 4.1.2.3 EDT dentro de uma operação de lançamento.

A terceira EDT, ilustrada na Figura 4.4, se estabelece por ocasião dos preparativos da operação de lançamento, no campo de lançamento do veículo. Define os grupos e as equipes responsáveis pelas operações, durante a campanha. A Tabela 4.1 apresenta as estações e as equipes no instante da cronologia final de lançamento de veículo no CLA.



Figura 4.4 - EDT dos sistemas quanto às estações e às equipes no instante da cronologia de lançamento de veículo no CLA.



Fonte: Adaptação de IAE (2007).

Na Figura 4.4, a Segurança de Voo está alocada no IAE. Mas na realidade é uma responsabilidade do campo de lançamento. Ocorre que, por falta de pessoal, um servidor do IAE venha a assumir a função, mas não pelo IAE, mas pelo campo.

Tabela 4.1 - Acrônimos da figura 4.4 e relação de locais das equipes no H0.

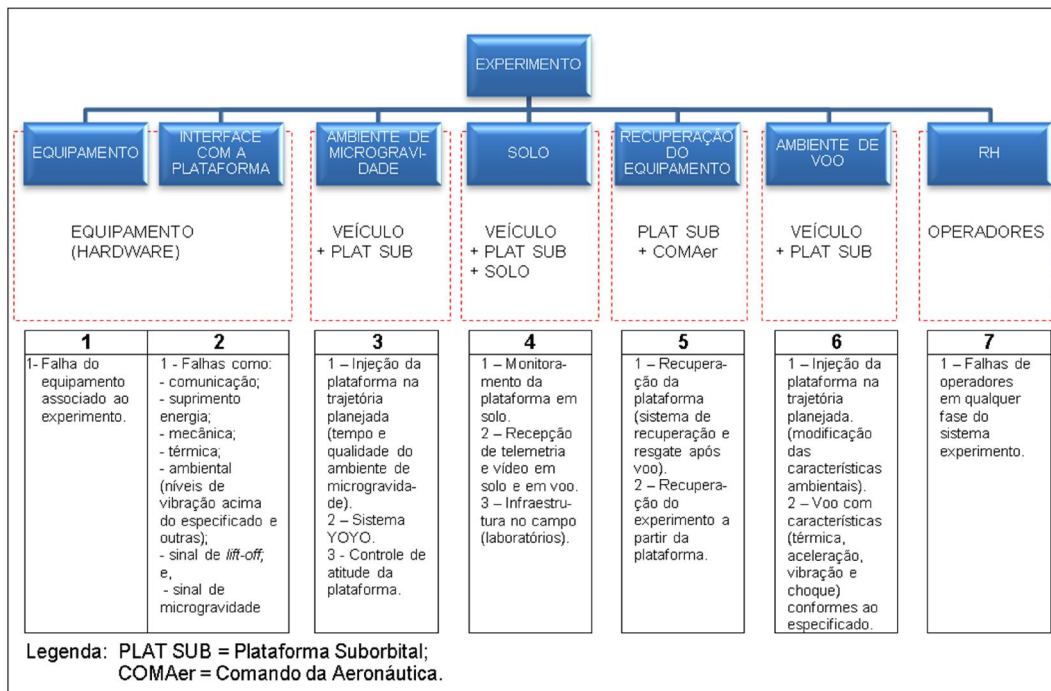
<b>Sigla</b>	<b>Significado</b>	<b>Local de permanência no H<sub>0</sub></b>	<b>Sigla</b>	<b>Significado</b>	<b>Local de permanência no H<sub>0</sub></b>
ACAV	Controle Avançado "Blockhouse & Launch Pad Control"	Casamata "Blockhouse"	ELF	Encarregado da Linha de Fogo "Fire Line Responsible"	Casamata "Blockhouse"
ACOM	Telecomunicações "Communications"	Centro Técnico "Technical Centre"	ERE	Equipe de Registro "Image Documentation Team"	Casamata "Blockhouse"
ALOC	Localização "Radars"	Centro Técnico "Technical Centre"	RMET	Responsável pela Meteorologia "Meteorology Responsible"	Meteorologia "Meteorology"
ALOG	Logística "Logistics"	Casamata "Blockhouse"	OpDLR	Operador DLR DLR Operator	Centro Técnico "Technical Centre"
AMED	Telemedidas CLA "Telemetry CLA"	Antena do CLA "CLA Antenna"	REBCO	Resp. Banco de Controle "EGSE Responsible"	Centro Técnico "Technical Centre"
AREM	Estação Remota (CLBI) "Remote Station (CLBI)"	CLBI CLBI	REVEI	Responsável pelo Veículo "Vehicle Responsible"	Centro Técnico "Technical Centre"
ASEG	Segurança de Superfície "Ground Safety"	Centro Técnico "Technical Centre"	SINC	Sincronização "Synchronisation"	Casamata "Blockhouse"
ASVO	Segurança de Voo "Flight Safety"	Centro Técnico "Technical Centre"	TLMR	Telemedidas INPE "Telemetry – INPE"	Antena do INPE "Antenna of INPE"
CHMIS	Chefe de Missão "Mission Head"	Centro Técnico "Technical Centre"	TMD	Telemedidas DLR "Telemetry – DLR"	Casamata "Blockhouse"
COL	Coordenador de Lançamento "Launching Coordinator"	Centro Técnico "Technical Centre"			

Fonte: Adaptado de IAE (2007).

### 4.1.3 Diagrama de interface entre elementos constituintes do sistema de missão

Com base nas prováveis fontes de risco, foi elaborado um quadro que representa uma proposta de estrutura de experimento visto como sistema, para a identificação de elementos envolvidos na falha de um experimento (Figura 4.5).

Figura 4.5 - Proposta da estrutura de um experimento (visto como sistema) para a identificação dos elementos envolvidos na falha do experimento).



Fonte: Produção do Autor.

Agentes de falha em um voo suborbital (estrutura de um experimento em um voo suborbital):

- Equipamento = Consiste no Hardware e no Software do Experimento
- Interface com a plataforma = Consiste dos sistemas: térmico, mecânico, rede elétrica, TM/TC, rede de potência elétrica, e sinal de microgravidade.

- Ambiente de microgravidade = Sistema YOYO, sistema de gás frio,
- Solo = Segmento Solo: Estações radares, telemetria e infraestrutura no campo de lançamento (ex.: laboratórios).
- Recuperação do equipamento = atuação do paraquedas, radio sinal, atuação da boia (se aplicável) e, operação de resgate (helicóptero ou navio).
- Ambiente de voo = fora das especificações; fora do envelope especificado funcional e ambiental.
- RH = falhas devidas aos operadores e pessoas envolvidas.

## 4.2 Fontes de riscos

É fato que todos os projetos estão sujeitos a ocorrência de riscos e de incertezas durante seu ciclo de vida. As fontes de risco e a presença de incertezas podem afetar o ciclo de vida dos projetos quer no escopo, quer no tempo, quer no custo, quer na qualidade do projeto. Para monitorar o grupo de riscos temos que partir para a caracterização dos riscos possíveis, imagináveis e mais comuns de ocorrência vistos em projetos similares ou, tratando-se de um projeto novo pode nos auxiliar no levantamento particular dos riscos a serem monitorados em um novo projeto.

Segundo Pereira (1999), as fontes de riscos para um projeto na NASA possuem quatro grupos de causas principais: falha de equipamentos, eventos externos, erros humanos e falhas institucionais. A figura 4.6 trata de uma adaptação das fontes de risco levantadas voltadas a missões com foguetes de sondagem balísticos. Para o caso agrega-se aos eventos externos as condições climáticas limites para a decolagem (ex.: ventos de superfície e balístico, descargas elétricas e chuva) e as condições climáticas oceânicas (ex.: ventos de superfície, tamanho de ondas, descargas elétricas e chuva) presentes na zona de amerissagem (“*splashdown*”), uma vez que a recuperação das plataformas se faz no mar, tanto para o CLA como para o CLBI.

Figura 4.6 - Fontes de risco voltada à foguetes balísticos.



Fonte: Adaptação de Pereira (1999).

### 4.3 Exercício de “Lições Aprendidas”

#### 4.3.1 Esquema para Identificação de Ocorrências e Conceitos Gerais

Com base em entrevistas com os **investigadores principais (PI)** de experimentos e análise da documentação da missão, as principais ocorrências da missão foram identificadas e classificadas de acordo com as fases do ciclo de vida. Cada ocorrência recebeu um identificador de acordo com o esquema de identificação definido na Tabela 4.2, abaixo, que condensa informações relativas à missão e à fase do projeto em que a ocorrência ocorreu.

Tabela 4.2 - Classificação das ocorrências de missão e de experimento.

<b>M Id1 . Ph . nn</b>	
<p>Legenda:</p> <p><b>M:</b> Missão</p> <p><b>Id1</b> (“<i>identification</i>”): <b>identificador da missão</b></p> <p><b>Ph</b> (“<i>phase</i>”): <b>fase do ciclo de vida</b></p> <p><b>nn</b> (“<i>number</i>”): <b>número sequencial em uma dada fase do ciclo de vida</b></p>	
<b>Id1 (número)</b>	<b>Ph (letra)</b>
<p>1: Lençóis Maranhenses</p> <p>1-1: Lençóis Maranhenses, DMLM</p> <p>1-2: Lençóis Maranhenses, Planárias</p> <hr/> <p>2: Cumã</p> <p>2-1: Cumã, PEM-01</p> <p>2-2: Cumã, PEM-02 (DMLD II)</p> <p>2-3: Cumã, PEM-04 (SMAE)</p> <p>2-4: Cumã, PEM-05 (FORMU-S)</p> <p>2-5: Cumã, PEM-06 (ECECM)</p> <p>2-6: Cumã, PEM-07</p> <p>2-7: Cumã, PEM-13</p> <p>2-8: Cumã, PEM-14</p> <hr/> <p>3: Cumã II</p> <p>3-1: Cumã II, PEM-01 (<i>DNA Space and Life</i>)</p> <p>3-2: Cumã II, PEM-02 (DMLM IIa)</p> <p>3-3: Cumã II, PEM-05 (FORMU-S)</p> <p>3-4: Cumã II, PEM-06 (ECECM)</p> <p>3-5: Cumã II, PEM-08 (MHP)</p> <p>3-6: Cumã II, PEM-13</p> <p>3-7: Cumã II, PEM-14 (DINAMIC-g)</p> <p>3-8: Cumã II, PEM-07 (CPL)</p> <p>3-9: Cumã II, PEM-07-2 (PROEMI)</p> <p>3-10: Cumã II, PEM-09-2 (PAANDA)</p> <p>3-11: Cumã II, SDV</p> <hr/> <p>4: Angicos</p> <p>4-1: Angicos, Experimento GPS</p> <hr/> <p>5: Maracati II</p> <p>5-1: Maracati II, GPS-AE</p> <p>5-2: Maracati II, SLET</p> <p>5-3: Maracati II, SLM</p> <p>5-4: Maracati II, CADEN</p> <p>5-5: Maracati II, DMLM III</p> <p>5-6: Maracati II, TCM</p> <p>5-7: Maracati II, TCM-C</p> <p>5-8: Maracati II, ECEM</p> <p>5-9: Maracati II, EEM</p> <p>5-10: Maracati II, VGP</p>	<p><b>K:</b> Início (“<i>Kick Off</i>”)</p> <p><b>D:</b> Projeto (“<i>Design</i>”)</p> <p><b>M:</b> Manufatura, montagem, Integração e testes (“<i>Manufacturing, Assembling / Integration / Verification</i>” - MAIV)</p> <p><b>U:</b> Utilização (“<i>Utilisation</i>”).</p>

Esta nomenclatura aparecerá nas descrições das ocorrências descritas nas operações Lençóis Maranhenses, Cumã, Cumã II, Angicos e Maracati II listadas nos próximos subitens.

#### **4.3.2 Execução do Exercícios de “lições aprendidas”**

As Tabelas 4.5, 4.11, 4.16, 4.21 e 4.26 listam ocorrências de missões e experimentos de acordo com a fase em que ocorreram. As tabelas condensam os principais resultados do esforço analítico desenvolvido no exercício de “lições aprendidas”. As ocorrências foram agrupadas de acordo com a missão e o experimento.

O resultado final, após o esforço analítico, é dado, por sua vez, nas Tabelas 4.6, 4.12, 4.17, 4.22 e 4.27. Cada entrada de ocorrência é acompanhada pela identificação de ocorrência atribuída, juntamente com o cenário de ocorrência correspondente, que é composto por causa de ocorrência, evento de ocorrência e consequência de ocorrência, conforme definido na Seção 3.

Um evento exclusivo é associado a cada cenário de ocorrência, embora uma ou mais causas e consequências possam ser atribuídas à mesma ocorrência. As causas listadas foram derivadas de um exercício de análise de causa raiz, que tenta identificar as causas programáticas ou sistêmicas de alto nível, seguindo uma metodologia que é exemplificada pelo conteúdo de Tabela 4.5, abaixo, para duas ocorrências que discutiremos a seguir.

Os dois eventos associados, descritos no índice “E”, referem-se a questões técnicas. As causas são identificadas por um índice “C”, enquanto as consequências por um índice “Cons”.

Para cada ocorrência no exemplo, a análise associada é exibida à direita, mostrando o encadeamento de ideias seguidas na vinculação do evento a causas programáticas ou sistêmicas, com um nível cada vez maior na estrutura analítica do projeto. À esquerda, na forma de uma lista, as causas identificadas são listadas primeiro, seguidas pelas consequências estimadas.

As causas são listadas como uma sequência “*bottom-up*” de significância cada vez maior do ponto de vista da hierarquia de gerenciamento de projetos, com a causa identificada pelo índice “C0” sendo tomada como o nível mais alto e referida como a causa fundamental ou causa raiz. A busca por possíveis causas enfatiza questões programáticas e sistêmicas, em vez de questões técnicas.

As consequências estimadas também são listadas como uma sequência ascendente de nível sempre crescente do ponto de vista do sistema ou impacto na missão, sendo que a última tem precedência sobre a primeira.

Além disso, ilustrando a metodologia, ainda referindo-se aos exemplos na Tabela 5.5, notamos que a primeira ocorrência ocorreu na fase de projeto, com o encadeamento das causas C2, C1 e C0. A não conformidade associada com C0 foi detectada e corrigida na fase de projeto, mostrando, em princípio, que as atividades de verificação de projeto, ou equivalentes, foram realizadas na fase de projeto. A segunda ocorrência ocorreu na fase MAIV. Ela foi associada a uma solução de design mecânico ruim. Então, embora ele exiba um encadeamento intermediário de causas similar ao caso anterior, aqui representado pela sequência C4, C3 e C2, a causa raiz foi identificada de forma diferente, já que o que era uma não conformidade de projeto foi detectado apenas na fase MAIV, implicando um processo de verificação deficiente ou ausente na transição do projeto para a fase MAIV. Do ponto de vista programático, considerou-se que esta causa exibe um nível maior que a causa raiz exibida no primeiro exemplo, uma vez que se as atividades de verificação na fase de projeto fossem realizadas adequadamente, o problema implicado pela última causa teria, em princípio, sido detectado e, eventualmente, corrigido.

Iremos exemplificar o processo de análise dos experimentos tomando apenas uma das operações neste corpo da dissertação, transferindo as demais operações para os apêndices:

A.1 – Operação Lençóis Maranhenses;

A.2 – Operação Cumã II;



A.3 – Operação Angicos; e,

A.4 – Operação Maracati II.

No corpo da dissertação as análises de cada operação seguirão a partir da tabela de “lista dos cenários correspondentes a fase do ciclo de vida dos experimentos da operação”.

#### **4.3.3 Operação CUMÃ**

Designou-se por Operação Cumã à sexta operação de lançamento do foguete de sondagem nacional VS-30 (XV06) a partir do lançador universal porte médio do CLA (Figura 4.7).

Figura 4.7 – Foguete de sondagem VS-30 XV06.



Fonte: IAE (2002).

#### 4.3.3.1 Dados da operação

- **Lançamento:** O lançamento foi realizado em 01/12/2002 às 9h33 no Centro de Lançamento de Alcântara (CLA), MA, a partir de seu lançador universal de porte médio.
- **Plataforma:** Plataforma alemã com denominação X1.
- **Designação do foguete e número do lançamento:** VS-30 XV06.
- **Objetivo:** O lançamento tinha como objetivos (DOLINSKY, MEMÓRIA DA OPERAÇÃO PIRAPEMA-CUMÃ, 2003):
  - Realizar experimentos de interesse do Projeto Microgravidade da AEB,
  - Qualificar em voo a plataforma reutilizável, denominada Plataforma X1, que permitiria a realização de experimentos em ambiente de microgravidade,
  - Oferecer às universidades e às instituições de pesquisa brasileiras a oportunidade de testar previamente dispositivos para experimentos em ambiente de microgravidade desenvolvidos com vista a uma possível futura aplicação na Estação Espacial Internacional (EEI).
- **Dados da plataforma:** Denominada como X1, esta plataforma foi elaborada em uma composição do tipo “MINI-TEXUS” pelo DLR/MORABA. Foi na realidade um teste de campo para verificar quais os resultados que poderiam ser alcançados pelo DLR/MORABA e o IAE visualizando um projeto de lançamentos futuros de plataformas europeias e brasileiras para experimentos em microgravidade. Os módulos de recuperação, de eletrônica e comando do sistema de controle das velocidades angulares (“*Rate Control System*”) e o módulo YO-YO (“*despin*”) proveem do DLR/MORABA. A plataforma provê um módulo de experimentos hermético e um não hermético, este último com possibilidade de acesso tardio (“*late access*”).

- **Dados do voo:** Saída da rampa normal; rompimento e abertura da cinta de separação do BUS aos 25s, ainda em baixa altitude; apogeu da plataforma de 60 km com alcance de 40 km (valores previstos para o voo de apogeu de 201,3 km e alcance de 89,5 km); não houve formação de ambiente de microgravidade. O período de menor acelerações medidas foi de 23 s; a antena do Centro de Lançamento de Alcântara (CLA) seguiu o motor e perdeu a telemetria de dados da plataforma. Os sinais de telemetria foram capturados pela antena de telemetria do INPE, que foi utilizada como redundância e os sinais de vídeo foram gravados, enquanto visível, pelo Campo de Lançamento da Barreira do Inferno (CLBI). Foram obtidos sinais parciais de vídeo pelo CLA. Foi utilizado um paraquedas para um BUS maior (para um BUS TEXUS) com boia conjugada pertencente a uma plataforma de maior porte (TEXUS). A boia mais pesada que a de uma plataforma MINI-TEXUS fez com a abertura do paraquedas fosse comprometida, aumentando a velocidade de descida. A abertura anômala do paraquedas com grande velocidade rasgou o tecido do paraquedas a 80 m do nível do mar; amerissagem destrutiva aos 500 s de voo; destroços não recuperados. Na Operação CUMÃ foram observadas anomalias tanto no voo, como na plataforma X1 e nos segmentos de terra que, quando contabilizadas, resultaram não somente na redução do alcance e do apogeu previstos para a plataforma, porém também concorreram para perda parcial da recepção dos sinais de telemetria da plataforma, e para a perda total da plataforma X1 em mar, sem possibilidade de recuperação. A pedido do pesquisador Dr. Petrus (UFPE) do Experimento PEM-14 e do Vice-diretor de Espaço do IAE, a PETRÓLEO BRASILEIRO S.A. (PETROBRÁS) enviou uma embarcação com “*side scanner sonar*” que detectou no local da amerissagem possíveis pontos de interesse no fundo do mar. O relatório relativo a esta participação da PETROBRÁS se encontra no apêndice A.1, tendo adensado este trabalho como reconhecimento àquela empresa pelos trabalhos de salvamento prestados ao IAE

gratuitamente. Infelizmente os mergulhadores não encontraram a plataforma.

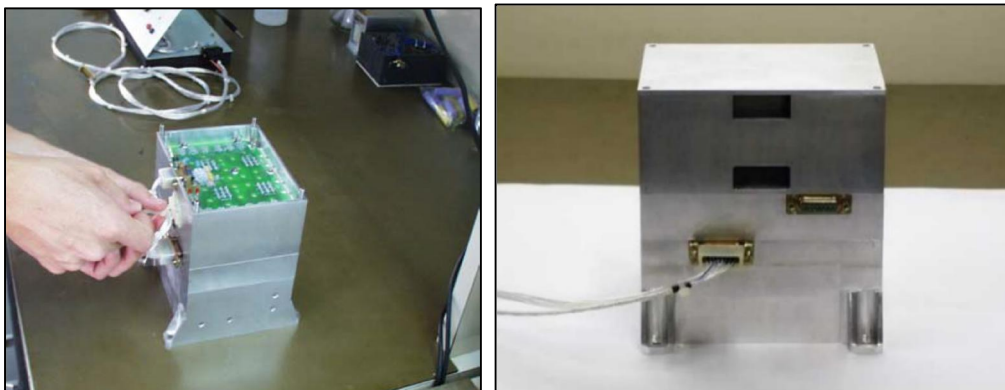
- **Resultado dos Experimentos:** Sucesso Parcial. Apenas os dados enviados pela telemetria e recebidos nas antenas do INPE (dados de voo) e a do CLBI (dados de vídeo) foram parcialmente salvos. Os dados de antena do CLA foram perdidos com a designação do radar do CLA feita ao motor em vez da plataforma (erro humano) (AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA - AEB, 2003).
- **Equipes envolvidas:** Estiveram envolvidos na parte funcional deste lançamento: o CTA/IAE, pelo foguete e apoio às equipes; o CLA, pelas instalações e operações de acompanhamento de rastreamento e de recepção de telemetria no lançamento; o Comando da Aeronáutica (COMAER), pela operação de resgate da plataforma no mar; o INPE, pela redundância na operação de acompanhamento da telemetria do veículo; e o DLR-MORABA (*“Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt – Mobile Raketenbasis”* / Alemanha), pelo desenvolvimento e operação da plataforma X1, da Petrobrás, além da AEB e dos pesquisadores do Programa Microgravidade.
- **Experimentos embarcados:** A Tabela 4.3 relata os experimentos embarcados na operação Cumã, informando a denominação e a instituição de pesquisa ou ensino por ele responsável.

Tabela 4.3 - Experimentos da operação Cumã.

Operação Cumã (VB-30 V06)			
Nº	Denominação	Instituição / Pesquisador Principal	Observações
1	Estudo dos Mecanismos de Reparação do DNA e Sobrevivência Bacteriana à Radiação Cósmica Ionizante e ao Ultravioleta Longo (312nm) e Germicida (254 nm) em ambiente de baixa gravidade	UERJ - Universidade Estadual do Rio de Janeiro. Dr. Heitor Evangelista da Silva.	Denominação IAE: PEM-01 Figura 4.8
2	Desenvolvimento do dispositivo DMLM II e análise da ação da invertase presente em células de <i>Saccharomyces cerevisiae</i> .	Centro Universitário da FEI (Fundação de Ensino Inaciana). Dr. Alessandro La Neve.	Denominação IAE: PEM 02 Figura 4.9
3	Sistema de medidas de acelerações espaciais, uma ferramenta em microgravidade.	UNOPAR – Universidade do Norte do Paraná MSc. Fernando Stancato	Denominação IAE: PEM-04 Figura 4.10
4	Forno Multiusuário para Solidificação (FORMU-S).	INPE – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais. Dr. Chen Ying An.	Denominação IAE: PEM-05 Figura 4.11
5	Câmara de Ebulição Confinada sob Microgravidade (ECECM)	UFSC - Universidade Federal de Santa Catarina. Dr. Júlio César Passos	Denominação IAE: PEM-06 Figura 4.12
6	Micro tubos de calor para controle térmico de componentes eletrônicos de satélites.	UFSC - Universidade Federal de Santa Catarina. Dra. Márcia Barbosa Henriques Mantelli.	Denominação IAE: PEM-07 Figura 4.13
7	Modulação da velocidade de propagação de onda de reação-difusão (B-Z) em meio gel por forças fracas (gravidade).	USP/Escola Politécnica - Dra. Vera Maura Fernandes de Lima (USP/ <i>Hohenheim</i> ); e, <i>University of Hohenheim</i> - Dr. Wolfgang Hanke.	Denominação IAE: PEM-13 Figura 4.14
8	Difusão Térmica de monopartículas metálicas em materiais vítreos precursores de dispositivos nano-estruturados para rastreamento de eventos em microgravidade.	UFPE- Universidade Federal de Pernambuco Dr. Petrus d'Amorim Santa Cruz Oliveira	Denominação IAE: PEM-14 Figura 4.15

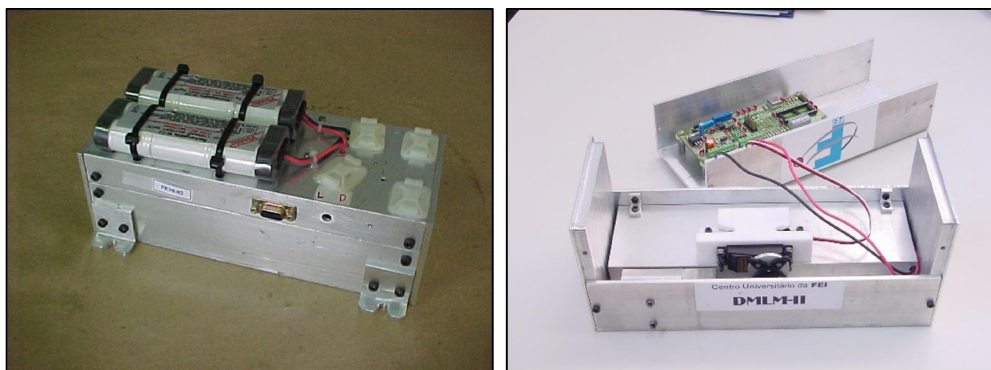
NOTA: PEM-MM = Projeto de Experimento em Microgravidade; MM = Número do projeto.

Figura 4.8 - Estudo dos mecanismos de reparação do DNA e sobrevivência bacteriana à radiação cósmica ionizante e ao ultravioleta longo (312nm) e germicida (254 nm) em ambiente de baixa gravidade.



Fonte: IAE (2002).

Figura 4.9 - Desenvolvimento do dispositivo DMLM II e análise da ação da invertase presente em células de *Saccharomyces cerevisiae*.



Fonte: IAE (2002).

Figura 4.10 - Sistema de medidas de acelerações espaciais, uma ferramenta em microgravidade.



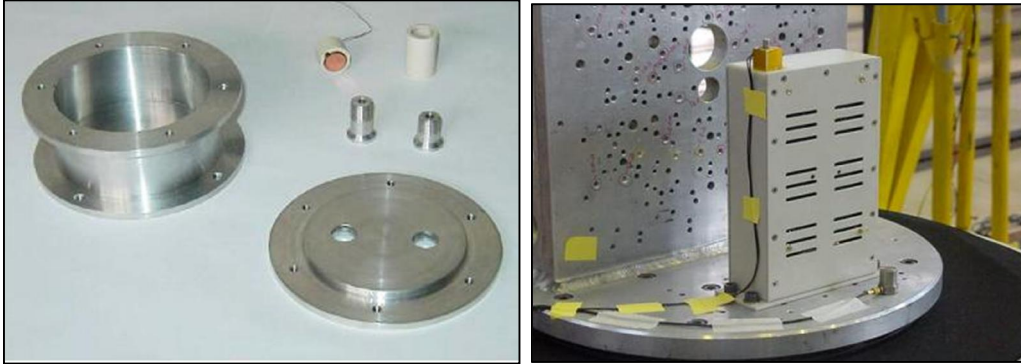
Fonte: IAE (2002).

Figura 4.11 - Forno Multiusuário para Solidificação (FORMU-S).



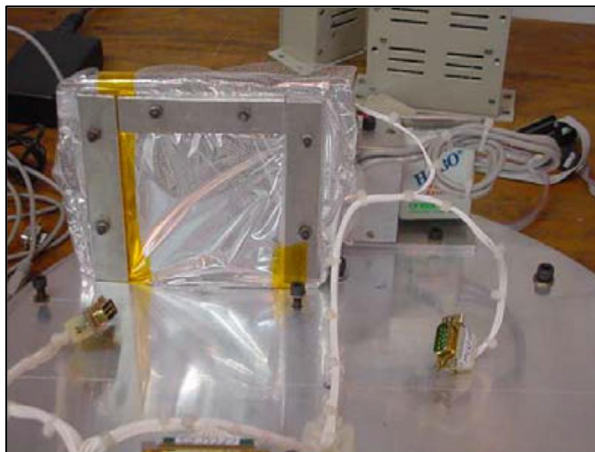
À direita uma ampola contendo a liga metálica eutética. As ampolas são acondicionadas em um cartucho dentro do FORMU\_S.  
Fonte: IAE (2002).

Figura 4.12 - Câmara de Ebulição Confinada sob Microgravidade (ECECM).



Fonte: IAE (2002).

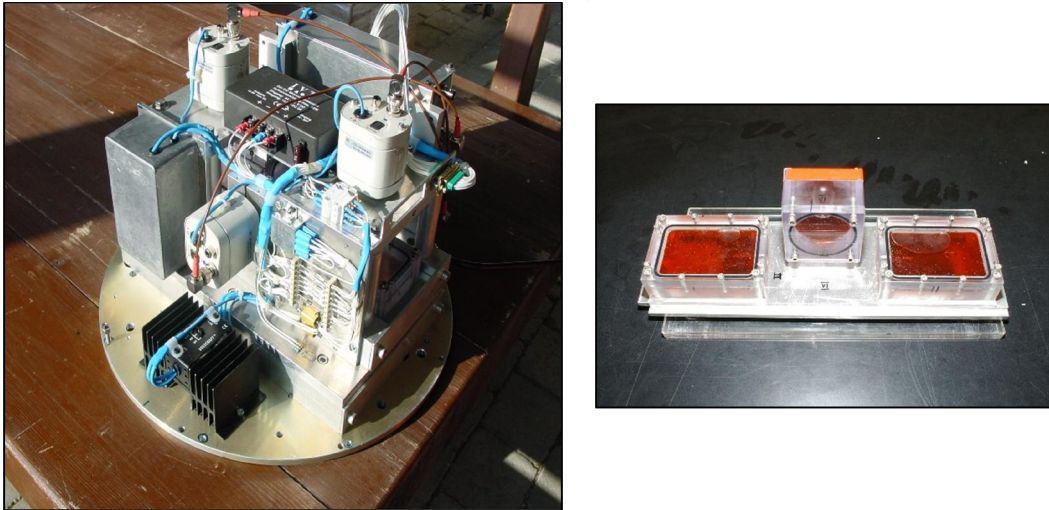
Figura 4.13 - Micro tubos de calor para controle térmico de componentes eletrônicos de satélites.



Fonte: IAE (2002).



Figura 4.14 - Modulação da velocidade de propagação de onda de reação-difusão (B-Z) em meio gel por forças fracas (gravidade).



Fonte: IAE (2002).

Figura 4.15 - Difusão Térmica de monopartículas metálicas em materiais vítreos precursores de dispositivos nano-estruturados para rastreamento de eventos em microgravidade.



Fonte: IAE (2002).

#### 4.3.3.2 Análise dos experimentos:

A Tabela 4.4 e os subitens 4.3.4.3, 4.3.4.4 e 4.3.4.5 a seguir descrevem o extrato das ocorrências e as recomendações coletadas com relação à operação de lançamento, ao campo e aos experimentos.

Tabela 4.4 - Identificação de não conformidades observadas na operação Cumã.

Identificação do Experimento			Categorização de falhas segundo a estrutura da Figura 5.5									
Nº	Título do Experimento	Instituição / Pesquisador Principal	Voo: Sucesso(S) / Sucesso Parcial (SP) / Fracasso (F)	Indicação de falha com base na EDT (EXPERIMENTOS)								OBSERVAÇÕES:
				EQUIPTO	INTFC	AMBE	SOLO	REC	AMBV	RH	S, SP ou F	
1	Estudo dos Mecanismos de Reparação do DNA e Sobrevivência Bacteriana à Radiação Cósmica Ionizante e ao Ultravioleta Longo (312nm) e Germicida (254 nm) em ambiente de baixa gravidade	UERJ-PEM-01 Dr,Adriano de Araújo Dr. Heitor Evangelista da Silva	(F) Ambiente de microgravidade e altitude não alcançados . Hardware não recuperado	OK	OK	NO	N/A	NO	NO	OK	F	- Experimento sem telemetria. - Necessidades dos sinais de <i>lift-off</i> e de microgravidade. - Laboratórios inapropriados. - Esse experimento gerou um pedido de patente pela UERJ da unidade de laboratório desenvolvida como referência de solo do experimento.

continua

Tabela 4.4 – Continuação.

Identificação do Experimento			Categorização de falhas segundo a estrutura da Figura 2										
Nº	Título do Experimento	Instituição / Pesquisador Principal	Voo: Sucesso(S) / Sucesso Parcial (SP) / Fracasso (F)	Indicação de falha com base na EDT (EXPERIMENTOS)								S, SP ou F	OBSERVAÇÕES:
				EQUI PTO	INTFC	AMBE	SOLO	REC	AMBV	RH			
2	Desenvolvimento do dispositivo DMLM II e análise da ação da invertase presente em células de <i>Saccharomyces cerevisiae</i> .	Centro Universitário da FEI <sup>1</sup> (UniFEI) - PEM-02 Dr. Alessandro La Neve	(F) Ambiente de microgravidade não alcançado. Hardware não recuperado	OK	OK	NO	N/A	NO	NO	NO	NO	F	<p>- O DMLM II não teve seu funcionamento testado pela UniFEI. Ao ser integrado não funcionou. A membrana plana de rompimento se deformava criando uma semiesfera, distanciando-se do êmbolo / agulha e elevando a resistência de ruptura da membrana</p> <p>Todos os dias o experimento era retirado da plataforma na tentativa de consertá-lo. Uma cruzeta metálica atrás da membrana resolveu o problema. As divisões da UniFEI criaram o experimento em pacotes isolados, sem um teste operacional.</p> <p>- Necessidades dos sinais de <i>lift-off</i> e de microgravidade.</p> <p>- Experimento sem telemetria.</p> <p>- Laboratórios inapropriados.</p>

continua

Tabela 4.4 – Continuação.

Identificação do Experimento			Categorização de falhas segundo a estrutura da Figura 2										
Nº	Título do Experimento	Instituição / Pesquisador Principal	Voo: Sucesso(S)/ Sucesso Parcial (SP)/ Fracasso (F)	Indicação de falha com base na EDT (EXPERIMENTOS)								S, SP ou F	OBSERVAÇÕES:
				EQUI PTO	INTFC	AMBE	SOLO	REC	AMBV	RH			
3	Sistema de medidas de acelerações espaciais, uma ferramenta em microgravidade.	UNOPAR-PEM-04 MSc. Fernando Stancato	(SP) Ambiente de microgravidade não alcançado. Hardware não recuperado	NO	OK	NO	OK	NO	NO	NO	NO	SP	- Experimento voou com um acelerômetro não inercial tri-axial (nos ensaios ambientais seus canais laterais em pane, porém sem pane em seu canal longitudinal) e um acelerômetro inercial uniaxial. Ambos ficaram saturados no voo por ajuste de leitura para escala de micro aceleração para monitoramento da microgravidade. - Experimento com telemetria. - Falhas graves de gestão do pesquisador para com a sua equipe o retiraram da gestão do experimento.
4	Forno Multiusuário para Solidificação (FORMU-S)	INPE- PEM-05 Dr. Irajá Newton Bandeira	(F) Ambiente de microgravidade não alcançado. Hardware não recuperado	OK	OK	NO	OK	NO	NO	OK	S	- Experimento com telemetria.	

continua

Tabela 4.4 – Continuação.

Identificação do Experimento			Categorização de falhas por segmentos										
Nº	Título do Experimento	Instituição / Pesquisador Principal	Voo: Sucesso(S) / Sucesso Parcial (SP)/ Fracasso (F)	Indicação de falha com base na EDT (Experimento)									OBS.:
				EXP	INTFC	AMBE	SOLO	REC	AMBV	RH	SUS / FRAC		
5	Câmara de Ebulição Confinada sob Microgravidade (ECECM)	UFSC-PEM-06 Dr. Júlio César Passos	(F) Ambiente de microgravidade não alcançado. Hardware não recuperado	OK	OK	NO	OK	NO	NO	OK	S	- Experimento com telemetria.	
6	Micro tubos de calor para controle térmico de componentes eletrônicos de satélites	UFSC-PEM-07 Dra. Márcia Barbosa Henriques Mantelli	(F) Ambiente de microgravidade não alcançado. Hardware não recuperado	OK	OK	NO	OK	NO	NO	OK	S	- Experimento com telemetria.	
7	Modulação da velocidade de propagação de onda de reação-difusão (B-Z) em meio gel por forças fracas (gravidade).	USP-PEM-13 Dra. Vera Maura Fernandes de Lima (USP/ <i>Hohenheim</i> )	(F) Ambiente de microgravidade não alcançado. Hardware não recuperado	OK	OK	NO	OK	NO	NO	NO	F	- Obtidas as imagens de vídeo. O fenômeno não pode ser observado por falha no ajuste de contraste das 3 filmadoras (uma filmadora por câmera de reação) / Erro humano. - Laboratórios inapropriados.	

continua

Tabela 4.4 – Conclusão.

Identificação do Experimento			Categorização de falhas por segmentos										
Nº	Título do Experimento	Instituição / Pesquisador or Principal	Voo: Sucesso(S) / Sucesso Parcial (SP)/ Fracasso (F)	Indicação de falha com base na EDT (Experimento)									OBS.:
				EXP	INTFC	AMBE	SOLO	REC	AMBV	RH	SUS / FRAC		
8	Difusão Térmica de nanopartículas metálicas em materiais vítreos precursores de dispositivos nano-estruturados para rastreamento de eventos em microgravidade.	UFPE-PEM-14 Dr. Petrus d'Amorim Santa Cruz Oliveira	(F) Ambiente de microgravidade não alcançado. Hardware não recuperado	OK	N/A	NO	N/A	NO	NO	NO	OK	F	- Experimento voou dentro do experimento 4: FORMU-S.

**Legenda:** N/A – Não aplicável; EXP – Desenvolvimento do experimento (HW, SW ou conceitual); INTFC – Interface do experimento com o veículo, Interface Ambiente telemetria de vídeo e dados, e interface com veículo e controle de solo; AMBE – Ambiente devido a injeção da plataforma, do controle de atitude e do sistema YOYO; SOLO – Controle de solo, recuperação de dados e amostras, e infraestrutura; REC – Recuperação da plataforma e do experimento; AMBV – Ambiente interno da plataforma; RH – Eventuais não conformidades advindas da ação da equipe da missão e SUS / FRAC – Sucesso (S), Sucesso parcial (P) ou Fracasso (F) da operação e do experimento.

**NOTA:** 1. A Faculdade de Engenharia Industrial (FEI) mudou seu nome para Centro Universitário da FEI (UNIFEI), com a perda judicial do nome UniFEI para a Universidade Federal de Itajubá em 2002, modificou seu nome novamente para Centro Universitário da Fundação Educacional Inaciana "Padre Sabóia de Medeiros" mantendo como acrônimo Centro Universitário da FEI.

#### **4.3.3.3 Pitfalls no desenvolvimento da plataforma, dos experimentos e da campanha**

- Não utilização de uma solução universal de design de hardware. O hardware foi personalizado para uma missão de voo específica. (*“Design”*)
- Houve atrasos no cronograma de desenvolvimento por parte do IAE, do DLR e do desenvolvimento dos experimentos pelos pesquisadores. (*“Design”*)
- Falta de uma infraestrutura de apoio aos experimentos para tornar a base de lançamento apta a operar em operações regulares, atendendo melhor às áreas biológica e química (laboratórios). (*“Utilisation”*)
- Necessidade de um curso para nivelamento de técnicas e conceitos básicos utilizados pelo IAE na montagem dos eletrônicos de foguetes para as universidades. (*“Design”*).

#### **4.3.3.4 Recomendações do IAE**

Solicitado aos experimentadores a utilizarem mais a telemetria como forma de segurança de dados dos experimentos.

Limitar o número de aberturas da plataforma para manutenção de experimentos quando já em rampa de lançamento. Estas aberturas estariam relacionadas a recarregamento de baterias ou manutenção diária em algum experimento.

#### **4.3.3.5 Análise de falhas no voo (*“Utilisation”*)**

Foram identificadas basicamente quatro anomalias durante o voo do veículo VS-30 XV06, duas das quais de natureza grave. Estas anomalias determinaram de forma conjunta ou isolada o insucesso do voo e o insucesso da operação de resgate da plataforma como pode ser analisado através de Jung (2003).

A Tabela 4.5 relaciona as anomalias no tempo (tomando como base o instante de ignição, denominado de H0, “agá zero”), apontando as causas, indicando as consequências no veículo, ou na plataforma, e descrevendo as influências da anomalia durante o voo.

Tabela 4.5 - Anomalias no voo do veículo VS-30 XV06.

<b>Tempo (s)</b>	<b>Tipo de anomalia</b>	<b>Causas da anomalia</b>	<b>Consequência da anomalia</b>	<b>Influência em voo e observações</b>
H <sub>0</sub> +2	Varição da atitude do veículo no eixo de arfagem.	<ul style="list-style-type: none"> <li>▪ Derivação natural característica do veículo devido ao ajuste de giro gravitacional;</li> <li>▪ Vento superficial de alta velocidade.</li> </ul>	Elevação resultante levemente menor do que a elevação final ajustada para voo.	Influência na trajetória do veículo com variação do apogeu e do alcance.
H <sub>0</sub> +14	Ressonância em rolamento (duração de cerca de 4 s).	Instabilidade dinâmica ocorrida no veículo durante o voo.	Precessão e momento no veículo.	<ul style="list-style-type: none"> <li>▪ Pequena influência na trajetória;</li> <li>▪ Aparecimento de acelerações laterais inesperadas.</li> </ul>
H <sub>0</sub> +25	Separação prematura da plataforma.	Irregularidade desconhecida na cinta de separação.	Abertura ou rompimento da cinta de separação com posterior separação da plataforma.	Influência na trajetória da plataforma com redução do apogeu e do alcance.
H <sub>0</sub> +500	Irregularidade no sistema paraquedas principal/ boia de flutuação.	<ul style="list-style-type: none"> <li>▪ Boia de flutuação selecionada mais pesada que a usualmente utilizada;</li> <li>▪ Costuras do paraquedas feitas com baixa margem de segurança.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>▪ Interferência do peso da boia de flutuação na fase de abertura parcial do paraquedas principal;</li> <li>▪ Interferência na eficiência de frenagem gradual do paraquedas principal criando um transiente elevado no momento de sua abertura total.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>▪ Anomalia (rasgo) provocando perda da eficiência do paraquedas da plataforma (velocidade de impacto no mar de ±80 m/s).</li> <li>▪ Separação do sistema paraquedas principal/ boia de flutuação da plataforma com impacto na água.</li> <li>▪ Perda da plataforma.</li> </ul>

Fonte: AEB (2003)



#### 4.3.3.6 Ocorrências da missão e dos experimentos no ciclo de vida do projeto

O tratamento dos dados se faz a partir da tabela de relações de cenários (Tabela 4.6) que consiste na decomposição dos cenários dentro das fases do ciclo de vida de projeto. As ocorrências da missão são identificadas dentro do ciclo de vida dos projetos por meio de anotações dos coordenadores, relatos ou relatórios.

Tabela 4.6 - Identificação de ocorrências e construção de seus cenários.

	<b>VS-30 XV06 (Operação Cumã) (M2)</b>		
M2	<ul style="list-style-type: none"> <li>• <i>“Design”</i>:  Geral: não utilização de uma solução universal de design de hardware (o hardware foi personalizado para uma missão de voo específica).</li> <li>• MAIV:  Geral: Necessidade de um curso para nivelamento de técnicas e conceitos básicos utilizados pelo IAE na montagem dos eletrônicos de foguetes para as universidades. Dificuldade na aquisição de material com qualificação espacial. Pouco tempo no cronograma para o desenvolvimento de projetos.</li> <li>• <i>“Utilisation”</i>:  Geral: As condições do laboratório não eram boas. A temperatura do módulo foi um problema para a vida útil do experimento. Separação prematura da plataforma. Irregularidade no sistema paraquedas principal/ boia de flutuação rompendo o paraquedas. Não houve resgate da plataforma.</li> </ul>		

continua

Tabela 4.7 – Continuação.

	<b>VS-30 XV06 (Operação Cumã) (M2)</b>		
M2	<p>PEM-02: Não foi feita a verificação de integração e operacional antes da campanha de voo. A membrana flexível sofreu modificação da forma sobre a ação do êmbolo, não permitindo que a agulha alcançasse para quebrar. A forma semiesférica da membrana aumentou a resistência do sistema, impedindo o movimento do êmbolo. A solução durante a campanha de missão foi incorporar uma cruzeta de arame fino e duro logo após a membrana para permitir a sua ruptura sobre deformação da membrana pela pressão do êmbolo.</p> <p>PEM-04: Experimento voou com um acelerômetro não inercial tri-axial (nos ensaios ambientais seus canais laterais em pane, porém sem pane em seu canal longitudinal) e um acelerômetro inercial uniaxial.</p> <p>PEM-13: Obtidas as imagens parciais de vídeo. O fenômeno não pode ser observado por falha no ajuste de contraste das 3 filmadoras (uma filmadora por câmera de reação).</p>		
M2.D.1	<p>Geral: não utilização de uma solução universal de design de hardware. O hardware foi personalizado para uma missão de voo específica.</p>	<p>C0: Insuficiência de coordenação por parte de organizações patrocinadoras, gerenciamento geral de missão e organizações participantes na definição de requisitos para o programa.</p>	<p>A - Essa é uma condição recorrente, observada em campanha anterior. Veja M1.D.1, nas "lições aprendidas" da Campanha Lençóis Maranhenses.</p>

continua

Tabela 4.8 – Continuação.

	<b>VS-30 XV06 (Operação Cumã) (M2)</b>		
M2.D.1	Geral: não utilização de uma solução universal de design de hardware. O hardware foi personalizado para uma missão de voo específica.	C1: Falta de uma solução universal de projeto de hardware para o programa. E – A inexistência de requisitos padrões para interfaces determinou a customização do hardware para cada missão. Cons: Esforços recorrentes de projeto e de fabricação incidentes em todas as missões, com impacto negativo no cronograma, nos custos e na confiabilidade.	B - A recorrência desta ocorrência mostra a necessidade de melhorar a coordenação entre organizações patrocinadoras, gerenciamento geral de missão e organizações participantes na definição de requisitos para o programa.
M2.M.1	Dificuldade na aquisição de material com qualificação espacial.	C: Organizações patrocinadoras, gerenciamento geral da missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para aprimorar a confiabilidade da missão, por meio da resolução de deficiências recorrentes de missão. E: Dificuldade na aquisição de peças e materiais com qualificação espacial. Cons: Diminuição da confiabilidade da missão devido ao uso de peças e materiais sem qualificação espacial.	A - Essa é uma condição recorrente, observada na campanha anterior. Veja M1-1.M.1, nas “lições aprendidas” da Campanha Lençóis Maranhenses.  B - A recorrência desta ocorrência mostra a necessidade de melhorar a coordenação entre organizações patrocinadoras, gerenciamento geral de missão e organizações participantes na garantia do cumprimento dos requisitos de missão no que concerne às facilidades utilizadas no programa.

continua

Tabela 4.9 – Continuação.

	<b>VS-30 XV06 (Operação Cumã) (M2)</b>		
M2.M.2	Pouco tempo no cronograma para o desenvolvimento de projetos. O cronograma para o desenvolvimento do equipamento, definido pelo gerente do pacote de trabalho do equipamento, excedeu o tempo alocado pelo cronograma da missão, definido pela gerência.	<p>C0: Organizações patrocinadoras, gerenciamento geral da missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para aprimorar deficiências recorrentes na definição de cronogramas de missão e cronogramas de desenvolvimento de experimentos.</p> <p>C1: Um cronograma da missão muito exíguo foi definido para a campanha como um todo.</p> <p>E: O cronograma para o desenvolvimento do equipamento, definido pelo gerente do pacote de trabalho do equipamento, excedeu o tempo alocado pelo cronograma da missão, definido pela gerência.</p> <p>Cons: Diminuição da confiabilidade da missão devido ao desenvolvimento incompleto do projeto.</p>	<p>A – O gerente de pacote de trabalho não pôde estabelecer um cronograma com margens apropriadas (suficientes?).</p> <p>B – Duas possíveis fontes para a insuficiente alocação de tempo:                      - se [B.1] foi definido um <u>cronograma da missão muito exíguo para toda a operação</u>, as possíveis causas podem incluir:                      [B.1.1] requisitos mandatórios de tempo das organizações patrocinadoras, ou                      [B.1.2] requisitos mandatórios de tempo das organizações que fornecem as principais instalações da operação (por exemplo, base de lançamento, foguete de sondagem e plataforma de microgravidade), ou</p>

continua

Tabela 4.10 – Continuação.

	<b>VS-30 XV06 (Operação Cumã) (M2)</b>		
M2.M.2	Pouco tempo no cronograma para o desenvolvimento de projetos. O cronograma para o desenvolvimento do equipamento, definido pelo gerente do pacote de trabalho do equipamento, excedeu o tempo alocado pelo cronograma da missão, definido pela gerência.	<p>C0: Organizações patrocinadoras, gerenciamento geral da missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para aprimorar deficiências recorrentes na definição de cronogramas de missão e cronogramas de desenvolvimento de experimentos.</p> <p>C1: Um cronograma da missão muito exíguo foi definido para a campanha como um todo.</p> <p>E: O cronograma para o desenvolvimento do equipamento, definido pelo gerente do pacote de trabalho do equipamento, excedeu o tempo alocado pelo cronograma da missão, definido pela gerência.</p> <p>Cons: Diminuição da confiabilidade da missão devido ao desenvolvimento incompleto do projeto.</p>	<p>[B.1.3] definição do cronograma da missão pela gerência sem interação suficiente com os gerentes de pacotes de trabalho, resultando em um cronograma da missão que não harmoniza os requisitos do cronograma geral da campanha com os cronogramas de desenvolvimento dos experimentos;</p> <p>- se [B.2] um <u>cronograma muito restrito</u> foi definido pelo <u>gerente do pacote de trabalho do hardware</u>, as possíveis causas podem incluir:</p> <p>[B.2.1] ocorrência de imprevistos, como:</p> <p>[B.2.1.1] longos atrasos na aquisição de peças e materiais, ou</p> <p>[B.2.1.2] dificuldades com alocação de pessoal ou de especialistas, ou</p> <p>[B.2.2] planejamento deficiente, devido à experiência limitada com projetos espaciais.</p>

continua

Tabela 4.11 – Continuação.

	<b>VS-30 XV06 (Operação Cumã) (M2)</b>		
M2.M.2	Pouco tempo no cronograma para o desenvolvimento de projetos. O cronograma para o desenvolvimento do equipamento, definido pelo gerente do pacote de trabalho do equipamento, excedeu o tempo alocado pelo cronograma da missão, definido pela gerência.	<p>C0: Organizações patrocinadoras, gerenciamento geral da missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para aprimorar deficiências recorrentes na definição de cronogramas de missão e cronogramas de desenvolvimento de experimentos.</p> <p>C1: Um cronograma da missão muito exíguo foi definido para a campanha como um todo.</p> <p>E: O cronograma para o desenvolvimento do equipamento, definido pelo gerente do pacote de trabalho do equipamento, excedeu o tempo alocado pelo cronograma da missão, definido pela gerência.</p> <p>Cons: Diminuição da confiabilidade da missão devido ao desenvolvimento incompleto do projeto.</p>	<p>C – Trata-se de condição recorrente, observada na campanha anterior. Veja M1-1.M.2, nas “lições aprendidas” da Campanha Lençóis Maranhenses.</p> <p>D - A recorrência desta ocorrência mostra a necessidade de que seja aprimorada a coordenação entre a gerência geral de cada missão e as gerências dos pacotes de trabalho relativos aos experimentos em cada missão, de modo que haja consistência entre os cronogramas correspondentes. Há a necessidade de que organizações patrocinadoras, gerenciamento geral de missão e organizações participantes articulem-se para a definição de requisitos e políticas claras referentemente aos cronograma de missão e cronogramas de desenvolvimento de experimentos.</p>

continua

Tabela 4.12 – Continuação.

	<b>VS-30 XV06 (Operação Cumã) (M2)</b>		
M2.U.1	As condições do laboratório não eram boas	<p>C: Organizações patrocinadoras, gerenciamento geral da missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para aprimorar a confiabilidade da missão, por meio da resolução de deficiências recorrentes de missão.</p> <p>E: As condições do laboratório, no local de lançamento, não atendem os requisitos aplicáveis a instalações espaciais.</p> <p>Cons: Diminuição da confiabilidade da missão devido à possibilidade de contaminação de equipamentos do experimento.</p>	<p>A - Esta é uma condição primeiramente notada na Operação Lençóis Maranhenses, que não melhorou desde então. Veja M1.U.1 “lições aprendidas” da ocorrência da campanha citada.</p> <p>B - A recorrência desta ocorrência mostra a necessidade de melhorar a coordenação entre organizações patrocinadoras, gerenciamento geral de missão e organizações participantes na garantia do cumprimento dos requisitos de missão no que concerne às facilidades utilizadas no programa.</p>
M2.U.2	Durante a campanha de lançamento, a temperatura do módulo de carga útil foi encontrada fora dos limites de especificação, recorrentemente	<p>C: Organizações patrocinadoras, gerenciamento geral da missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para garantir o cumprimento dos requisitos associados às instalações da missão.</p>	<p>A – O sistema de refrigeração de ar para manutenção da temperatura do módulo de carga útil dentro dos limites especificados não operou apropriadamente.</p> <p>B – A temperatura da solução do experimento deveria ser mantida entre níveis pré-definidos, conforme requisitos para o experimento.</p>

continua

Tabela 4.13 – Continuação.

	<b>VS-30 XV06 (Operação Cumã) (M2)</b>		
M2.U.2	Durante a campanha de lançamento, a temperatura do módulo de carga útil foi encontrada fora dos limites de especificação, recorrentemente	<p>E: Durante a campanha de lançamento, a temperatura do módulo de carga útil foi encontrada fora dos limites de especificação, recorrentemente.</p> <p>Cons1: Tempo de vida de amostra reduzido, que obrigou os equipamentos e as equipes de missão a reabastecer a solução do experimento a cada dois dias, durante a campanha de missão.</p> <p>Cons2: Diminuição da confiabilidade da missão devido, principalmente, à possibilidade de as soluções do experimento estarem fora das especificações (degradadas).</p>	<p>Devido à falha do sistema de condicionamento de temperatura ambiental, a solução sofria degradação acelerada.</p> <p>C – Ocorreram diversas tentativas de voo, devido a condições atmosféricas desfavoráveis.</p> <p>D - A cada duas tentativas de lançamento, houve a necessidade de troca da solução do experimento, de modo a garantir que esta solução se mantivesse compatível com sua especificação.</p> <p>E - Esta ocorrência mostra a necessidade de melhorar as instalações do centro de lançamento.</p> <p>F - As organizações patrocinadoras devem apoiar e arcar com eventuais custos para que as instalações sejam mantidas conformes com os requisitos de pronto para voo.</p>

continua



Tabela 4.14 – Continuação.

	<b>VS-30 XV06 (Operação Cumã) (M2)</b>		
M2.U.3	<p>Separação prematura da plataforma.</p> <p>Irregularidade no sistema paraquedas principal/ boia de flutuação rompendo o paraquedas.</p> <p>Rompimento do paraquedas.</p> <p>Não houve resgate da plataforma</p>	<p>C0: Irregularidade desconhecida na cinta de separação.</p> <p>C1: Separação prematura da plataforma com o foguete.</p> <p>C2: Falha do sistema de paraquedas.</p> <p>E: Queda da plataforma no mar em velocidade notavelmente superior à definida em especificações.</p> <p>Cons: Perda parcial dos experimentos e da missão, pois a plataforma não atingiu a altitude programada, não proporcionou um ambiente de microgravidade controlado e houve perda do hardware dos experimentos.</p>	<p>A – Após o lançamento e durante a fase de ascensão do foguete de sondagem, ocorreu a quebra do cone de adaptação, que liga estruturalmente a plataforma com o foguete, resultando em separação prematura da plataforma.</p> <p>B – Segundo avaliações pós-voo, a causa da quebra do cone de adaptação poderia ser atribuída “[...] <i>Irregularidade desconhecida na cinta de separação</i> [...]”.</p> <p>B – O sistema de paraquedas foi acionado em condição anormal, ocasionando interferência entre o paraquedas e a boia de flutuação. Tal interferência, por sua vez, ocasionou uma redução da área do paraquedas.</p> <p>D – Com a área do paraquedas reduzida, a força dinâmica de frenagem reduziu-se, resultando em aumento da velocidade de queda da plataforma.</p>

continua

Tabela 4.15 – Continuação.

	<b>VS-30 XV06 (Operação Cumã) (M2)</b>		
M2.U.3	<p>Separação prematura da plataforma.</p> <p>Irregularidade no sistema paraquedas principal/ boia de flutuação rompendo o paraquedas.</p> <p>Rompimento do paraquedas.</p> <p>Não houve resgate da plataforma</p>		E - Por fim, houve o rompimento do paraquedas, determinando a queda da plataforma no mar em velocidade notavelmente superior à definida em especificações.
M2-2.U.1	<p>Não foi feita a verificação de integração e operacional antes da campanha de voo. A membrana flexível sofreu modificação da forma sobre a ação do êmbolo, não permitindo que a agulha a alcançasse para quebrar.</p>	<p>C0: Ação gerencial insuficiente no nível da missão.</p> <p>C1: Ação de gerenciamento insuficiente no nível do pacote de trabalho.</p> <p>C2: Ação de garantia de qualidade insuficiente no nível do pacote de trabalho.</p> <p>C3: Deficiência de projeto, ou de mão-de-obra ou de verificação de projeto.</p> <p>E: A membrana flexível sofreu modificação da forma sob a ação do êmbolo, não permitindo que a agulha a alcançasse.</p> <p>Cons: Diminuição da confiabilidade do equipamento.</p>	<p>A - No final da fase de MAIV, antes da integração à plataforma, observou-se que a membrana flexível, separando dois compartimentos no experimento, sofreu modificação de forma, fazendo com que a agulha do embolo, colocada para romper a membrana, não a alcançasse.</p> <p>B - O equipamento chegou ao final da fase MAIV com uma não conformidade.</p>

continua

Tabela 4.16 – Continuação.

	<b>VS-30 XV06 (Operação Cumã) (M2)</b>		
M2-2.U.1	Não foi feita a verificação de integração e operacional antes da campanha de voo. A membrana flexível sofreu modificação da forma sobre a ação do êmbolo, não permitindo que a agulha alcançasse para quebrar.	<p>C0: Ação gerencial insuficiente no nível da missão.</p> <p>C1: Ação de gerenciamento insuficiente no nível do pacote de trabalho.</p> <p>C2: Ação de garantia de qualidade insuficiente no nível do pacote de trabalho.</p> <p>C3: Deficiência de projeto, ou de mão-de-obra ou de verificação de projeto.</p> <p>E: A membrana flexível sofreu modificação da forma sob a ação do êmbolo, não permitindo que a agulha alcançasse.</p> <p>Cons: Diminuição da confiabilidade do equipamento.</p>	<p>C - A não conformidade foi aceita devido a falta de tempo para uma revisão, havendo o PI aceito o risco de mau funcionamento do equipamento em voo. Ao término de cada dia, durante a janela de lançamento, o experimento era retirado do módulo de experimentos para tentativa de identificação do problema e eventual reparo. Um procedimento de conserto improvisado foi implementado antes do voo da plataforma de microgravidade.</p> <p>D - Possíveis fontes desta falha incluem <i>projeto</i> (design), mão-de-obra ou deficiência nos testes.</p> <p>E - No caso de [E.1] falha associada ao <i>projeto</i> (design), possíveis causas incluem:</p> <p>[E.1.1] especificações mal definidas,</p> <p>[E.1.2] critérios de projeto,</p> <p>[E.1.3] peças e materiais não apropriados,</p> <p>[E.1.4] ausência de revisões de projeto,</p>

continua

Tabela 4.17 – Continuação.

	<b>VS-30 XV06 (Operação Cumã) (M2)</b>		
M2-2.U.1	Não foi feita a verificação de integração e operacional antes da campanha de voo. A membrana flexível sofreu modificação da forma sobre a ação do êmbolo, não permitindo que a agulha alcançasse para quebrar.	<p>C0: Ação gerencial insuficiente no nível da missão.</p> <p>C1: Ação de gerenciamento insuficiente no nível do pacote de trabalho.</p> <p>C2: Ação de garantia de qualidade insuficiente no nível do pacote de trabalho.</p> <p>C3: Deficiência de projeto, ou de mão-de-obra ou de verificação de projeto.</p> <p>E: A membrana flexível sofreu modificação da forma sob a ação do êmbolo, não permitindo que a agulha alcançasse.</p> <p>Cons: Diminuição da confiabilidade do equipamento.</p>	<p>[E.1.5] falta de verificação do projeto, a qual normalmente é implementada através de um modelo de engenharia.</p> <p>F - A fabricação de equipamentos espaciais parte do estabelecimento de um diagrama de fabricação, que mostra a transformação de partes e materiais, através de um conjunto de processos, no equipamento final. Todos os processos de fabricação devem ser qualificados.</p> <p>[F.1] Falhas associadas à fabricação podem incluir:</p> <p>[F.1.1] falta de diagrama de fabricação,</p> <p>[F.1.2] processos de fabricação não qualificados,</p> <p>[F.1.3] deficiência de preparo da mão-de-obra associada à implementação dos processos de fabricação.</p>

continua

Tabela 4.18 – Continuação.

	<b>VS-30 XV06 (Operação Cumã) (M2)</b>		
M2-2.U.1	Não foi feita a verificação de integração e operacional antes da campanha de voo. A membrana flexível sofreu modificação da forma sobre a ação do êmbolo, não permitindo que a agulha alcançasse para quebrar.	C0: Ação gerencial insuficiente no nível da missão. C1: Ação de gerenciamento insuficiente no nível do pacote de trabalho. C2: Ação de garantia de qualidade insuficiente no nível do pacote de trabalho. C3: Deficiência de projeto, ou de mão-de-obra ou de verificação de projeto.	G - Como o equipamento atingiu o final da fase MAIV com uma não conformidade não detectada, os testes finais de verificação, muito provavelmente, (a) não foram realizados conforme requisitos de missão, ou (b) ocorreu insuficiência na definição de requisitos para a qualificação de equipamentos.
M2-2.U.2	A forma semi-esférica tomada pela membrana flexível sobre pressão aumentou a resistência do sistema, impedindo o movimento do êmbolo. A solução durante a campanha de missão foi incorporar uma cruzeta de arame fino e duro logo após a membrana para permitir a sua ruptura sobre deformação da membrana pela pressão do êmbolo.	C0: Ação gerencial insuficiente no nível da missão. C1: Ação de gerenciamento insuficiente no nível do pacote de trabalho. C2: Ação de garantia de qualidade insuficiente no nível do pacote de trabalho. C3: Deficiência de verificação de projeto e de verificação de fabricação. C4: Deficiência de projeto ou de mão-de-obra. E: A forma semiesférica da membrana resultou em aumento da resistência do mecanismo, parando o movimento do êmbolo.	A - Ao final da fase de MAIV, antes da integração à plataforma, observou-se que o mecanismo responsável pela ruptura da membrana do equipamento não estava operacional. A não conformidade foi aceita devido à falta de tempo para uma revisão. B - Durante a campanha de lançamento, foi elaborado um procedimento para conserto improvisado, que consistia, essencialmente, em incorporar uma cruzeta de arame, logo atrás da membrana, permitindo, assim, que a membrana flexível se rompesse sob a ação do êmbolo.

continua

Tabela 4.19 – Continuação.

	<b>VS-30 XV06 (Operação Cumã) (M2)</b>		
M2-2.U.2	A forma semi-esférica tomada pela membrana flexível sobre pressão aumentou a resistência do sistema, impedindo o movimento do êmbolo. A solução durante a campanha de missão foi incorporar uma cruzeta de arame fino e duro logo após a membrana para permitir a sua ruptura sobre deformação da membrana pela pressão do êmbolo.	Cons: Diminuição da confiabilidade do equipamento.	C - Como houve tentativas sucessivas de voo, devido a condições atmosféricas, o equipamento era desmontado diariamente do BUS para passar por procedimentos de reparo e teste, e então montado novamente para uma nova tentativa de lançamento no dia seguinte. D - A realização deste procedimento diário, por vários dias seguidos, resultou em uma rotina bastante exaustiva para o PI e para a equipe de integração. Os itens E, F e G da lição aprendida M2-2.U.1 aplicam-se igualmente ao presente caso.
M2-3.U.1	Experimento voou com o acelerômetro tri axial (nos ensaios ambientais seus canais laterais em pane, porém sem pane em seu canal longitudinal) e o acelerômetro uniaxial.	C0: Falta de um equipamento de experimentos sobressalente devido, possivelmente, à ausência de definição de uma política do programa para equipamentos sobressalentes. C1: Falta de tempo para a aquisição e substituição do acelerômetro tri-axial. E: O acelerômetro tri-axial voou com dois canais de medida não operacionais.	A – O experimento objetivava a medida de acelerações durante o voo da plataforma, através de dois acelerômetros, um tri-axial e outro uniaxial.

continua

Tabela 4.20 – Continuação.

	<b>VS-30 XV06 (Operação Cumã) (M2)</b>		
M2-3.U.1	Experimento voou com o acelerômetro tri axial (nos ensaios ambientais seus canais laterais em pane, porém sem pane em seu canal longitudinal) e o acelerômetro uniaxial.	Cons: Não foram medidas as acelerações nos eixos de arfagem e guinada, através do acelerômetro tri-axial.	B – Na fase de MAIV, durante os ensaios ambientais, observou-se que o acelerômetro triaxial apresentava uma situação de pane durante as medidas de acelerações laterais, porém efetuava medidas corretas em seu canal longitudinal. O acelerômetro uniaxial apresentava total operacionalidade. C - O acelerômetro tri-axial atingiu o final da fase MAIV com a não-conformidade acima descrita. D - A não-conformidade foi aceita devido à falta de tempo hábil para a aquisição e substituição do dispositivo.
M2-7.U.1	Obtidas as imagens de vídeo. O fenômeno não pode ser observado por falha no ajuste de contraste das 3 filmadoras (uma filmadora por câmera de reação) / Erro humano.	C0: Ação gerencial insuficiente no nível da missão. C1: Ação de gerenciamento insuficiente no nível do pacote de trabalho. C2: Ação de garantia de qualidade insuficiente no nível do pacote de trabalho. C3: Deficiência de verificação de projeto e de verificação de fabricação. C4: Deficiência de projeto ou de mão-de-obra.	A – O experimento consistia no estudo da velocidade de propagação de onda de reação-difusão em meio gel. B – Foram instalados três conjuntos de filmadoras/câmeras de reação para investigação do fenômeno. C – Houve falha no ajuste de contraste das três filmadoras, resultando no registro de imagens sem informação sobre o fenômeno.

continua

Tabela 4.21 – Conclusão.

	<b>VS-30 XV06 (Operação Cumã) (M2)</b>		
M2-7.U.1	Obtidas as imagens de vídeo. O fenômeno não pode ser observado por falha no ajuste de contraste das 3 filmadoras (uma filmadora por câmera de reação) / Erro humano.	E: Registro sem informação sobre o fenômeno objeto do experimento. Cons: Perda total do experimento.	D – O ajuste das filmadoras deveria ter sido definido na fase de <i>Design</i> , quando definidos os elementos e as condições para a eficácia do experimento, tais como iluminação, características e ajustes da câmera filmadora, dimensões do volume em que se desenrola o fenômeno, definição de partes e materiais, entre outros. E – A não detecção de problemas na fase de <i>design</i> indica, possivelmente, a não existência de um modelo de engenharia, bem como insuficiência ou ausência de uma reunião de revisão ao final da fase. F – Na mesma linha, observa-se a possível ausência de um modelo de qualificação na fase MAIV, bem como insuficiência ou ausência de reunião de revisão ao final da fase.

As declarações de risco correspondentes às manifestações de risco observadas, oriundas da Tabela 4.6, encontram-se na Tabela 4.7.



Tabela 4.22 - Relação de ocorrências e respectivos cenários na operação Cumã, com sua localização no ciclo de vida.

Fase	Cenário	
	Ocorrência (Falha ou Problema)	Causas e Consequências
<i>“Design”</i>	M2.D.1 E: O hardware precisa ser customizado para cada operação de voo específica.	C0: Insuficiência de coordenação por parte de organizações patrocinadoras, gerenciamento geral de missão e organizações participantes na definição de requisitos para o programa. C1: Falta de uma solução universal de projeto de hardware para o programa. Cons: Esforços recorrentes de projeto e de fabricação incidentes em todas as missões, com impacto negativo no cronograma, nos custos e na confiabilidade.
<i>MAIV</i>	M2.M.1 E: Dificuldade na aquisição de peças e materiais com qualificação espacial.	C: Organizações patrocinadoras, gerenciamento geral da missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para aprimorar a confiabilidade da missão, por meio da resolução de deficiências recorrentes de missão. Cons: Diminuição da confiabilidade da missão devido ao uso de peças e materiais sem qualificação espacial.
	M2.M.2 E: O cronograma para o desenvolvimento do equipamento, definido pelo gerente do pacote de trabalho do equipamento, excedeu o tempo alocado pelo cronograma da missão, definido pela gerência.	C0: Organizações patrocinadoras, gerenciamento geral da missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para aprimorar deficiências recorrentes na definição de cronogramas de missão e cronogramas de desenvolvimento de experimentos. C1: Um cronograma da missão muito exíguo foi definido para a campanha como um todo. Cons: Diminuição da confiabilidade da missão devido ao desenvolvimento incompleto do projeto.
<i>“Utilisation”</i>	M2.U.1 E: As condições do laboratório no local de lançamento não atendem aos requisitos de instalações espaciais.	C: Organizações patrocinadoras, gerenciamento geral da missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para aprimorar a confiabilidade da missão, por meio da resolução de deficiências recorrentes de missão. Cons: Diminuição da confiabilidade da missão devido à possibilidade de contaminação de equipamentos do experimento.

continua

Tabela 4.7 – Continuação.

<p>“Utilisation”</p>	<p>M2.U.2 E: Durante a campanha de lançamento, a temperatura do módulo de carga útil foi encontrada fora dos limites de especificação, recorrentemente.</p>	<p>C: Organizações patrocinadoras, gerenciamento geral da missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para garantir o cumprimento dos requisitos associados às instalações da missão. Cons1: Tempo de vida de amostra reduzido, que obrigou os equipamentos e as equipes de missão a reabastecer a solução do experimento a cada dois dias, durante a campanha de missão. Cons2: Diminuição da confiabilidade da missão devido, principalmente, à possibilidade de as soluções do experimento estarem fora das especificações (degradadas).</p>
	<p>M2.U.3 E: Separação prematura da plataforma.</p>	<p>C0: Irregularidade desconhecida na cinta de separação. C1: Separação prematura da plataforma com o foguete. C2: Falha do sistema de paraquedas. E: Queda da plataforma no mar em velocidade notavelmente superior à definida em especificações. Cons: Perda parcial dos experimentos e da missão, pois a plataforma não atingiu a altitude programada, não proporcionou um ambiente de microgravidade controlado e houve perda do hardware dos experimentos.</p>
	<p>M2-2.U.1 E: Não foi feita a verificação de integração e operacional antes da campanha de voo. A membrana flexível sofreu modificação da forma sobre a ação do êmbolo, não permitindo que a agulha alcançasse para quebrar.</p>	<p>C0: Ação gerencial insuficiente no nível da missão. C1: Ação de gerenciamento insuficiente no nível do pacote de trabalho. C2: Ação de garantia de qualidade insuficiente no nível do pacote de trabalho. C3: Deficiência de projeto, ou de mão-de-obra ou de verificação de projeto. Cons: Diminuição da confiabilidade do equipamento.</p>
	<p>M2-2.U.2 E: A forma semiesférica da membrana aumentou a resistência do mecanismo, parando o movimento do êmbolo.</p>	<p>C0: Ação gerencial insuficiente no nível da missão. C1: Ação de gerenciamento insuficiente no nível do pacote de trabalho. C2: Ação de garantia de qualidade insuficiente no nível do pacote de trabalho. C3: Ou um projeto, uma obra ou uma deficiência de verificação, no nível do pacote de trabalho. Cons: Diminuição da confiabilidade do equipamento.</p>

continua

Tabela 4.7 – Conclusão.

"Utilisation"	M2-3.U.1 E: Experimento voou com o acelerômetro tri axial (nos ensaios ambientais seus canais laterais em pane, porém sem pane em seu canal longitudinal) e o acelerômetro uniaxial. O acelerômetro tri-axial voou com dois canais de medida não operacionais.	C0: Falta de um equipamento de experimentos sobressalente devido, possivelmente, à ausência de definição de uma política do programa para equipamentos sobressalentes. C1: Falta de tempo para a aquisição e substituição do acelerômetro tri-axial. Cons: Não foram medidas as acelerações nos eixos de arfagem e guinada, através do acelerômetro tri-axial.
	M2-7.U.2 E: Obtidas as imagens parciais de vídeo. O fenômeno não pode ser observado por falha no ajuste de contraste das 3 filmadoras (uma filmadora por câmera de reação) .	C: por falha no ajuste de contraste (Erro humano) Cons: Perda do experimento.

Tabela 4.23 - Relação de ocorrências identificadas na Operação Cumã.

Identificador	Ocorrências
M2.D.1	O hardware precisa ser customizado para cada operação específica de voo.
M2.M.1	Dificuldade na aquisição de peças e materiais com qualificação espacial.
M2.M.2	O cronograma para o desenvolvimento do equipamento, definido pelo gerente do pacote de trabalho do equipamento, excedeu o tempo alocado pelo cronograma da missão, definido pela gerência.
M2.U.1	As condições do laboratório no local de lançamento não atendiam aos requisitos de instalações espaciais.
M2.U.2	Durante a campanha de lançamento, a temperatura do módulo de carga útil foi encontrada fora dos limites de especificação, recorrentemente.
M2.U.3	Separação prematura da plataforma.
M2-2.U.1	Não foi feita a verificação de integração e operacional antes da campanha de voo. A membrana flexível sofreu modificação da forma sobre a ação do êmbolo, não permitindo que a agulha alcançasse para quebrar.
M2-2.U.2	A forma semiesférica da membrana aumentou a resistência do mecanismo, parando o movimento do êmbolo.
M2-3.U.1	Acelerômetro não inercial tri axial queimou seus canais laterais nos ensaios ambientais e voou sem medidas de arfagem e guinada.
M2-7.U.2	Obtidas as imagens de vídeo. O fenômeno não pode ser observado por falha no ajuste de contraste das 3 filmadoras (uma filmadora por câmera de reação) .

#### 4.3.4 Operação Lençóis Maranhenses

Designou-se por Operação Lençóis Maranhenses a operação de lançamento do foguete de sondagem nacional VS-30 XV05 a partir do lançador universal porte médio do CLA (Figura 4.16).

Figura 4.16 – Foguete de Sondagem VS-30 XV05.



Fonte: IAE (2000).

##### 4.3.4.1 Dados da operação

- **Lançamento:** O lançamento foi realizado em 06/02/2000 às 13h37 (hora local) no Centro de Lançamento de Alcântara (CLA), MA, a partir de seu lançador universal de porte médio.
- **Plataforma:** Plataforma alemã com denominação “*SPACE MAIL PROJECT*”.
- **Designação do foguete e número do lançamento:** VS-30 XV05.
- **Objetivo:** O lançamento tinha como objetivos:

- Fazer propaganda dos Correios Alemães visando valorizar a sua imagem frente a concorrência direta com a internet na Alemanha;
  - Realizar experimentos de interesse científico de universidades brasileiras; e,
  - Efetuar uma aterrissagem na região dos Lençóis Maranhenses, MA.
- **Dados da plataforma:** Denominada como “*SPACE MAIL PROJECT*”, esta plataforma foi elaborada em uma composição do tipo “MINI-TEXUS” pelo DLR/MORABA. Possuía na parte traseira um mecanismo disparador de cartões postais a ser descarregado no apogeu da trajetória da plataforma deixando um rastro de cartões postais no espaço. Outro grupo de cartões postais iria em um módulo hermético para depois do voo serem devolvidos aos seus remetentes. Ao enviar o postal com destino a esta promoção dos correios os remetentes assinalavam se o cartão deveria ser alijado em voo ou enviado após o voo ao seu remetente. Com espaço ocioso em um de seus módulos herméticos, aproveitou-se a oportunidade para enviar experimentos nacionais abordo. Os módulos de recuperação, de eletrônica e comando do sistema de controle das velocidades angulares (“*Rate Control System*”) e o módulo YO-YO (“*despin*”) foram desenvolvidos pelo DLR/MORABA.
  - **Dados do voo:** Saída da rampa normal; alcançou um apogeu de 148,7 km com um tempo de voo com cerca de 13 minutos; houve formação de ambiente de microgravidade. Após a manobra de “flat spin” para “frenar aerodinamicamente” a plataforma em sua fase de reentrada atmosférica, a plataforma efetuou uma guinada anômala de quase 90° em sua trajetória projetada em solo, abrindo o paraquedas alguns segundos depois. Essa ocorrência levou a plataforma em direção ao alto-mar.

Com a abertura do paraquedas o vento carregou a plataforma em direção à terra, porém em vez de aterrissar a plataforma amerissou próximo à praia. A equipe de resgate no helicóptero não estava com o ferramental necessário para uma operação em mar, acabando por não

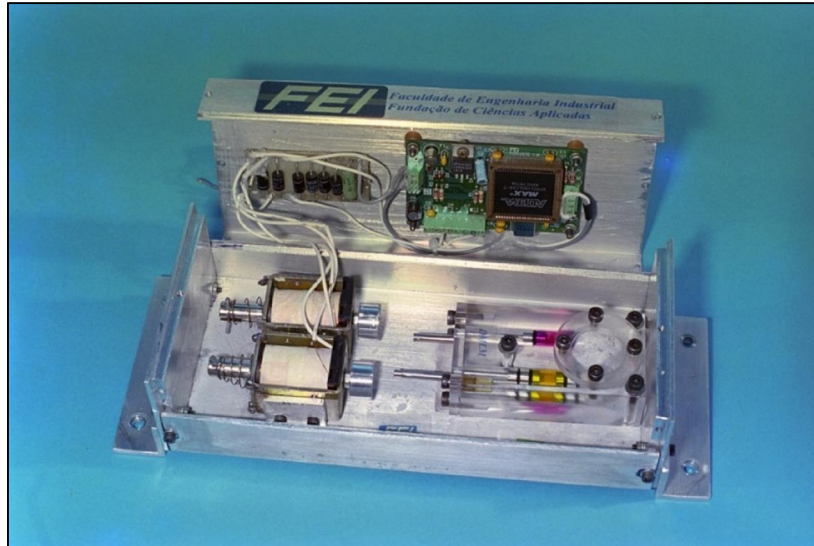
conseguir resgatar a plataforma que afundou após um breve período de flutuação. Como estava já com pouca luz do dia, a equipe de resgate decidiu marcar o local para resgatar a plataforma no dia seguinte. A forte maré deslocou a plataforma durante a noite fazendo com que não fosse mais possível encontrá-la no dia seguinte.

- **Resultado para os Experimentos:** Não foi possível recuperar os experimentos.
- **Equipes envolvidas:** Estiveram envolvidos na parte funcional deste lançamento: o CTA/IAE, pelo foguete e apoio às equipes; o CLA, pelas instalações e operações de acompanhamento de rastreamento e de recepção de telemetria no lançamento; o Comando da Aeronáutica (COMAER), pela operação de resgate da plataforma; e o DLR-MORABA (*“Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt – Mobile Raketenbasis”* / Alemanha), pelo desenvolvimento e operação da plataforma *“Space Mail Project”*, além dos pesquisadores das universidades FEI e UNIVAP.
- **Experimentos embarcados:** A Tabela 4.9 relata os experimentos embarcados na operação Lençóis Maranhenses, informando a denominação e a instituição de pesquisa ou ensino por ele responsável.

Tabela 4.24 - Experimentos da operação Lençóis Maranhenses.

Operação Lençóis Maranhenses (VB-30 V05)			
Nº	Denominação	Instituição / Pesquisador Principal	Observações
1	Desenvolvimento do dispositivo DMLM e análise da ação da invertase presente em células de <i>Saccharomyces cerevisiae</i> .	FEI – Faculdade de Engenharia Industrial. Dr. Alessandro La Neve.	O experimento visa o desenvolvimento do misturador de líquidos DMLM para experimentos em microgravidade; O experimento visa o estudo cinético da Invertase: estudar reações enzimáticas sob efeito da microgravidade.
2	Caracterização das alterações teciduais em planárias ( <i>Dugesia tigrina</i> ) submetidas a ambiente de microgravidade.	Universidade do Vale do Paraíba (UNIVAP) - Profa. Nádia M. R. de Campos Velho	O experimento visa verificar as alterações morfo-fisiológicas em planárias ( <i>Dugesia tigrina</i> ) submetidas a ambiente de microgravidade, acompanhando por tempo adequado ( regeneração completa) através de técnicas histológicas o processo regenerativo dos animais submetidos a ambiente de microgravidade, assim como do grupo controle para posterior análise óptica. Experimentos preliminares foram realizados em ambiente de microgravidade onde estudou-se a regeneração dos exemplares. As observações efetuadas sobre regeneração de células em ambiente de microgravidade permitiram estudos que sejam úteis utilizando-se técnicas ópticas não invasivas com laser para caracterização das mudanças observadas nos organismos e também na regeneração celular.

Figura 4.17 - Experimento DMLM.



Fonte: IAE (2000).

Figura 4.18 - Experimento das planárias.



Fonte: IAE (2000).

#### 4.3.4.2 Análise dos experimentos

Tabelas intermediárias deslocadas para o apêndice A.1.



Tabela 4.25 - Lista dos cenários correspondentes a fase do ciclo de vida dos experimentos da operação Lençóis Maranhenses.

Fase	Cenário	
	Ocorrência (Falha ou Problema)	Causas e Consequências
"Design"	M1.D.1 E: Necessidade de customização do hardware para cada operação específica de voo.	C: Falta de uma solução universal de design de hardware. Cons: Projetos recorrentes e esforços de fabricação incidentes em todas as missões, com impacto negativo no cronograma, custos e confiabilidade.
	M1-1.D.1 E: A operação dos solenoides do equipamento causou choques com intensidade excessiva.	C0: Falta de definição de uma norma de referência espacial para o programa. C1: Normas automotivas / industriais e regras de projeto aplicadas diretamente a um hardware aeroespacial. C2: O design do hardware foi realizado sob a filosofia de fator de segurança para o projeto. Cons1: Maior risco de (a) falha e / ou mau funcionamento do equipamento e (b) de baixa qualidade dos dados do experimento. Cons2: Perturbação do ambiente de microgravidade. Cons3: Diminuição da confiabilidade do equipamento.
MAIV	M1-1.M.1 E: Dificuldade na aquisição de peças e materiais com qualificação espacial	C: Tempo insuficiente ou alocação de orçamento. Cons: Diminuição da confiabilidade da missão, grandes não conformidades (o uso de peças e materiais sem qualificação espacial resultou em aumento do risco para a missão).
	M1-1.M.2 E: O cronograma para o desenvolvimento do equipamento, definido pelo gerente do pacote de trabalho do equipamento, excedeu o tempo alocado pelo cronograma da missão, definido pela gerência da missão.	C: Um cronograma apertado foi definido para toda a campanha. Cons: Diminuição da confiabilidade da missão devido ao desenvolvimento incompleto do projeto.

continua

Tabela 4.10 – Conclusão.

MAIV	M1-1.M.3 E: As partes internas apresentaram desmontagem parcial após o teste de vibração aleatória.	C0: Ação insuficiente de gerenciamento / garantia de qualidade no nível do pacote de trabalho. C1: Ausência de verificação de projeto. C2: Falta de definição de uma norma de referência de projeto espacial para o programa. C3: Normas automotivas / industriais e regras de projeto aplicadas diretamente a um hardware aeroespacial. C4: O design do hardware foi realizado sob a filosofia de margens de design. C5: Deficiência na concepção mecânica do equipamento. Cons: Falha do equipamento, com o risco suplementar de baixa qualidade dos dados de outras experiências, devido a possível perturbação do ambiente de microgravidade.
"Utilisation"	M1.U.1 E: As condições do laboratório no local de lançamento não atendem aos requisitos de instalações espaciais.	C: Organizações patrocinadoras, gerenciamento geral da missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para garantir o cumprimento dos requisitos das instalações da missão. Cons: Diminuição da confiabilidade da missão devido à possibilidade de contaminação do equipamento do experimento.
	M1.U.2 E: A operação de resgate da plataforma falhou.	C: Trajetória inesperada seguida da plataforma, antes da abertura dos paraquedas. Cons: Perda parcial da missão.
	M1-2.U.1 E: Necessidade de troca de água constante das planárias.	C0: Implementação de acesso tardio para o experimento. C1: Desmontagens contínuas da plataforma já em rampa. Cons: Acúmulo de atividades das equipes por conta do experimento.

As declarações de risco correspondentes às manifestações de risco observadas, oriundas da Tabela 4.10, encontram-se na Tabela 4.11.

Tabela 4.26 - Declarações de risco correspondentes às manifestações de risco.

Identificador	Classificação das Ocorrências para a Gestão de Riscos
M1.D.1	O hardware precisava ser personalizado para cada missão de voo específica.
M1-1.D.1	A operação dos solenoides do equipamento causou choques com intensidade excessiva.
M1-1.M.1	Dificuldade na aquisição de peças e materiais com qualificação espacial.
M1-1.M.2	O cronograma para o desenvolvimento do equipamento, definido pelo gerente do pacote de trabalho do equipamento, excedeu o tempo alocado pelo cronograma da missão, definido pela gerência.
M1-1.M.3	As partes internas apresentaram desmontagem parcial após teste de vibração aleatória.
M1.U.1	As condições laboratoriais no local de lançamento não atenderam aos requisitos de instalações espaciais.
M1.U.2	A operação de resgate do BUS falhou.
M1-2.U.1	Necessidade de troca de água constante das planárias.

#### 4.3.5 Operação CUMÃ II

Designou-se por Operação Cumã II à quarta operação de lançamento do foguete de sondagem nacional VSB-30 (V04) a partir do lançador universal porte médio do CLA (Figura 4.19).

Figura 4.19 - Foguete de sondagem VSB-30 V04



Fonte: IAE (2007).

#### 4.3.5.1 Dados da operação

- **Lançamento:** O lançamento foi realizado em 19/07/2007 às 12h13 no Centro de Lançamento de Alcântara, MA, a partir de seu lançador universal de porte médio.
- **Plataforma:** Plataforma teuto-brasileira com denominação MICROG1.
- **Designação do foguete e número do lançamento:** VSB-30 V04.
- **Objetivo:** Realização de nova oportunidade de voo para os experimentos científicos selecionados pelo Programa Microgravidade para a operação Cumã da Agência Espacial Brasileira (AEB), e a realização do experimento do IEAv denominado “Sensor Dinâmico de Voo (SDV)” voltado ao estudo de giros laser.
- **Dados da plataforma:** Primeira de duas plataformas desenvolvidas pelo DLR/MORABA com base em um escambo entre o IAE – que possui

expertise em desenvolver foguetes de sondagem – e o DLR/MORABA – com expertise em manufatura das plataformas TEXUS para realização de experimentos em microgravidade dentro do programa europeu e alemão (detalhes deste escambo serão providos no histórico do Programa Microgravidade). Denominada como MICROG1, esta plataforma detém grande similaridade com as plataformas TEXUS. Os módulos de recuperação, de eletrônica e comando do sistema de controle das velocidades angulares (“*Rate Control System*”) e o módulo YO-YO (“*despin*”) provém do DLR/MORABA. Possui três módulos de experimentos herméticos e um não hermético, este último com possibilidade de acesso tardio (“*late access*”).

- **Dados do voo:** Saída da rampa de lançamento normal. Apogeu de 242 km, tempo de voo de 19 minutos havendo a formação de ambiente de microgravidade. A plataforma teve sua recuperação comprometida devido uma falha de projeto na altura do compartimento da proteção térmica em cima da tampa do compartimento pirotécnico de abertura dos paraquedas. As peças do sistema de recuperação do DLR/MORABA denominadas NOSE TIP e o NOSE CONE ao se integrarem não deixavam espaço à proteção térmica. O calor proveniente do regime de voo na configuração exógena da plataforma acionou os pirotécnicos do sistema de abertura do paraquedas, muito antes da hora, destruindo o paraquedas e causando a perda da plataforma na amerissagem. Apenas os experimentos que utilizaram o envio dos dados de telemetria e de vídeo foram parcialmente obtidos (IAE, 2008).
- **Resultado para os Experimentos:** Sucesso parcial. Apenas os dados enviados pela telemetria e recebidos nas antenas do INPE (dados de voo) e a do CLBI (dados de vídeo) foram parcialmente salvos.
- **Equipes envolvidas:** Estiveram envolvidos na parte funcional deste lançamento: o CTA/IAE, pelo foguete e apoio às equipes; o CLA, pelas instalações e operações de acompanhamento de rastreamento e de recepção de telemetria no lançamento; o Comando da Aeronáutica (COMAER),

pela operação de resgate da plataforma no mar; o INPE, pela redundância na operação de acompanhamento da telemetria do veículo; e o DLR-MORABA (*“Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt – Mobile Raketenbasis”* / Alemanha), pelo desenvolvimento e operação da plataforma MICROG1, além da AEB e dos pesquisadores do Programa Microgravidade.

- **Experimentos embarcados:** A Tabela 4.12 relata os experimentos embarcados na operação Cumã II, informando a denominação e a instituição de pesquisa ou ensino por ele responsável.

Tabela 4.27 - Experimentos da operação Cumã II.

Operação Cumã II (VSB-30 V04)			
Nº	Denominação	Instituição / Pesquisador Principal	Observações
1	Avaliação dos mecanismos de reparação do DNA em ambiente de baixa (Figura 4.20)	UERJ - Universidade Estadual do Rio de Janeiro. Dr. Heitor Evangelista da Silva.	Denominação IAE: UERJ – PEM-01 Descrição e uso: A permanência de homens no espaço impõe a adaptação a uma série de condições diferentes das da Terra. Várias consequências estão relacionadas às lesões causadas no DNA, que se não forem corrigidas, provocam mutações ou até mesmo a morte das células. Aqui na Terra também sofremos danos no nosso código genético, mas em proporções menores. Oito dias de radiação no espaço, por exemplo, equivalem a sessenta e quatro vezes a daqui. Dessa forma, a taxa de lesão no DNA deve bem ser maior. Dentro desse contexto, a Universidade Estadual do Rio de Janeiro (UERJ) e o Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE) estão desenvolvendo uma pesquisa para saber os mecanismos de reparo do DNA e as mutações que esta exposição pode causar. Para isso, eles estão estudando amostras da bactéria Escherichia coli (deficientes ou não em mecanismo de reparo do DNA) que serão irradiadas em ambiente de microgravidade. Depois, os pesquisadores comparam os resultados obtidos em ambientes com gravidade.
2	Desenvolvimento do dispositivo DMLM II e análise da ação da invertase presente em células de Saccharomyces cerevisiae. (Figura 4.21)	Centro Universitário da FEI (Fundação de Ensino Inaciana). Dr. Alessandro La Neve.	Denominação IAE: FEI – PEM-02 Descrição e uso: Adoçantes, refrigerantes e alimentos congelados são alguns dos produtos que podem ser beneficiados pela pesquisa conduzida pelo Centro Universitário da FEI sobre enzimas. O estudo visa compreender o fenômeno das reações enzimáticas no organismo do ponto de vista da cinética (velocidade e dinâmica na interação com as paredes das células) em ambiente "sem gravidade". Para tanto, será observada a invertase, que gera como produto a frutose, de poder edulcorante superior ao do açúcar, aliado à facilidade de não cristalizar a baixas temperaturas. Além da indústria alimentícia, a indústria farmacêutica se beneficia das pesquisas para adoçar xaropes para crianças. Futuramente, espera-se chegar a biorreatores mais eficientes.

continua

Tabela 4.12 – Continuação.

3	Forno Multiusuário para Solidificação. (Figura 4.22)	INPE – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais. Dr. Chen Ying An.	<p>Denominação IAE: INPE – PEM-05</p> <p>Descrição e uso: Uma grande dificuldade dos pesquisadores brasileiros em trabalhos que precisem de aquecimento é a obtenção de um forno próprio para essas pesquisas. Para sanar esse problema, uma equipe de pesquisadores do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (Inpe) desenvolveu o forno multiusuário de solidificação.</p> <p>O FORMU-S é um forno tubular compacto multiusuário que possui capacidade de solidificar amostras de até 10 mm de diâmetro e 80 mm de comprimento. Nesse experimento, ele será controlado e aquecido no solo por meio do cordão umbilical do foguete lançador. Após o lançamento, sua temperatura é mantida por inércia térmica e, no ponto desejado da trajetória em microgravidade, o deslocamento axial do forno será acionado por um sinal para que a amostra passe a se localizar na região fria do forno, proporcionando um rápido resfriamento.</p>
4	Microtubos de calor para controle térmico de componentes eletrônicos de satélites (MHP) (Figura 4.23)	UFSC - Universidade Federal de Santa Catarina. Dra. Márcia B. Henriques Mantelli.	<p>Denominação IAE: UFSC – PEM-08</p> <p>Descrição e uso: Voltado à área de controle térmico, este projeto da Universidade Federal de Santa Catarina (UFSC) foca seu estudo no segmento dos minitubos de calor. A principal função deste instrumento é transportar o calor concentrado em alguma região mais quente para uma outra mais fria - normalmente um radiador - para controlar a temperatura de uma superfície de interesse.</p> <p>A utilização dos minitubos para o controle térmico de componentes eletrônicos em aplicações terrestres tem crescido nos últimos anos, como no caso dos laptops. No entanto, sua eficácia como dispositivo de transferência de calor em ambientes de microgravidade precisa ser comprovada, de forma a ampliar sua utilização para o controle de temperatura de componentes eletrônicos em ambientes espaciais.</p>

continua



Tabela 4.12 – Continuação.

5	<p>Modulação da velocidade de propagação de onda de reação-difusão (B-Z) em meio gel por forças fracas (microgravidade). (Figura 4.24)</p>	<p>USP/Escola Politécnica - Dra. Vera Maura Fernandes de Lima; e, University of Hohenheim - Dr. Wolfgang Hanke.</p>	<p>Denominação IAE: ANVISA / IPEN-SP / HOHENHEIM - PEM-13                  Descrição e uso: Em parceria com a Universidade de Hohenheim, pesquisadores do Instituto de Pesquisas Energéticas e Nucleares (IPEN) estão desenvolvendo um estudo que servirá, principalmente, no tratamento de enxaqueca, amnésia global transiente e epilepsia, que são síndromes funcionais do sistema nervoso central. Segundo dados da Sociedade Brasileira de Cefaleia (SBC), esse estudo pode beneficiar, pelo menos, cerca de 20% das mulheres e de 5% a 10% dos homens que sofrem com enxaqueca.                  O estudo consiste em medir a velocidade de propagação de onda com interferência de forças eletromagnéticas em ambiente de microgravidade. Para obter os resultados, serão usadas três câmaras monitorando três amostras de gel. Segundo os pesquisadores, a ideia é identificar as reações do material.</p>
6	<p>Estudo de compostos híbridos pela difusão de nanopartículas metálicas de prata em vidro. (Figura 4.25)</p>	<p>UFPE - Universidade Federal de Pernambuco. Dr. Petrus Santa Cruz.</p>	<p>Denominação IAE: UFPE – PEM-14                  Descrição e uso: A tendência mundial em pesquisa está voltada ao desenvolvimento de nanotecnologia, ou seja, produtos cada vez menores e mais eficientes. E é nessa linha de estudo que tem apostado a Universidade Federal de Pernambuco (UFPE). Na Cumã II, os pesquisadores da UFPE vão produzir um material nanoestruturado em ambiente de microgravidade. O objetivo é de se utilizar nanotecnologia na avaliação dos efeitos da gravidade na preparação de novos materiais.                  Os resultados desse experimento poderão ser usados no desenvolvimento de nanodispositivos para áreas de saúde e meio ambiente. Algumas dessas novas tecnologias já estão prontas para serem repassadas.</p>

continua

Tabela 4.12 – Continuação.

7	<p>Análise Experimental de uma Bomba Capilar de Ranhuras Circunferenciais em Ambiente de Microgravidade (CPL) (Figura 4.26)</p>	<p>UFSC - Universidade Federal de Santa Catarina. Dr. Edson Bazzo.</p>	<p>Denominação IAE: UFSC–PEM-05-2 Descrição e uso: Controlar a temperatura interna em um satélite é fundamental para o funcionamento dos circuitos eletrônicos. Visando desenvolver tecnologia nacional nesse sentido, a Universidade Federal de Santa Catarina (UFSC) , referência na América Latina na área de Engenharia Mecânica, realiza um experimento com o objetivo de desenvolver e aperfeiçoar o conhecimento de controle térmico para satélites. O projeto contribui para o alcance da autonomia no setor, uma vez os dispositivos utilizados para controlar a temperatura em satélites brasileiros são comprados em outros países, além de representar uma janela de oportunidade para as empresas brasileiras em um ramo de alta tecnologia. Esse experimento fez parte dos que foram realizados na Estação Espacial Internacional. Nessa operação espera-se confirmar os resultados obtidos no ano passado.</p>
8	<p>Plataforma de Aquisição para Análise de Dados de Aceleração. (Figura 4.27)</p>	<p>UEL - Universidade Estadual de Londrina. Dr. Marcelo Carvalho Tosin.</p>	<p>Denominação IAE: UEL – PEM-09-2 Descrição e uso: Os pesquisadores da Universidade Estadual de Londrina (UEL) prepararam um computador de bordo desenvolvido especialmente para veículos de sondagem. Esse equipamento consiste em uma unidade microcontrolada para a aquisição de dados de sensores inerciais e não inerciais, armazenagem e processamento em tempo real dos dados com a finalidade de reconhecer eventos que ocorrem durante o voo, tais como: o lançamento, o momento quando o propulsor é desligado (término das queima para o caso de propulsores a combustível sólido), apogeu, início da situação de microgravidade, fim da situação de microgravidade, entre outros. Esta proposta é baseada em um projeto de um computador de bordo para foguetes experimentais, iniciado pelo Núcleo de Atividades Aeroespaciais - NATA e atualmente desenvolvido em conjunto com a Jaguar Aeroespacial, empresa incubada na INTUEL – Incubadora Internacional de Empresas da Universidade Estadual de Londrina e administrada por alunos participantes do projeto.</p>

continua

Tabela 4.12 - Conclusão.

9	Sensor Dinâmico de Voo (Figura 4.28)	DCTA/IEAv e DCTA/IAE. Dr. Waldemar de Castro Leite Filho.	Denominação IAE: IAE – SDV Descrição e uso: O Sistema Dinâmico de Voo (SDV) é um experimento tecnológico do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE/CTA) e do Instituto de Estudos Avançados (IEAv/CTA) com o objetivo de viabilizar uma alternativa nacional em substituição aos giroscópios importados. Espera-se que a pesquisa resulte, inclusive, em modelos comerciais decorrentes desse desenvolvimento pelo IEAv. Giroscópios são peças fundamentais na orientação de veículos espaciais. Nesse sentido, o experimento compõe-se de dois sensores de rotação (giroscópios a fibra óptica). Cada um deles vai monitorar uma fase específica do voo: um, as altas rotações que ocorrem durante a subida do foguete, e outro, a rotação residual durante a fase do voo em ambientes de microgravidade. Os dados gerados pelo SDV serão comparados com os de giroscópios importados, instalados no sistema de controle do foguete.
---	--------------------------------------	--	---

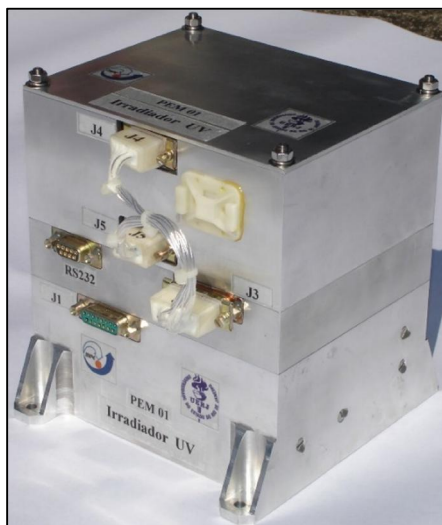
NOTAS: i) O experimento “Câmara de Ebulição sob Microgravidade” não embarcou na operação Cumã II, houve uma solicitação do pesquisador principal para que o experimento fosse embarcado numa próxima campanha.

ii) O experimento “Processos Evaporativos em Microgravidade (PROEMI)” não embarcou na operação Cumã II, houve uma solicitação do pesquisador principal para que o experimento fosse embarcado numa próxima campanha.

iii) O experimento Sensor Dinâmico de Voo faz parte do projeto SISNAV voltado ao desenvolvimento de uma plataforma inercial.

iv) PEM-NN-V = Projeto de Experimento em Microgravidade; NN = Número do projeto, V=s/número, refere-se ao primeiro Anúncio de Oportunidade. V=2, refere-se ao segundo Anúncio de Oportunidade. Experimentos fora anúncio de oportunidade não ganham a designação PEM-NN-X. Estes experimentos são de interesse do IAE.

Figura 4.20 - Avaliação dos mecanismos de reparação do DNA em ambiente de baixa gravidade.



Fonte: IAE (2002).

Figura 4.21 - Dispositivo DMLM II.



Fonte: IAE (2002).

Figura 4.22 - Forno multiusuário para solidificação.



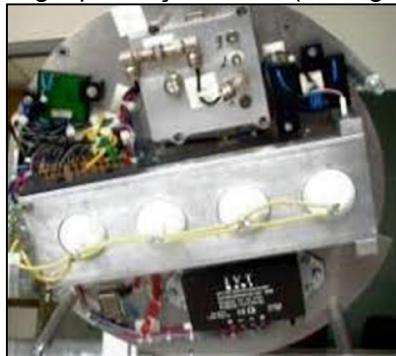
Fonte: IAE (2002).

Figura 4.23 - Microtubos de calor para controle térmico de componentes eletrônicos de satélites (MHP).



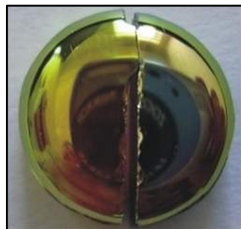
Fonte: IAE (2002).

Figura 4.24 - Modulação da velocidade de propagação de onda de reação-difusão (B-Z) em meio gel por forças fracas (microgravidade).



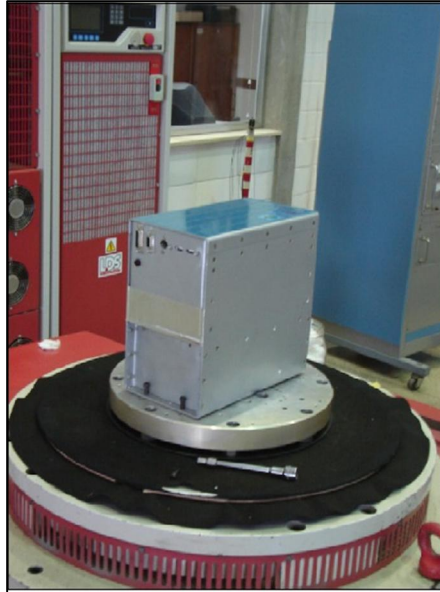
Fonte: IAE (2002).

Figura 4.25 - Estudo de compostos híbridos pela difusão de nanopartículas metálicas de prata em vidro.



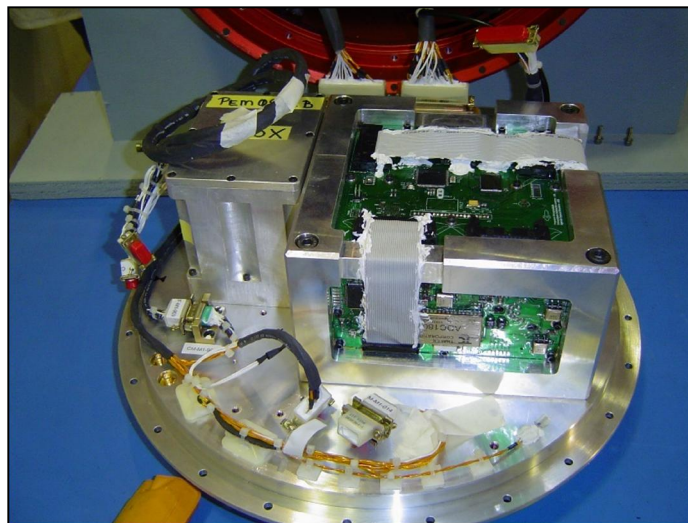
Fonte: IAE (2002).

Figura 4.26 - Análise experimental de uma bomba capilar de ranhuras circunferenciais em ambiente de microgravidade (CPL).



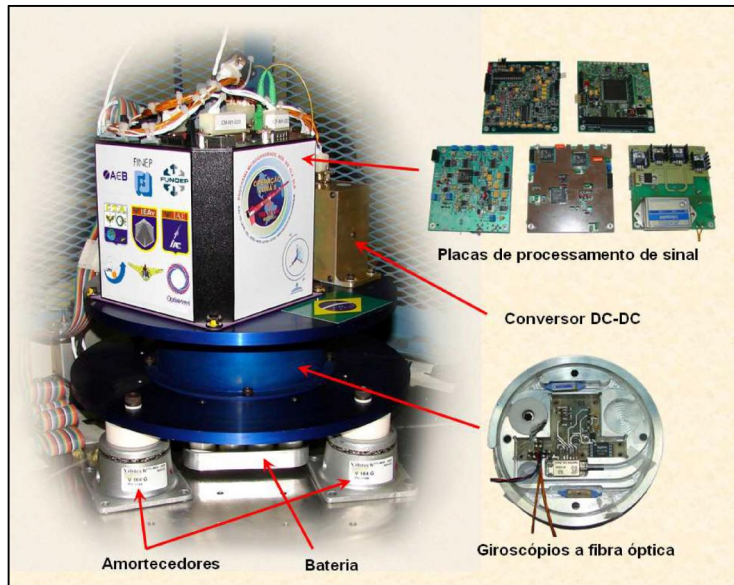
Fonte: IAE (2002).

Figura 4.27 - Plataforma de aquisição para análise de dados de aceleração.



Fonte: IAE (2002).

Figura 4.28 - Sensor dinâmico de voo.



Fonte: IAE (2002).



#### 4.3.5.1.1 Análise dos experimentos:

Tabela 4.28 Lista dos cenários correspondentes a fase do ciclo de vida dos experimentos da operação Cumã II.

Fase	Cenário	
	Ocorrência (Falha / Problema)	Causas e Consequências
<i>“Design”</i>	M3.D.1 E: A inexistência de requisitos padrões para interfaces determinou a customização do hardware para cada missão.	C0: Insuficiência de coordenação por parte de organizações patrocinadoras, gerenciamento geral de missão e organizações participantes na definição de requisitos para o programa. C1: Falta de uma solução universal de projeto de hardware para o programa. Cons: Esforços recorrentes de projeto e de fabricação incidentes em todas as missões, com impacto negativo no cronograma, nos custos e na confiabilidade.
MAIV	M3.M.1 E: Dificuldade na aquisição de peças e materiais com qualificação espacial.	C: Organizações patrocinadoras, gerenciamento geral da missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para melhorar a confiabilidade da missão, por meio da resolução das deficiências dos requisitos recorrentes da missão. Cons: Diminuição da confiabilidade da missão devido ao uso de peças e materiais sem qualificação espacial
	M3.M.2 E: O cronograma para o desenvolvimento do equipamento, definido pelo gerente do pacote de trabalho do equipamento, excedeu o tempo alocado pelo cronograma da missão, definido pela gerência da missão. Houve atrasos no cronograma de desenvolvimento	C0: Organizações patrocinadoras, gerenciamento geral da missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para aprimorar deficiências recorrentes na definição de cronogramas de missão e cronogramas de desenvolvimento de experimentos. C1: Um cronograma da missão muito exíguo foi definido para a campanha como um todo. Cons: Diminuição da confiabilidade da missão devido ao desenvolvimento incompleto do projeto.
	M3-3.M.1 E: Bobina de resistência elétrica do forno não se deslocava linearmente com o sinal de microgravidade.	C: Engano de sinalização elétrica efetuado pelo DLR/MORABA entregando ao experimento sinais elétricos de início de microgravidade ( <i>“trigger”</i> ) proveniente de um <i>“latch relay”</i> normalmente fechado, ao invés de um normalmente aberto. Cons: A bobina de resistência elétrica do forno não retorna ao seu batente inferior (posição inicial).

continua

Tabela 4.13 – Continuação.

<i>“Utilisation”</i>	M3.U.1 E: Laboratórios inapropriados com padrão espacial.	C: Organizações patrocinadoras, gerenciamento geral da missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para melhorar a confiabilidade da missão, por meio da resolução das deficiências dos requisitos recorrentes da missão. Cons: Diminuição da confiabilidade da missão devido à possibilidade de contaminação do equipamento do experimento.
	M3.U.2 E: Durante a campanha de lançamento, a temperatura do módulo de carga útil foi encontrada fora dos limites de especificação, recorrentemente	C: Organizações patrocinadoras, gerenciamento geral da missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para garantir o cumprimento dos requisitos associados às instalações da missão. Cons1: Tempo de vida de amostra reduzido, que obrigou os equipamentos e as equipes de missão a reabastecer a solução do experimento a cada dois dias, durante a campanha de missão. Cons2: Diminuição da confiabilidade da missão devido, principalmente, à possibilidade de as soluções do experimento estarem fora das especificações (degradadas).
	M3.U.3 E: Queda não controlada da plataforma, sem a atuação do paraquedas. Não houve recuperação da plataforma.	C2: A tampa do reservatório do paraquedas voou sem sua manta de proteção térmica. Cons: Perda parcial da missão. Houve êxito somente dos experimentos que dependiam exclusivamente da telemetria de bordo.
	M3-2.U.1 E: As câmaras do experimento 2 exibiram problemas de vazamento.	C0: Ausência de verificação de projeto. C1: Deficiência no projeto do experimento, especificamente, na escolha de materiais. C2: Elevação de pressão devido à reação química com produção de gás em ambiente hermético. Cons1: Confiabilidade diminuída do experimento. Cons2: Risco de contaminação de outros experimentos.

continua

Tabela 4.13 – Conclusão.

<i>“Utilisation”</i>	M3-2.U.2 Problemas de vazamento devido à solução de design adotada para alimentar as câmaras.	C0: Ausência de verificação do projeto. C1: Solução de design deficiente para alimentar as câmaras. C3: Uma obra ou uma deficiência de verificação, no nível do pacote de trabalho. E: As câmaras do experimento exibiram problemas de vazamento. Cons1: Confiabilidade diminuída do experimento. Cons2: Risco de contaminar outras experiências.
	M3-2.U.3 Houve a formação de gás nas câmaras do experimento.	C0: Ausência de verificação do projeto na fase MAIV. C1: Incompatibilidade do material entre o material da câmara (alumínio) e a solução química usada no experimento. E: Houve a formação de gás nas câmaras do experimento. Cons1: Confiabilidade diminuída do experimento. Cons2: Perda de líquido afetando o experimento.
	M3-2.U.4 Preencher as 15 câmaras não se apresentava como uma tarefa fácil.	C0: Ausência de verificação na fase MAIV. C1: Solução de projeto pouco eficiente e de ergonomia insuficiente para alimentar as câmaras. E: Preencher as 15 câmaras do equipamento de acordo com os requisitos mostrou-se uma tarefa difícil. Cons1: Confiabilidade diminuída do experimento. Cons2: Risco de volume de líquido não conforme com especificações dentro da câmara.

As declarações de risco correspondentes às manifestações de risco observadas, oriundas da Tabela 4.13, encontram-se na Tabela 4.14.

Tabela 4.29 - Declarações de risco correspondentes às manifestações de risco referentes à operação Cumã II.

Identificador	Classificação das Ocorrências para a Gestão de Riscos
M3.D.1	O hardware precisa ser customizado para cada operação específica de voo.
M3.M.1	Dificuldade na aquisição de peças e materiais com qualificação espacial
M3.M.2	Houve atrasos no cronograma de desenvolvimento
M3-3.M.1	Bobina de resistência elétrica do forno não se deslocava linearmente com o sinal de microgravidade.
M3.U.1	As condições do laboratório no local de lançamento não atendem aos requisitos de instalações espaciais.
M3.U.2	Durante a campanha de lançamento, a temperatura do módulo de carga útil foi encontrada fora dos limites de especificação, recorrentemente.
M3.U.3	Queda não controlada da plataforma, sem a atuação do paraquedas.
M3-2.U.1	As câmaras do experimento 2 exibiram problemas de vazamento.
M3-2.U.2	Problemas de vazamento devido à solução de design adotada para alimentar as câmaras.
M3-2.U.3	Houve a formação de gás nas câmaras do experimento.
M3-2.U.4	Preencher as 15 câmaras não se apresentava como uma tarefa fácil.

#### 4.3.6 Operação ANGICOS

Designou-se por Operação Angicos à sétima operação de lançamento do foguete de sondagem nacional VS-30 (V07) a partir do lançador do CLBI (Figura 4.29)

Figura 4.29 - Foguete de sondagem VS-30 V07.



Fonte: IAE (2007)

#### 4.3.6.1 Dados da operação

- **Lançamento:** O lançamento foi realizado em 16/12/2007 às 06h15m (horário local) do Centro de Lançamento da Barreira do Inferno (CLBI), RN.
- **Plataforma:** Plataforma argentina com denominação de CUVS-30.
- **Designação do foguete e número do lançamento:** VS-30 V07.
- **Objetivo:** O objetivo primário da operação Angicos, que era realizar o lançamento do foguete de sondagem VS-30 V07, no CLBI, a monitoração em voo e a recuperação da carga útil CUVS-30, no mar, foi plenamente atingido. Os objetivos secundários da operação, que eram:
  - Dar prosseguimento ao Programa Espacial Brasileiro, em coordenação com a Agência Espacial Brasileira (AEB);

- Proporcionar a utilização dos meios de lançamento e telemetria do Centro de Lançamento da Barreira do Inferno e de telemetria do Centro de Lançamento de Alcântara;
  - Dar treinamento às equipes de lançamento e telemetria do CLBI e CLA;
  - Incrementar a parceria na área espacial com a Comissão Nacional de Atividades Espaciais da Argentina (CONAE), conforme programa de trabalho estabelecido em acordo Brasil – Argentina; e,
  - Proporcionar a oportunidade de as universidades brasileiras realizarem experimentos em microgravidade em coordenação com a AEB.
- **Dados da plataforma:** Plataforma desenvolvida pela Comissão Nacional de Atividades Espaciais da Argentina – CONAE (CUVS-30). Experimento GPS da UFRN - Universidade Federal do Rio Grande do Norte. Constituída de uma plataforma com um conjunto de módulos interligados hermeticamente entre si formando um só corpo. A plataforma tinha por objetivo da CONAE efetuar manobras de apontamento.
  - **Dados do voo:** Apogeu de 121 km; tempo de voo de 9min25s; não houve formação de ambiente de microgravidade (microgravidade não necessária a este experimento tecnológico. Sua aceitação como experimento para microgravidade está no fato de que este aparelho deverá ser integrado em todos os nossos voos futuros de modo a se ter registro da trajetória da plataforma; os dados de telemetria não foram mais recebidos após 72 segundos do lançamento, ficando apenas a portadora no ar. Amerissagem com recuperação da plataforma. Operação e monitoramento da plataforma totalmente feito pela CONAE. A hermeticidade da plataforma foi comprometida na amerissagem. Quando recuperada, a plataforma mostrou infiltração de água no mar.

- **Resultado para os Experimentos:** Sucesso parcial. Recebidos os dados de telemetria vindos do GPS. A trajetória do GPS seguiu a trajetória obtida por radar, testando a aderência da curva do GPS da UFRN enquanto a telemetria de bordo operou. A plataforma CUVS-30 deixou de enviar dados ao solo após alguns segundos de voo. A plataforma não realizou as manobras de apontamento previstas, seu sistema de recuperação funcionou e conseguiu-se resgatar a plataforma. Sua hermeticidade foi comprometida. A tinta térmica utilizada para proteção da coifa mostrou-se efetiva na ascensão e na reentrada protegendo a coifa manufaturada de fibra de vidro e poliéster da grande quantidade de calor. No entanto, a ablação da tinta poliuretana foi responsável pelo depósito em forma de película de pó branco (óxido de titânio) em cima de toda a estrutura externa da plataforma, como também nas janelas dos sensores solar e de albedo.
- **Equipes envolvidas:** Subordinadas ao CTA: IAE, preparação do foguete e testes de funcionamento e desempenho e resgate no mar da carga útil, organização apoiada; GEEV, no fornecimento de aeronaves orgânicas para o apoio à operação; IFI, na certificação e elaboração dos procedimentos de calibração do lançador; CLBI, como organização apoiadora e responsável pela execução do lançamento do foguete; e CLA, como estação remota para fins de telemetria. Subordinadas ao COMGAR: BANT, no fornecimento de pessoal, hospedagem e no apoio para o desembarque de pessoal e da carga; FAe II, no fornecimento dos dois helicópteros H-60, 7º/8º GA<sub>v</sub>, para o resgate da carga útil no mar e do P-95, 3º/7º GA<sub>v</sub>, para realizar a missão esclarecimento; o COMAR I, no apoio de uma aeronave C-97 para transporte de pessoal da BABE e CLA; e a FAe IV, no fornecimento de aeronaves C-130 para o transporte do pessoal e material. Subordinadas ao DECEA: 1º GCC, no apoio de instalação e fornecimento de equipamentos de comunicações, através do 1º/1º GCC; e o CINDACTA III, no apoio de pessoal e controle de tráfego aéreo. Outras organizações: Marinha de Guerra do Brasil, através do 3º DN, com o fornecimento de um navio patrulha P-41,

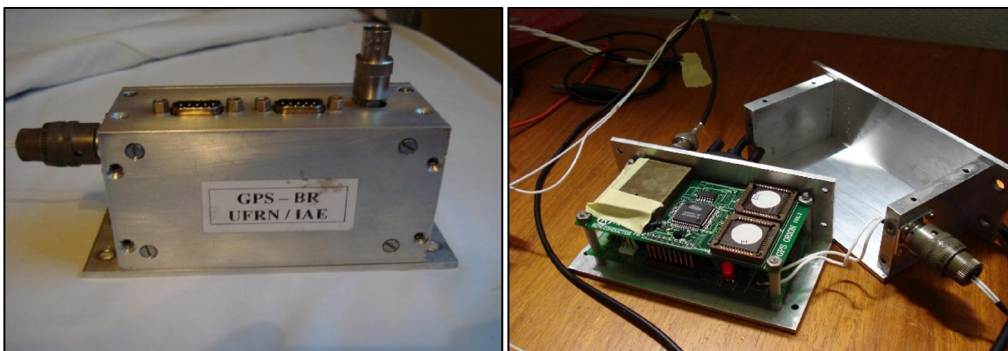
Guaíba, para o esclarecimento da área de queda da carga útil e como meio secundário de resgate da mesma; AEB, com o fornecimento dos recursos creditícios necessários à adequação dos Centros de Lançamento, produção do veículo, desenvolvimento do experimento embarcado, pagamento de diárias e aquisição de passagens aéreas; e a CONAE, com o fornecimento da carga útil, do pessoal e equipamentos de apoio para testes e montagem da carga útil.

- **Experimentos embarcados:** A Tabela 4.15 relata os experimentos embarcados na operação Angicos, informando a denominação e a instituição de pesquisa ou ensino por ele responsável.

Tabela 4.30 - Experimentos da operação Angicos.

Operação ANGICOS (VS-30 V07)			
Nº	Denominação	Instituição / Pesquisador Principal	Observações
1	Experimento GPS da UFRN	UFRN – Universidade Federal do Rio Grande do Norte Dr. Francisco Mota	

Figura 4.30 - Experimento GPS da UFRN.



Fonte: IAE (2007).



Tabela 4.31 - Lista dos cenários correspondentes a fase do ciclo de vida dos experimentos da operação Angicos.

Fase	Cenário	
	Ocorrência (Falha / Problema)	Causas e Consequências
MAIV	M4.M.1 E: A transmissão da telemetria apresentava forte ruído.	C: Falta de um filtro de RF. Cons: eliminação da perda de dados.
	M4.M.2 E: Dificuldade na aquisição de partes e materiais com qualificação espacial.	C: Organizações patrocinadoras, gerenciamento geral da missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para aprimorar a confiabilidade da missão, por meio da solução de deficiências recorrentes de missão. Cons: Diminuição da confiabilidade da missão devido ao uso de peças e materiais sem qualificação espacial.
	M4.M.3 E: Foram observadas soldas de baixa resistência nos acionadores dos pirotécnicos e algumas estavam soltas.	C: Deficiências de processo, ou de mão-de-obra ou de partes e materiais. Cons1: Possível operação deficiente do sistema pirotécnico da plataforma. Cons2: Diminuição da confiabilidade da missão devido a possível falha do sistema pirotécnico da plataforma.
	M4-1.M.1 E: GPS não operacional. A placa de circuito impresso sofreu sérias falhas na montagem dos componentes SMD, fazendo com que o experimento tecnológico não funcionasse.	C0: Falha de mão-de-obra. C1: Falhas na montagem de componentes SMD do equipamento GPS Cons: Reparo no GPS após cooperação entre UFRN e IAE.
"Utilisation"	M4.U.1 E: A plataforma deixou de transmitir dados de telemetria de bordo e de carga útil após 72s de voo.	C: Insuficiência de ações da gerência da missão, gerência do pacote de trabalho relativo ao experimento e da gestão da qualidade. C1: Uso de partes elétricas sem qualificação espacial. C2: Falha do transponder. Cons. 1: Perda dos dados relativos ao experimento GPS. Cons2: Diminuição da eficácia da missão.
	M4.U.2 E: Presença de certa quantidade de água do mar no interior hermético da plataforma.	C0: Possíveis causas para a falhas dos O'rings incluem: (a) deficiência de projeto; (b) deficiência de processo; (c) deficiência de mão-de-obra; (d) deficiência de partes e materiais. C1: Falha de O'rings de isolamento. Cons1: Possibilidade de pane elétrica da plataforma. Cons2: Possibilidade de perda de dados relativos aos experimentos. Cons3: Possibilidade de dano no <i>hardware</i> dos experimentos.

continua

Tabela 4.16 – Conclusão.

"Utilisation"	M4.U.3 E: Transmissor de rádio VHF teve curto circuito em sua antena "beacon". Não houve sinal de localização da plataforma no mar. Marcador de água orientou o resgate.	C0: A boia que suportava a antena de transmissão e o transmissor desinflou, resultando em falha do transmissor. C1: Curto na antena "beacon" devido a adernagem da boia no mar. Cons1: Risco de perda da plataforma. Cons2: Possibilidade de perda da missão.
---------------	---	--

As declarações de risco correspondentes às manifestações de risco observadas, oriundas da Tabela 4.16, encontram-se na Tabela 4.17.

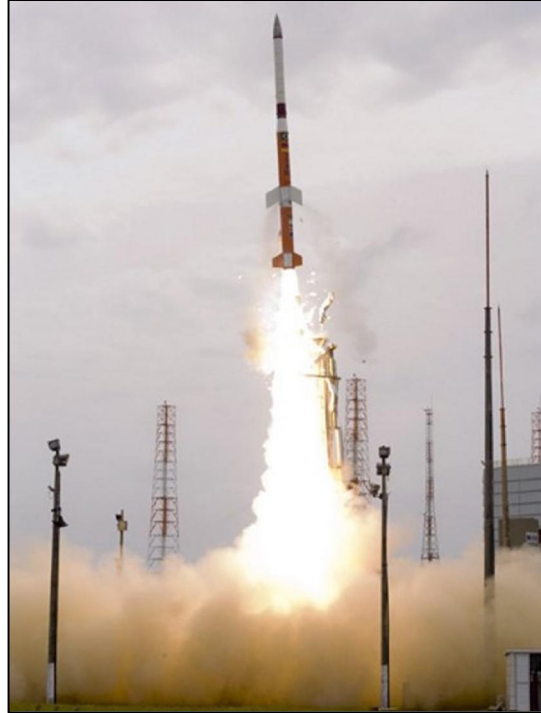
Tabela 4.32 - Declarações de risco correspondentes às manifestações de risco.

Identificador	Classificação das Ocorrências para a Gestão de Riscos
M4.M.1	A transmissão da telemetria apresentava forte ruído.
M4.M.2	Dificuldade na aquisição de partes e materiais com qualificação espacial.
M4.M.3	Foram observadas soldas de baixa resistência nos acionadores dos pirotécnicos.
M4-1.M.1	Falha na operação do equipamento GPS, em testes da Fase MAIV.
M4.U.1	Presença de certa quantidade de água do mar no interior hermético da plataforma.
M4.U.2	Houve falha do sistema de localização por "beacon" VHF.
M4.U.3	A plataforma deixou de transmitir dados de telemetria de bordo e de carga útil após 72s de voo.

#### 4.3.7 Operação MARACATI II

Designou-se por Operação Maracati II à sétima operação de lançamento do foguete de sondagem nacional VSB-30 (V07) a partir do lançador universal porte médio do CLA (Figura 4.31).

Figura 4.31 - Foguete de sondagem VSB-30 V07.



Fonte: IAE (2010).

#### 4.3.7.1 Dados da operação

- **Lançamento:** 12/12/2010 às 12h35m (horário local) no Centro de Lançamento de Alcântara (CLA), MA, a partir de seu lançador universal de porte médio.
- **Plataforma:** Plataforma teuto-brasileira denominada MICROG1A, reposição alemã da plataforma MICROG1 devido a falha comprovada em sua operação por parte do DRL/MORABA.
- **Designação do foguete e número do lançamento:** VSB-30 – V07
- **Objetivo:** A Operação Maracati II foi realizada no Centro de Lançamento de Alcântara (CLA), tendo como objetivos efetuar o lançamento do foguete VSB-30 V07, monitorar e recuperar a sua carga útil, denominada MICROGIA, na qual estavam embarcados experimentos da Agência Espacial Brasileira (AEB), utilizando o Centro de Lançamento da Barreira do Inferno (CLBI) como Estação Remota.

- **Dados da plataforma:** Denominada como MICROG1A, esta plataforma detém grande similaridade com as plataformas TEXUS. Os módulos de recuperação, de eletrônica e comando do sistema de controle das velocidades angulares (“*Rate Control System*”) e o módulo YO-YO (“*despin*”) provém do DLR/MORABA dentro de um acordo de escambo entre IAE e DER/MORABA. Possui três módulos de experimentos herméticos e um não hermético, este último com possibilidade de acesso tardio (“*late access*”).
- **Dados do voo:** Apogeu do voo: 241,9 km. Tempo de voo: 16 min. Voo dentro de parâmetros normais, com recuperação na amerissagem.
- **Resultado dos experimentos:** Sucesso.
- **Equipes envolvidas:** Estiveram envolvidas na Operação as seguintes Organizações:
  - DCTA, IAE, GEEV, CLA, CLBI,
  - COMGAR: FAe II, FAe II, FAe II, FAe V, 1°/1° GCC,
  - Outras Organizações: Secretaria de Assuntos Estratégicos da Presidência da República (SAE), Marinha do Brasil, Capitania dos Portos do Maranhão, AEB, DLR/MORABA, SSC (*Swedish Space Corporation*).
- **Experimentos embarcados:** A Tabela 4.18 relata os experimentos embarcados na operação Maracati II, informando a denominação e a instituição de pesquisa ou ensino por ele responsável.

Tabela 4.33 - Experimentos da operação Maracati II.

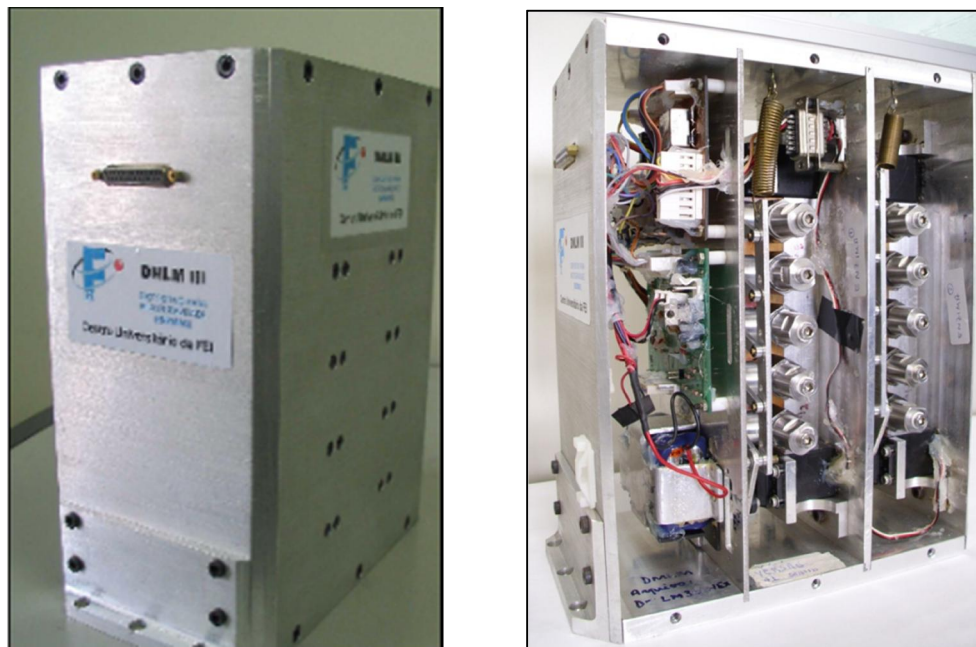
Operação Maracati II (VSB-30 V07)			
Nº	Denominação	Instituição / Pesquisador Principal	Observações
1	Estudo do efeito da microgravidade sobre a cinética da enzima invertase (DMLM III) (Figura 4.32)	Centro Universitário da FEI (Fundação de Ensino Inaciana). Dr. Alessandro La Neve.	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Descrição do Experimento: Equipamento é constituído de 10 câmaras de reação e por uma eletrônica de controle. Cada câmara é constituída por compartimentos isolados contendo enzimas, substrato (sacarose) e inibidor de reação. Os compartimentos se comunicam pela abertura de válvulas. Ao iniciar a microgravidade, as enzimas se misturam aos substratos sendo a reação inibida ao fim do período de microgravidade.</li> <li>• Uso: Estudo da dinâmica de reações bioquímicas.</li> </ul>
2	Análise do Efeito da Microgravidade nas Propriedades de Filmes de Nano tubos de Carbono (CADEN) (Figura 4.33)	Centro Universitário da FEI (Fundação de Ensino Inaciana). Dr. Alessandro La Neve.	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Descrição do Experimento: Equipamento composto por câmaras seladas com dois eletrodos onde um potencial elétrico é aplicado em uma suspensão aquosa de nano tubos de diferentes concentrações de carbono. Serão variados na formação dos filmes de nano tubos de Carbono os seguintes fatores: concentração, tempo de deposição (aplicação do campo) e tensão aplicada.</li> <li>• Uso: Estudos para produção filmes de nano tubos de carbono.</li> </ul>
3	Influência da Microgravidade na Solidificação da Liga Eutética Chumbo e Telúrio (SLET) (Figura 4.34)	INPE – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais. Dr. Chen Ying An.	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Descrição do Experimento: Solidificação de ligas eutéticas em microgravidade dentro do forno FORMU_S (Forno Multiusuário desenvolvido pelo INPE/LAS).</li> <li>• Nota: <i>Eutético= liga química com ponto de fusão mais baixo que o de seus componentes isolados.</i></li> <li>• Uso: Desenvolvimento de ligas metálicas para sensores termais.</li> </ul>
4	Solidificação de uma Liga de Chumbo, Estanho e Telúrio em Microgravidade (SLM) (Figura 4.34)	INPE – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais. Dr. Chen Ying An.	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Uso: Desenvolvimento de ligas metálicas para sensores termais.</li> </ul>
5	Tubos de Calor em Microgravidade (TCM) (Figura 4.35).	UFSC - Universidade Federal de Santa Catarina. Dra. Márcia B. Henriques Mantelli.	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Descrição do Experimento: Teste de diferentes tecnologias de tubos de calor para controle térmico e dissipação de calor em ambientes de microgravidade.</li> <li>• Uso: Estudo de controle e dissipação de calor em equipamentos eletrônicos a bordo de satélites.</li> </ul>
6	Espalhadores de Calor para Resfriamento de Componentes Eletrônicos em Satélites (TCM-C) (Figura 4.35).	UFSC - Universidade Federal de Santa Catarina. Dra. Márcia B. Henriques Mantelli.	

continua

Tabela 4.18 – Conclusão.

7	Câmara de Ebulição sob Microgravidade (ECEM) (Figura 4.36)	UFSC - Universidade Federal de Santa Catarina. Dr. Júlio César Passos.	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Descrição do Experimento: Analisar os mecanismos de ebulição nucleada sob microgravidade com confinamento e sem confinamento de fluido (n-Pentano).</li> <li>• Uso: Estudo de controle e dissipação de calor em equipamentos eletrônicos</li> </ul>
8	Experimentos Educacionais em Microgravidade (EEM) (Figura 4.37)	Secretaria Municipal de Educação de São José dos Campos (Escolas: EMEF Profa. Maria de Melo, EMEF Profa. Jacyra Vieira Baracho, EMEF Profa. Ildete Mendonça Barbosa e EMEF Profa. Maria Amélia Wakamatsu). Profa. Maria Aparecida dos Santos Pereira.	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Descrição do Experimento: O EEM é um dispositivo para registro e transmissão de vídeo que embarcará os seguintes experimentos: a) Interação entre as forças magnética e gravitacional (IMG); b) Sistema massa-mola (SMM); e c) Sistema massa-corda (SMC).</li> <li>• Uso: Estudos do efeito da gravidade sobre diferentes sistemas com massa.</li> </ul>
9	GPS para Aplicações Aeroespaciais (GPS-AE) (Figura 4.38)	UFRN - Universidade Federal do Rio Grande do Norte. Dr. Francisco das Chagas Mota	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Descrição do Experimento: GPS para uso em veículos de alta dinâmica</li> <li>• Uso: Navegação e posicionamento de foguetes e satélites</li> </ul>
10	Efeito da microgravidade em plantas (VGP) (Figura 4.39)	UFRN - Universidade Federal do Rio Grande do Norte. Dra. Kátia Castanho Scortecci.	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Analisar utilizando ferramentas moleculares o efeito da microgravidade de plantas de cana-de-açúcar expostas a microgravidade.</li> <li>• Uso: Estudo de respostas genéticas ao ambiente de microgravidade</li> </ul>

Figura 4.32 - Estudo do efeito da microgravidade sobre a cinética da enzima invertase (DMLM III).



Fonte: IAE (2010).

Figura 4.33 - Análise do Efeito da Microgravidade nas Propriedades de Filmes de Nano tubos de Carbono (CADEN).



Fonte: IAE (2010).

Figura 4.34 – Influência da Microgravidade na Solidificação da Liga Eutética Chumbo e Telúrio (SLET).e Solidificação de uma Liga de Chumbo, Estanho e Telúrio em Microgravidade (SLM) - FORNU\_S.



Fonte: IAE (2010).

Figura 4.35 - Tubos de Calor em Microgravidade (TCM) e Espalhadores de Calor para Resfriamento de Componentes Eletrônicos em Satélites (TCM-C).



Fonte: IAE (2010).

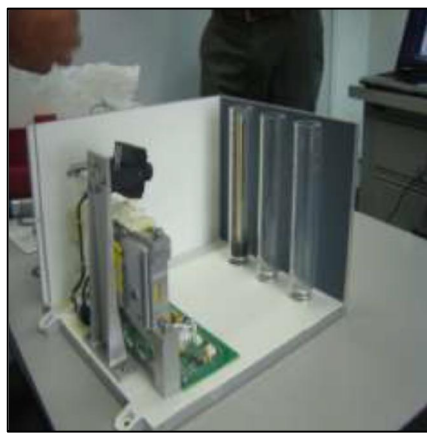


Figura 4.36 - Câmara de Ebulição sob Microgravidade (ECEM).



Fonte: IAE (2010).

Figura 4.37 - Experimentos Educacionais em Microgravidade (EEM) com vista interna da caixa do experimento EEM.



Fonte: IAE (2010).

Figura 4.38 - GPS para Aplicações Aeroespaciais (GPS-AE).



Fonte: IAE (2010).

Figura 4.39 - Efeito da microgravidade em plantas (VGP).com vista da grelha de fixação dos espécimes.



Fonte: IAE (2010).

Tabela 4.34 - Lista dos cenários correspondentes a fase do ciclo de vida dos experimentos da operação Maracati II.

Fase	Cenário	
	Ocorrência (Falha / Problema)	Causas e Consequências
<i>“Design”</i>	M5.D.1 E –. O hardware precisa ser customizado para cada operação específica de voo. A inexistência de requisitos padrões para interfaces determinou a customização do hardware para cada missão	C0: Insuficiência de coordenação por parte de organizações patrocinadoras, gerenciamento geral de missão e organizações participantes na definição de requisitos para o programa. C1: Falta de uma solução universal de projeto de hardware para o programa. Cons: Esforços recorrentes de projeto e de fabricação incidentes em todas as missões, com impacto negativo no cronograma, nos custos e na confiabilidade.
MAIV	M5.M.1 E: O cronograma para o desenvolvimento do equipamentos, definidos pelos gerentes do pacote de trabalho dos equipamentos, excederam o tempo alocado pelo cronograma da missão, definido pela gerência.	C: Um cronograma apertado foi definido para toda a campanha. Cons: Diminuição da confiabilidade da missão devido ao desenvolvimento incompleto do projeto.
	M5.M.2 E: Dificuldade na aquisição de peças e materiais com qualificação de espaço.	C: Organizações patrocinadoras, gerenciamento geral da missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para melhorar a confiabilidade da missão, por meio da resolução das deficiências dos requisitos recorrentes da missão, vide M1-1.M.1, M2.M.1, M3.M.1 e M4.M.1, nas operações Lençóis Maranhenses, Cumã, Cumã II e Angicos. Cons1: Confiabilidade diminuída da missão devido ao uso de peças e materiais sem qualificação de espaço. Cons2: Peças elétricas comerciais foram usadas no projeto.
<i>“Utilisation”</i>	M5.U.1 E: As condições do laboratório no local de lançamento não atendem aos requisitos de instalações espaciais.	C: Organizações patrocinadoras, gerenciamento geral da missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para aprimorar a confiabilidade da missão, por meio da resolução de deficiências recorrentes de missão. E: As condições do laboratório, no local de lançamento, não atendem os requisitos aplicáveis a instalações espaciais. Cons: Diminuição da confiabilidade da missão devido à possibilidade de contaminação de equipamentos do experimento.

continua

Tabela 4.19 – Conclusão.

<p>M5.U.2 Durante a campanha de lançamento, a temperatura do módulo de plataforma foi encontrada fora dos limites de especificação, recorrentemente.</p>	<p>C: Organizações patrocinadoras, gerenciamento geral de missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para aprimorar a confiabilidade de missão, por meio da solução de deficiências recorrentes em requisitos de missão: M2.1.U.2 e M3.U.3. C1: Mau funcionamento do sistema de ar condicionado que atende ao módulo de carga útil, na plataforma de lançamento. Cons1: Redução do tempo de vida de amostras, o que obrigou as equipes de missão e de equipamentos a substituírem a solução de experimentos a cada dois dias, durante a campanha de lançamento. Cons2: Redução da confiabilidade de missão, devido, principalmente, à possibilidade de que a solução de experimentos esteja não-conforme com especificações.</p>
<p>M5.U.3 E: O trabalho de integração de plataforma / foguete de sondagem teve que ser realizado em um curto período de tempo e repetido algumas vezes.</p>	<p>C0: Organizações patrocinadoras, gerenciamento geral de missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para melhorar a confiabilidade da missão, por meio da resolução das deficiências dos requisitos de missão recorrentes. C1: Requisitos relativos ao tempo de vida das soluções dos experimentos e sua degradação com a temperatura. Cons1: Confiabilidade diminuída do experimento. Cons2: Grande pressão sobre a equipe do pacote de trabalho.</p>
<p>M5-1.U.1 E: A quantidade total de líquido em algumas das câmaras era menor que o volume inicial.</p>	<p>C0: Ausência de verificação na fase MAIV. C1: Ou um projeto ou uma não conformidade de fabricação. Cons: confiabilidade diminuída do experimento.</p>
<p>M5-2.U.1 E: Encher as câmaras do equipamento de acordo com os requisitos mostrou-se uma tarefa difícil.</p>	<p>C0: Ausência de verificação na fase MAIV. C1: Solução de projeto ruim para alimentar as câmaras. Cons1: Confiabilidade diminuída do experimento. Cons2: Risco de nível de líquido fora da especificação dentro da câmara.</p>

As declarações de risco correspondentes às manifestações de risco observadas, oriundas da Tabela 4.19, encontram-se na Tabela 4.20.

Tabela 4.35 - Declarações de risco correspondentes às manifestações de risco.

Identificador	Classificação das Ocorrências para a Gestão de Riscos
M5.D.1	O hardware precisa ser customizado para cada operação específica de voo.
M5.M.1	O cronograma para o desenvolvimento do equipamentos, definidos pelos gerentes do pacote de trabalho dos equipamentos, excederam o tempo alocado pelo cronograma da missão, definido pela gerência.
M5.M.2	Dificuldade na aquisição de peças e materiais com qualificação de espaço.
M5.U.1	As condições do laboratório no local de lançamento não atendem aos requisitos de instalações espaciais.
M5.U.2	Durante a campanha de lançamento, a temperatura do módulo de carga útil foi encontrada fora dos limites de especificação, recorrentemente
M5.U.3	O trabalho de integração de plataforma / foguete de sondagem teve que ser realizado em um curto período de tempo e repetido várias vezes.
M5-1.U.1	A quantidade total de líquido em algumas das câmaras era menor que o volume inicial.
M5-2.U.1	Encher as câmaras do equipamento de acordo com os requisitos mostrou-se uma tarefa difícil.

A discussão sobre a definição se uma determinada ocorrência pode ser considerada como uma manifestação de um risco ou não é dada na próxima seção, que será dedicada à apresentação do exercício de “lições aprendidas”.

## **5 SÍNTESE DOS RESULTADOS DE “LIÇÕES APRENDIDAS” PARA O PROGRAMA MICROGRAVIDADE**

Ao invés de transformar a totalidade dos resultados da análise crítica dada acima em recomendações para futuras missões, no formato usual de “lições aprendidas” (NASA, 2018b), propõe-se, neste trabalho, que os resultados que se qualificam como manifestações de riscos sejam transformados em eventos de risco a serem incorporados na lista de eventos do processo de gerenciamento de risco de futuras missões.

Para a realização deste plano, seria agora necessário identificar as ocorrências que podem ser consideradas como fazendo parte de uma estrutura de risco, um conceito definido na Tabela 3.9 da Seção 3.

Como particularidade do presente estudo, interpretamos todas as ocorrências identificadas como uma manifestação de risco. Essa interpretação se baseia no fato de que estamos estudando um conjunto de missões semelhantes, pertencentes a um programa, e imaginamos que cada falha ou problema identificado, rastreável a causas programáticas ou sistêmicas, pode se repetir em uma próxima missão de programa semelhante, como a história passada do programa examinado mostra. Este ponto será mais elaborado no final da próxima seção.

Ponderando sobre os dados, identificamos heurísticamente três possíveis riscos, a saber: “alta complexidade da organização da missão”, “riscos de gerenciamento” e “riscos externos”, cada um com um número variável de manifestações de risco, que acomodam todas as ocorrências identificadas, como mostrado na Tabela 5.1, abaixo.

Os riscos, manifestações de riscos e cenários de ocorrências são mostrados como uma lista, onde ocupam, respectivamente, posições no primeiro, segundo e terceiro níveis da lista. O formato exibido para os cenários de risco na tabela é o mesmo utilizado nas tabelas da seção anterior, com a simplificação de que, em vez de dar o cenário de risco completo, composto por evento, causas e

consequências, apenas o evento junto com o identificador de ocorrência correspondente é dado.

Os riscos e manifestações de risco mostrados na tabela foram obtidos por compilação, extração de características comuns, categorização e agrupamento das causas e consequências dos cenários apresentados nas Tabelas 4.7, 4.10, 4.13, 4.16 e 4.19.

A Tabela 5.1 pode ser considerada como o resultado do exercício de “lições aprendidas” de acordo com a metodologia aqui proposta.

Tabela 5.1 - Riscos, manifestações de risco e cenários inferidos a partir de ocorrências identificadas no Programa Microgravidade.

---

**Alta complexidade da organização da missão**

- **Requisitos de missão de alto nível não definidos corretamente.**
  - M1.D.1 O hardware precisava ser personalizado para cada missão de voo específica
  - M2.D.1 O hardware precisava ser personalizado para cada missão de voo específica
  - M3.D.1 O hardware precisava ser personalizado para cada missão de voo específica
  - M5.D.1 O hardware precisava ser personalizado para cada missão de voo específica
- **Requisitos da interface não definidos corretamente**
  - M5-2.U.1 Encher as câmaras do equipamento de acordo com os requisitos mostrou-se uma tarefa difícil.
  - M3-2.U.4 Encher as 15 câmaras do equipamento de acordo com os requisitos mostrou-se uma tarefa difícil.

**Riscos de gerenciamento - Inclui deficiência de habilidades no gerenciamento de projetos espaciais, informações incorretas ou insuficientes e comunicação deficiente.**

- **Normas automotivas / industriais e regras de projeto aplicadas ao desenvolvimento e fabricação de hardware da plataforma do Programa Microgravidade**
  - M1-1.D.1 A operação dos solenoides do equipamento causou choques com intensidade excessiva.
  - M1-1.M.3 Partes internas apresentaram desmontagem parcial após teste de vibração aleatória.
- **Modelos de hardware de voo não submetidos a testes de verificação.**
  - M2-7.U.2 O fenômeno não pode ser observado por falha no ajuste de contraste das 3 filmadoras (uma filmadora por câmera de reação).
  - M3-2.U.1 As câmaras do experimento 2 exibiram problemas de vazamento.
  - M3-2.U.2 Problemas de vazamento devido à solução de design adotada para alimentar as câmaras.
  - M3-2.U.3 Houve formação de gás nas câmaras de armazenamento.
  - M4.U.2 Presença de certa quantidade de água do mar no interior hermético da plataforma
  - M5-1.U.1 A quantidade total de líquido em algumas das câmaras era menor que o seu volume inicial.

---

continua

Tabela 5.2 - Continuação.

- 
- **Concepção de projeto do experimento não submetida a testes de verificação.**
    - M2-2.U.1 A membrana flexível sofreu modificação de forma sob a ação do pistão, não permitindo que a agulha a alcançasse.
    - M2-2.U.2 A forma semiesférica da membrana aumentou a resistência no mecanismo, parando o movimento do êmbolo.
    - M3-3.M.1 Bobina de resistência elétrica do forno não se deslocava linearmente com o sinal de microgravidade.
  - **Um cronograma da missão muito apertado imposto à execução da missão.**
    - M1-1.M.2 O cronograma para o desenvolvimento do experimento, definido pelo gerente do pacote de trabalho do experimento, excedeu o tempo alocado pelo cronograma da missão, definido pela gerência.
    - M2.M.2: O cronograma para o desenvolvimento do equipamento, definido pelo gerente do pacote de trabalho do equipamento, excedeu o tempo alocado pelo cronograma da missão, definido pela gerência
    - M3.M.2 O cronograma para o desenvolvimento do equipamento, definido pelo gerente do pacote de trabalho do equipamento, excedeu o tempo alocado pelo cronograma da missão, definido pela gerência da missão. Houve atrasos no cronograma de desenvolvimento.
    - M5.M.1 O cronograma para o desenvolvimento do equipamentos, definidos pelos gerentes do pacote de trabalho dos equipamentos, excederam o tempo alocado pelo cronograma da missão, definido pela gerência
    - M5.U.3 O trabalho de integração do módulos de experimentos da plataforma no foguete de sondagem devido a recarga de soluções ou troca de espécimes teve que ser realizado em um curto período de tempo e repetido várias vezes para recarga de soluções ou troca de espécimes.
  - **Impactos devido a características particulares de sistemas, partes ou experimentos.**
    - M1-2.U.1 Necessidade de troca de água constante das planárias.
    - M2-3.U.1 Acelerômetro não inercial tri axial queimou seus canais laterais nos ensaios ambientais e voou sem medidas de arfagem e guinada.
    - M4.M.3 Foram observadas soldas de baixa resistência nos acionadores dos pirotécnicos e algumas estavam soltas.
    - M4-1.M.1 Falha na operação do equipamento GPS, em testes da Fase MAIV.
    - M4.U.3 Transmissor de rádio VHF teve curto circuito em sua antena "beacon". Não houve sinal de localização da plataforma no mar. Marcador de água orientou o resgate.
    - M5.U.2 Durante a campanha de lançamento, a temperatura do módulo de plataforma foi encontrada fora dos limites de especificação, recorrentemente

**Riscos externos - Riscos externos à organização do projeto e, como tal, não estão sob o controle do gerente de projeto.**

- **Dificuldades na aquisição de peças e materiais qualificados para uso espacial.**
  - M1-1.M.1 Dificuldade na aquisição de peças e materiais com qualificação espacial.
  - M2.M.1 Dificuldade na aquisição de peças e materiais com qualificação espacial.
  - M3.M.1 Dificuldade na aquisição de peças e materiais com qualificação espacial.
  - M4.M.2 Dificuldade na aquisição de peças e materiais com qualificação espacial.
  - M5.M.2 Dificuldade na aquisição de peças e materiais com qualificação espacial.
- **O paraquedas da plataforma não abre ou falha a operação de resgate da plataforma.**
  - M1.U.2 A operação de resgate do BUS falhou.
  - M2.U.3 Separação prematura da plataforma..
  - M3.U.3 Queda não controlada da plataforma, sem a atuação do paraquedas.
  - M4.U.2 Houve falha do sistema de localização por "beacon" VHF.

---

continua

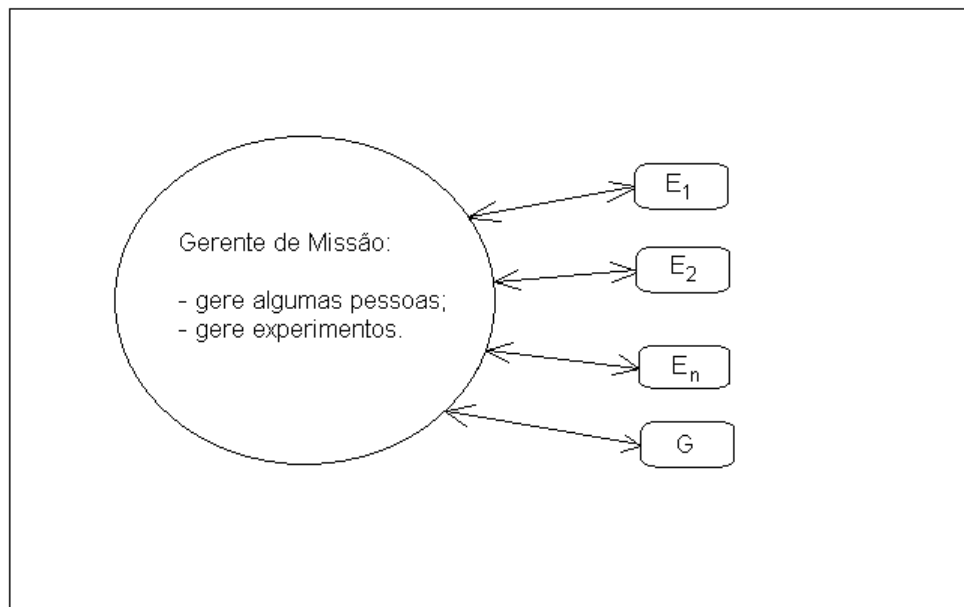


Tabela 5.3 - Conclusão.

- 
- **Perda das informações dos experimentos transmitidos através da telemetria de bordo.**
    - M4.M.1 Os dados de telemetria mostraram ruído excessivo.
    - M4.U.1 A plataforma deixou de transmitir dados de telemetria de bordo e de carga útil após 72s de voo.
  - **As instalações, no campo de lançamento, não exibem condições adequadas.**
    - M1.U.1 As condições do laboratório para experimentos biológicos no campo de lançamento não atendem aos requisitos de instalações espaciais.
    - M2.U.1 As condições do laboratório para experimentos biológicos no campo de lançamento não atendem aos requisitos de instalações espaciais.
    - M2.U.2 Durante a campanha de lançamento, a temperatura do módulo de experimento da plataforma foi encontrada fora dos limites de especificação, recorrentemente.
    - M3.U.1 As condições do laboratório para experimentos biológicos no campo de lançamento não atendem aos requisitos de instalações espaciais.
    - M3.U.2 Durante a campanha de lançamento, a temperatura do módulo de experimento da plataforma foi encontrada fora dos limites de especificação, recorrentemente.
    - M5.U.1 As condições do laboratório no local de lançamento não atendem aos requisitos de instalações espaciais
- 

Complementando a análise, poderíamos avançar e classificar o conjunto de ocorrências quanto à origem das ocorrências, em duas versões. Na primeira, as ocorrências são classificadas quanto à sua origem no âmbito das fases do ciclo de vida da missão. A classificação das ocorrências conforme a fase em que a ocorrência é observada já é dada em um dos campos do identificador de cada ocorrência. Na segunda, as ocorrências são classificadas quanto à sua origem no universo da missão. Assim, são subdivididas entre aquelas manifestamente originadas no âmbito de pacotes de trabalho de experimentos (P), no âmbito do sistema (S), conforme definição dada na Seção 4.1.2, ou, alternativamente, em uma instância externa ao sistema, associada ao veículo (E), ou ao sistema de solo e operações (G), ou seja, originam-se em instâncias sobre as quais o gerente da missão não exerce controle, conforme esquematicamente ilustrado na Figura 5.1. O gerente da missão exerce influência sobre pacotes de trabalho e o sistema. Os eventos externos ao círculo (Figura 5.1), onde a organização passa a ser difusa ou sem interfaceamento, são tratados como riscos (“*hazards*”).

Figura 5.1 - Pacotes de missão.



Fonte: Produção do Autor.

A Tabela 5.2 apresenta a relação geral de ocorrências identificadas no Programa Microgravidade. A coluna à esquerda apresenta a classificação dos eventos, conforme sua origem: se devido a fatores externos (E ou G), de sistema (S) ou particulares a um pacote de trabalho de experimento (P).

Tabela 5.4 - Origem das ocorrências.

<b>1.S</b>	M1.D.1	E: Necessidade de customização do hardware para cada operação específica de voo.	C: Falta de uma solução de projeto de hardware universal.  Cons: Esforços recorrentes de projeto e de fabricação incidentes em todas as operações, com impacto negativo no cronograma, nos custos e na confiabilidade.
<b>2.P</b>	M1-1.D.1	E: A operação dos solenoides do equipamento causou choques com intensidade excessiva.	C: Falta de definição de um padrão de referência espacial para o programa.  C0: Regras de projeto derivadas de normas automotivas/industriais aplicadas diretamente ao desenvolvimento do hardware aeroespacial.  C1: O projeto do hardware foi realizado sob a filosofia de margens de segurança.  Cons1: Maior risco de falha e/ou mau funcionamento do equipamento.  Cons2: Perturbação do ambiente de microgravidade.  Cons3: Diminuição da confiabilidade do equipamento.
<b>3.S</b>	M1-1.M.1	E: Dificuldade na aquisição de partes e materiais com qualificação espacial.	C: Tempo ou alocação de orçamento insuficiente.  Cons: Diminuição da confiabilidade da operação, maior número de não conformidades (o uso de peças e materiais sem qualificação espacial resulta em aumento do risco para a operação).

continua

Tabela 5.2 – Continuação.

<b>4.S</b>	M1-1.M.2	E: O cronograma para o desenvolvimento do equipamento, definido pelo gerente do pacote de trabalho do equipamento, excedeu o tempo alocado pelo cronograma da missão, definido pela gerência.	C: Um cronograma da missão muito exíguo foi definido para a campanha como um todo.  Cons: Diminuição da confiabilidade da missão devido ao desenvolvimento incompleto do projeto.
<b>5.P</b>	M1-1.M.3	E: Partes internas apresentaram desmontagem parcial, após o teste de vibração aleatória.	C0: Ação da garantia de qualidade insuficiente no nível do pacote de trabalho.  C1: Ausência de verificação de projeto.  C2: Falta de definição de uma norma de referência de projeto espacial para o programa.  C3: Normas automotivas/industriais e regras de projeto aplicadas diretamente ao hardware espacial.  C4: O design do hardware foi realizado sob a filosofia de margens de segurança.  C5: Deficiência na concepção mecânica do equipamento.  Cons: Tempo de desenvolvimento adicional.
<b>6.S</b>	M1.U.1	E: As condições do laboratório, no local de lançamento, não atendem os requisitos aplicáveis a instalações espaciais.	C: Organizações patrocinadoras, gerência geral da missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para garantir o cumprimento dos requisitos aplicáveis a instalações necessárias à missão.  Cons: Diminuição da confiabilidade da missão devido à possibilidade de contaminação de equipamentos do experimento.

continua

Tabela 5.2 – Continuação.

<b>7.E</b>	M1.U.2	E: A operação de resgate do BUS falhou.	<p>C: Trajetória inesperada seguida pela plataforma, antes da abertura dos paraquedas (possivelmente devido a condições atmosféricas?).</p> <p>Cons: Perda parcial da missão.</p>
<b>8.S</b>	M1-2.U.1	E - Aberturas constantes do BUS para troca de água do experimento que acondicionava planárias.	<p>C0: Deficiência de coordenação entre a gerência da missão e a gerência do pacote de trabalho na definição de requisitos de missão.</p> <p>C1: O PI do experimento e o gerente do pacote de trabalho do experimento desconheciam a possibilidade de que se poderia efetuar o carregamento do experimento por meio de um acesso tardio.</p> <p>C2: O tempo de adiamento do lançamento foi superior ao tempo máximo de acondicionamento das planárias em água.</p> <p>Cons1: Trabalho extra, além da finalização das atividades diárias de lançamento, que se estendia durante a madrugada.</p> <p>Cons2: Atividade de montar/desmontar o módulo de carga útil para a manutenção do experimento introduz riscos de não-conformidades relativamente ao módulo de carga útil.</p> <p>Cons3: Atividade de montar/desmontar o módulo de carga útil para a manutenção do experimento introduz riscos de safety relativamente a pessoal atuante na missão.</p> <p>Cons4: Diminuição da confiabilidade da missão devido à possibilidade de introdução de não-conformidades durante a campanha de lançamento.</p>

continua

Tabela 5.2 – Continuação.

<b>9.S</b>	M2.D.1	E – A inexistência de requisitos padrões para interfaces determinou a customização do hardware para cada missão.	<p>C0: Insuficiência de coordenação por parte de organizações patrocinadoras, gerenciamento geral de missão e organizações participantes na definição de requisitos para o programa.</p> <p>C1: Falta de uma solução universal de projeto de hardware para o programa.</p> <p>Cons: Esforços recorrentes de projeto e de fabricação incidentes em todas as missões, com impacto negativo no cronograma, nos custos e na confiabilidade.</p>
<b>10.S</b>	M2.M.1	E: Dificuldade na aquisição de peças e materiais com qualificação espacial.	<p>C: Organizações patrocinadoras, gerenciamento geral da missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para aprimorar a confiabilidade da missão, por meio da resolução de deficiências recorrentes de missão.</p> <p>Cons: Diminuição da confiabilidade da missão devido ao uso de peças e materiais sem qualificação espacial.</p>
<b>11.S</b>	M2.M.2	E: O cronograma para o desenvolvimento do equipamento, definido pelo gerente do pacote de trabalho do equipamento, excedeu o tempo alocado pelo cronograma da missão, definido pela gerência.	<p>C0: Organizações patrocinadoras, gerenciamento geral da missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para aprimorar deficiências recorrentes na definição de cronogramas de missão e cronogramas de desenvolvimento de experimentos.</p> <p>C1: Um cronograma da missão muito exíguo foi definido para a campanha como um todo.</p> <p>Cons: Diminuição da confiabilidade da missão devido ao desenvolvimento incompleto do projeto.</p>

continua

Tabela 5.2 – Continuação.

<b>12.G</b>	M2.U.1	E: As condições do laboratório, no local de lançamento, não atendem os requisitos aplicáveis a instalações espaciais.	<p>C: Organizações patrocinadoras, gerenciamento geral da missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para aprimorar a confiabilidade da missão, por meio da resolução de deficiências recorrentes de missão.</p> <p>Cons: Diminuição da confiabilidade da missão devido à possibilidade de contaminação de equipamentos do experimento.</p>
<b>13.G</b>	M2.U.2	E: Durante a campanha de lançamento, a temperatura do módulo de carga útil foi encontrada fora dos limites de especificação, recorrentemente.	<p>C: Organizações patrocinadoras, gerenciamento geral da missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para garantir o cumprimento dos requisitos associados às instalações da missão.</p> <p>Cons1: Tempo de vida de amostra reduzido, que obrigou os equipamentos e as equipes de missão a reabastecerem a solução do experimento a cada dois dias, durante a campanha de lançamento.</p> <p>Cons2: Diminuição da confiabilidade da missão devido, principalmente, à possibilidade de as soluções do experimento estarem fora das especificações (degradadas).</p>

continua

Tabela 5.2 – Continuação.

<b>14.E</b>	M2.U.3	E: Separação prematura da plataforma. Falha do sistema de paraquedas com a queda da plataforma no mar em velocidade notavelmente superior à definida em especificações.	<p>C0: Irregularidade desconhecida na cinta de separação.</p> <p>C1: Quebra do cone de adaptação, que liga estruturalmente a plataforma com o foguete.</p> <p>C2: Separação prematura da plataforma com o foguete.</p> <p>C3: Falha do sistema de paraquedas.</p> <p>Cons: Perda parcial dos experimentos e da missão, pois a plataforma não atingiu a altitude programada, não proporcionou um ambiente de microgravidade controlado e houve perda do hardware dos experimentos.</p>
<b>15.P</b>	M2-2.U.1	E: Não foi feita a verificação de integração e operacional antes da campanha de voo. A membrana flexível sofreu modificação da forma sob a ação do êmbolo, não permitindo que a agulha a alcançasse.	<p>C0: Ação gerencial insuficiente no nível da missão.</p> <p>C1: Ação de gerenciamento insuficiente no nível do pacote de trabalho.</p> <p>C2: Ação de garantia de qualidade insuficiente no nível do pacote de trabalho.</p> <p>C3: Deficiência de projeto, ou de mão-de-obra ou de verificação de projeto.</p> <p>Cons: Diminuição da confiabilidade do equipamento.</p>

continua



Tabela 5.2 – Continuação.

<b>16.P</b>	M2-2.U.2	E: A forma semiesférica da membrana resultou em aumento da resistência do mecanismo, parando o movimento do êmbolo.	<p>C0: Ação gerencial insuficiente no nível da missão.</p> <p>C1: Ação de gerenciamento insuficiente no nível do pacote de trabalho.</p> <p>C2: Ação de garantia de qualidade insuficiente no nível do pacote de trabalho.</p> <p>C3: Deficiência de verificação de projeto e de verificação de fabricação.</p> <p>C4: Deficiência de projeto ou de mão-de-obra.</p> <p>Cons: Diminuição da confiabilidade do equipamento.</p>
<b>17.S</b>	M2-3.U.1	E: Um acelerômetro tri-axial voou com dois canais de medida não operacionais.	<p>C0: Falta de um equipamento de carga útil sobressalente devido, possivelmente, à ausência de definição de uma política do programa para equipamentos sobressalentes.</p> <p>C1: Falta de tempo para a aquisição e substituição do acelerômetro 1.</p> <p>Cons: Não foram medidas as acelerações nos eixos de arfagem e guinada, através do acelerômetro 1.</p>
<b>18.P</b>	M2-7.U.2	E: O fenômeno não pode ser observado por falha no ajuste de contraste das 3 filmadoras (uma filmadora por câmera de reação	<p>C0: Ação gerencial insuficiente no nível da missão.</p> <p>C1: Ação de gerenciamento insuficiente no nível do pacote de trabalho.</p> <p>C2: Ação de garantia de qualidade insuficiente no nível do pacote de trabalho.</p> <p>C3: Deficiência de verificação de projeto e de verificação de fabricação.</p> <p>C4: Deficiência de projeto, ou de mão-de-obra.</p> <p>Cons: Perda parcial ou total do experimento.</p>

continua

Tabela 5.2 – Continuação.

<b>19.S</b>	M3.D.1	E: A inexistência de requisitos padrões para interfaces determinou a customização do hardware para cada missão.	<p>C0: Insuficiência de coordenação por parte de organizações patrocinadoras, gerenciamento geral de missão e organizações participantes na definição de requisitos para o programa. C1: Falta de uma solução universal de projeto de hardware para o programa.</p> <p>Cons: Esforços recorrentes de projeto e de fabricação incidentes em todas as missões, com impacto negativo no cronograma, nos custos e na confiabilidade.</p>
<b>20.S</b>	M3.M.1	E: Dificuldade na aquisição de peças e materiais com qualificação espacial.	<p>C: Organizações patrocinadoras, gerenciamento geral da missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para aprimorar a confiabilidade da missão, por meio da resolução de deficiências recorrentes de missão.</p> <p>Cons: Diminuição da confiabilidade da missão devido ao uso de peças e materiais sem qualificação espacial.</p>
<b>21.S</b>	M3.M.2	E: O cronograma para o desenvolvimento do equipamento, definido pelo gerente do pacote de trabalho do equipamento, excedeu o tempo alocado pelo cronograma da missão, definido pela gerência da missão. Houve atrasos no cronograma de desenvolvimento	<p>C0: Organizações patrocinadoras, gerenciamento geral da missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para aprimorar deficiências recorrentes na definição de cronogramas de missão e cronogramas de desenvolvimento de experimentos. C1: Um cronograma da missão muito exíguo foi definido para a campanha como um todo.</p> <p>Cons: Diminuição da confiabilidade da missão devido ao desenvolvimento incompleto do projeto.</p>

continua

Tabela 5.2 – Continuação.

<b>22.P</b>	M3-3.M.1	E: Bobina de resistência elétrica do forno se movimentava para sua posição final ao se efetuar a inicialização dos sistemas da plataforma.	<p>C0: Deficiência ou ausência de verificações de interfaces, que deveriam realizar-se previamente à reunião de revisão de aceitação (AR).</p> <p>C1: Sinalização elétrica de início de microgravidade, produzida pela plataforma (BUS), encontrava-se com sinal invertido.</p> <p>Cons: A solidificação das amostras ocorreu antecipadamente ao estabelecimento do ambiente de microgravidade.</p>
<b>23.G</b>	M3.U.1	E: As condições do laboratório, no local de lançamento, não atendem os requisitos aplicáveis a instalações espaciais.	<p>C: Organizações patrocinadoras, gerenciamento geral da missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para aprimorar a confiabilidade da missão, por meio da resolução de deficiências recorrentes de missão.</p> <p>Cons: Diminuição da confiabilidade da missão devido à possibilidade de contaminação de equipamentos do experimento.</p>
<b>24.E</b>	M3.U.2	E: Durante a campanha de lançamento, a temperatura do módulo de carga útil foi encontrada fora dos limites de especificação, recorrentemente.	<p>C: Organizações patrocinadoras, gerenciamento geral da missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para garantir o cumprimento dos requisitos associados às instalações da missão.</p> <p>Cons1: Tempo de vida de amostra reduzido, que obrigou os equipamentos e as equipes de missão a reabastecer a solução do experimento a cada dois dias, durante a campanha de missão.</p> <p>Cons2: Diminuição da confiabilidade da missão devido, principalmente, à possibilidade de as soluções do experimento estarem fora das especificações (degradadas).</p>

continua

Tabela 5.2 – Continuação.

<b>25.E</b>	M3.U.3	E: Queda não controlada da plataforma, sem a atuação do paraquedas.	<p>C0; Destruição do paraquedas.</p> <p>C1: Ignição precoce do sistema pirotécnico da tampa do reservatório do paraquedas.</p> <p>C2: A tampa do reservatório do paraquedas voou sem sua manta de proteção térmica.</p> <p>Cons: Perda parcial da missão. Houve êxito somente dos experimentos que dependiam exclusivamente da telemetria de bordo.</p>
<b>26.P</b>	M3-2.U.1	E: As câmaras do experimento 2 exibiram problemas de vazamento.	<p>C0: Ausência de verificação do projeto.</p> <p>C1: Solução de design deficiente para alimentar as câmaras.</p> <p>C3: Uma obra ou uma deficiência de verificação, no nível do pacote de trabalho.</p> <p>Cons1: Confiabilidade diminuída do experimento.</p> <p>Cons2: Risco de contaminar outras experiências.</p>
<b>27.P</b>	M3-2.U.2	E: Problemas de vazamento devido à solução de design adotada para alimentar as câmaras.	
<b>28.P</b>	M3-2.U.3	E: Houve a formação de gás nas câmaras do experimento.	<p>C0: Ausência de verificação do projeto na fase MAIV.</p> <p>C1: Incompatibilidade do material entre o material da câmara (alumínio) e a solução química usada no experimento.</p> <p>Cons1: Confiabilidade diminuída do experimento.</p> <p>Cons2: Perda de líquido afetando o experimento.</p>

continua

Tabela 5.2 – Continuação.

<b>29.P</b>	M3-2.U.4	E: Preencher as 15 câmaras do equipamento de acordo com os requisitos mostrou-se uma tarefa difícil.	C0: Ausência de verificação na fase MAIV. C1: Solução de projeto pouco eficiente e de ergonomia insuficiente para alimentar as câmaras. Cons1: Confiabilidade diminuída do experimento. Cons2: Risco de volume de líquido não conforme com especificações dentro da câmara.
<b>30.S</b>	M4.M.1	E: Os dados de telemetria apresentaram ruído excessivo.	C1: Falha na blindagem elétrica do transponder ou falha no sincronismo do sinal. Cons: Diminuição da confiabilidade na disponibilidade dos dados das experiências, diminuindo assim a confiabilidade da missão como um todo.
<b>31.S</b>	M4.M.2	E: Dificuldade na aquisição de peças e materiais com qualificação espacial.	C: Organizações patrocinadoras, gerenciamento geral da missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para aprimorar a confiabilidade da missão, por meio da solução de deficiências recorrentes de missão.  Cons: Diminuição da confiabilidade da missão devido ao uso de peças e materiais sem qualificação espacial.
<b>32.E</b>	M4.M.3	E: Foram observadas soldas de baixa resistência nos acionadores dos pirotécnicos e algumas estavam soltas..	C: Deficiências de processo, ou de mão-de-obra ou de partes e materiais.  Cons1: Possível operação deficiente do sistema pirotécnico da plataforma.  Cons2: Diminuição da confiabilidade da missão devido a possível falha do sistema pirotécnico da plataforma.
<b>33.P</b>	M4-1.M.1	E: Falha na operação do equipamento GPS, em testes da Fase MAIV.	C0: Falha de mão-de-obra.  C1: Falhas na montagem de componentes SMD do equipamento GPS  Cons: Possível perda do experimento, com diminuição da eficácia da missão.

continua

Tabela 5.2 - Continuação

34.E	M4.U.1	E: A plataforma deixou de transmitir dados de telemetria de bordo e de carga útil após 72s de voo.	<p>C: Insuficiência de ações da gerência da missão, gerência do pacote de trabalho relativo ao experimento e da gestão da qualidade.</p> <p>C1: Uso de partes elétricas sem qualificação espacial.</p> <p>C2: Falha do transponder.</p> <p>Cons1: Perda dos dados relativos ao experimento GPS.</p> <p>Cons2: Diminuição da eficácia da missão.</p>
35.E	M4.U.2	E: Presença de água do mar, em quantidade pequena, no interior hermético da plataforma	<p>C0: Possíveis causas para a falhas dos O’rings incluem: (a) deficiência de projeto; (b) deficiência de processo; (c) deficiência de mão-de-obra; (d) deficiência de partes e materiais.</p> <p>C1: Falha de O’rings de isolamento.</p> <p>Cons1: Possibilidade de pane elétrica da plataforma.</p> <p>Cons2: Possibilidade de perda de dados relativos aos experimentos.</p> <p>Cons3: Possibilidade de dano no hardware dos experimentos.</p>
36.E	M4.U.3	E: Houve falha do sistema de localização por “beacon” VHF.	<p>C: A boia que suportava a antena de transmissão e o transmissor desinflou, resultando em falha do transmissor.</p> <p>Cons: Possibilidade de perda da missão.</p>
37.S	M5.D.1	E –. O hardware precisa ser customizado para cada operação específica de voo. A inexistência de requisitos padrões para interfaces determinou a customização do hardware para cada missão	<p>C0: Insuficiência de coordenação por parte de organizações patrocinadoras, gerenciamento geral de missão e organizações participantes na definição de requisitos para o programa.</p> <p>C1: Falta de uma solução universal de projeto de hardware para o programa.</p> <p>Cons: Esforços recorrentes de projeto e de fabricação incidentes em todas as missões, com impacto negativo no cronograma, nos custos e na confiabilidade.</p>

continua

Tabela 5.2 – Continuação.

<b>38.S</b>	M5.M.1	E: O cronograma para o desenvolvimento do equipamento, definido pelo gerente do pacote de trabalho do equipamento, excedeu o tempo alocado pelo cronograma da missão, definido pela gerência da missão.	<p>C0: Organizações patrocinadoras, gerenciamento geral da missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para aprimorar deficiências recorrentes na definição de cronogramas de missão e cronogramas de desenvolvimento de experimentos.</p> <p>C1: Um cronograma da missão muito exíguo foi definido para a campanha como um todo.</p> <p>Cons: Diminuição da confiabilidade da missão devido ao desenvolvimento incompleto do projeto.</p>
<b>39.S</b>	M5.M.2	E: Dificuldade na aquisição de peças e materiais com qualificação espacial.	<p>C: Organizações patrocinadoras, gerenciamento geral da missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para aprimorar a confiabilidade da missão, por meio da solução de deficiências recorrentes de missão.</p> <p>Cons: Diminuição da confiabilidade da missão devido ao uso de peças e materiais sem qualificação espacial.</p>
<b>40.G</b>	M5.U.1	E: As condições do laboratório, no local de lançamento, não atendem os requisitos aplicáveis a instalações espaciais.	<p>C: Organizações patrocinadoras, gerenciamento geral da missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para aprimorar a confiabilidade da missão, por meio da resolução de deficiências recorrentes de missão.</p> <p>Cons: Diminuição da confiabilidade da missão devido à possibilidade de contaminação de equipamentos do experimento.</p>

continua

Tabela 5.2 – Continuação.

<b>41.G</b>	M5-1.U.2	E: Durante a campanha de lançamento, a temperatura do módulo de carga útil foi encontrada fora dos limites de especificação, recorrentemente.	<p>C: Organizações patrocinadoras, gerenciamento geral de missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para aprimorar a confiabilidade de missão, por meio da solução de deficiências recorrentes em requisitos de missão.</p> <p>C1: Mau funcionamento do sistema de ar condicionado que atende ao módulo de carga útil, na plataforma de lançamento.</p> <p>Cons1: Redução do tempo de vida de amostras, o que obrigou as equipes de missão e de equipamentos a substituírem a solução de experimentos a cada dois dias, durante a campanha de lançamento.</p> <p>Cons2: Redução da confiabilidade de missão, devido, principalmente, à possibilidade de que a solução de experimentos esteja não-conforme com especificações.</p>
<b>42.S</b>	M5.U.3	E: O trabalho de integração de plataforma/foguete de sondagem teve que ser realizado em um curto período de tempo e repetido várias vezes.	<p>C0: Organizações patrocinadoras, gerenciamento geral de missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para melhorar a confiabilidade da missão, por meio da solução de deficiências recorrentes em requisitos de missão.</p> <p>C1: Requisitos relativos ao tempo de vida das soluções dos experimentos e sua degradação com a temperatura.</p> <p>Cons1: Confiabilidade diminuída do experimento.</p> <p>Cons2: Grande pressão sobre a equipe do pacote de trabalho.</p>

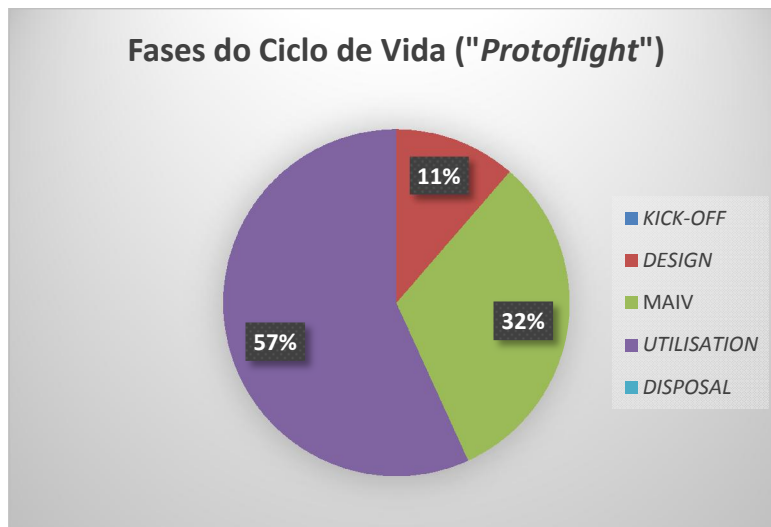
continua



Tabela 5.2 - Conclusão.

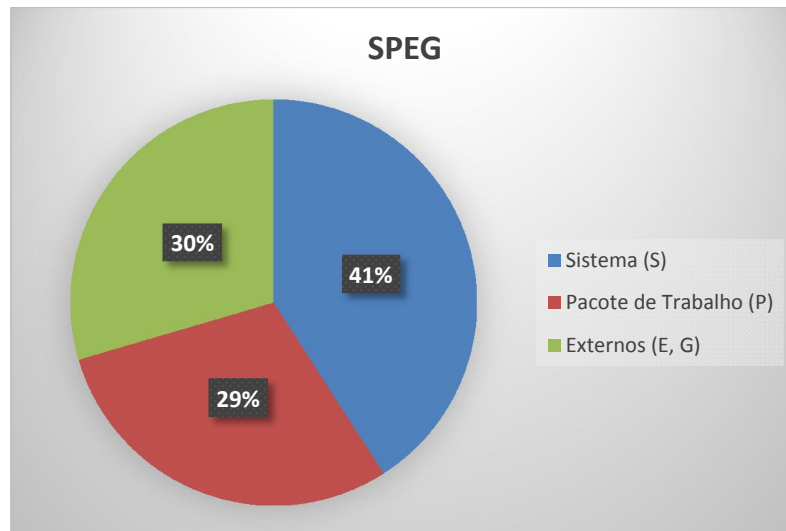
43.P	M5-1.U.1	E: A quantidade total de líquido aferida em algumas câmaras foi inferior a seu volume inicial.	<p>C0: Ausência de verificação na fase MAIV.</p> <p>C1: Uma não conformidade de projeto ou de fabricação.</p> <p>Cons: Confiabilidade diminuída do experimento.</p>
44.P	M5-2.U.1	E: Encher as câmaras do equipamento de acordo com os requisitos mostrou-se uma tarefa difícil.	<p>C0: Ausência de verificação na fase MAIV.</p> <p>C1: Solução de projeto pouco eficiente e de baixa ergonomia para alimentar as câmaras.</p> <p>Cons1: Confiabilidade diminuída do experimento.</p> <p>Cons2: Risco de volume de líquido não conforme com especificações dentro da câmara.</p>

Figura 5.2 – Percentuais de ocorrências quanto as fases do ciclo de vida.



Fonte: Produção do Autor.

Figura 5.3 – Percentuais de ocorrências quanto ao tipo de ocorrência (S, P ou EG).



Fonte: Produção do Autor.

As Figuras 5.2 e 5.3 apresentam os resultados das classificações indicadas acima.

Conforme a Figura 5.2, com percentuais de ocorrências quanto a fases do ciclo de vida, observa-se que o Programa Microgravidade conta com número significativo de ocorrências na fase de utilização. Em princípio, estas ocorrências deveriam ser identificadas e sanadas ainda nas fases iniciais do ciclo de vida. Aparentemente, a utilização de um ciclo de vida do tipo “*protoflight*” não tem motivado a aplicação do conceito de verificação, mandatória, no âmbito da engenharia de sistemas, para uma mudança de fase.

Quanto à incidência de ocorrências relativamente ao universo da missão, observa-se, a partir da Figura 5.2, que elas distribuem-se quase que uniformemente entre sistema, pacotes de trabalho de experimentos e ocorrências externas, com algum viés para sistema. Porém, somando-se os dois primeiros percentuais, observa-se a necessidade de incremento de formalização das atividades e gerência de sistemas.

## 6 CONTRIBUIÇÃO PARA O GERENCIAMENTO DE RISCOS DE FUTURAS MISSÕES

A proposta central do presente trabalho é a de desenvolver um exercício de “*lições aprendidas*”, através do levantamento de ocorrências e correspondentes causas-raiz e consequências, de modo que se possa identificar possíveis riscos a projetos e/ou missões similares, que pertençam, tipicamente, a um programa.

Conforme a metodologia proposta, uma vez levantado o conjunto de cenários de ocorrências, procede-se à sua classificação como sendo derivados ou não de riscos, sendo a primeira categoria, então, traduzida em declarações de risco, e a segunda em recomendações de “*lições aprendidas*”.

Nesta seção, estabeleceremos as listas das declarações de risco correspondentes às *manifestações de risco* mostradas na Tabela 5.1, na seção anterior.

Fazemos uso da estrutura de *declaração de risco* preconizada pela NASA (2011), que possui a seguinte estrutura:

*Dado que [CONDIÇÃO], existe a possibilidade de [ALGUMA OCORRÊNCIA] impactar negativamente [ELEMENTO DO SISTEMA], levando a [CONSEQUÊNCIA].*

A coluna da direita da Tabela 6.1, abaixo, apresenta as declarações de risco formatadas no padrão acima, enquanto que a coluna da esquerda lista o conjunto de identificadores correspondentes às ocorrências de “*lições aprendidas*” que dão suporte à declaração de risco exibida.

Tabela 6.1 - Declarações de risco provenientes do exercício de “lições aprendidas”.

Evidências de “Lições Aprendidas”	Descrição de Risco
<p>M1.D.1 M2-2.D.1 M3-3.M.1</p>	<p>Dado que [requisitos de interface e de alto nível poderão não estar adequadamente definidos], há a possibilidade de [deficiências no projeto e na integração da interface plataforma/foguete de sondagem], impactando negativamente [equipamentos de missão ou o sistema de missão], o que pode resultar em [perda do experimento ou mesmo da missão].</p>
<p>M1-1.D.1 M1-1.M.3</p>	<p>Dado que [padrões automotivos/industriais e correspondentes regras de projeto podem vir a ser aplicados ao desenvolvimento e fabricação do hardware de experimentos], há a possibilidade de [deficiências no projeto, na fabricação e nos testes de experimentos], impactando negativamente [equipamentos de missão ou o sistema de missão], o que pode resultar em [perda do experimento ou mesmo da missão].</p>
<p>M2-7.U.2 M3-2.U.1 M3-2.U.3 M5-1.U.1 M5-1.U.3</p>	<p>Dado que [o hardware de voo poderá não ter sido submetidos a testes de verificação], existe a possibilidade de [falha do equipamento durante a campanha de voo], podendo afetar negativamente [o equipamento ou o sistema de missão], o que pode resultar em [perda do experimento ou até da missão].</p>
<p>M2-2.U.1 M2-2.U.2 M3-2.U.2 M3-2.U.4 M5-2.U.1</p>	<p>Dado que [a concepção do projeto do equipamento pode não vir a ser submetida a testes de verificação], há a possibilidade de [falha de equipamento durante a campanha de voo], afetando negativamente [equipamentos de missão ou o sistema de missão], o que pode resultar em [perda do experimento ou mesmo da missão].</p>
<p>M1-1.M.2 M2.M.2 M5.M.1</p>	<p>Dado que [um cronograma principal muito exíguo poderá ser imposto à execução da missão], existe a possibilidade de [atrasos ou um encurtamento imprevisto do ciclo de vida do projeto], impactando negativamente a [confiabilidade da missão], o que pode resultar em [perda do experimento ou mesmo de missões].</p>

continua

Tabela 6.1 – Conclusão.

M1-1.M.1 M2.M.1 M3.M.1 M4.M.2 M5.M.2	Dado que <b>[poderá haver dificuldades na aquisição de peças e materiais de qualificação espacial]</b> , existe a possibilidade de <b>[falha inicial do equipamento de voo]</b> , afetando <b>negativamente [equipamentos de missão ou o sistema de missão]</b> , o que pode resultar em <b>[perda do experimento ou mesmo de missões]</b> .
M1.U.2 ak M2.U.3 ak M3.U.3 ak	Dado que <b>[o paraquedas da plataforma poderá não abrir ou que a operação de resgate da plataforma poderá falhar]</b> , existe a possibilidade da <b>[perda do hardware de voo]</b> , afetando negativamente a <b>[disponibilidade de dados do experimento]</b> , o que pode resultar em <b>[perda de missão]</b> .
M4.M.1 ak	Dado que <b>[poderá haver uma falha na telemetria de bordo]</b> , existe a possibilidade de <b>[perda de informações de experimentos]</b> , impactando negativamente <b>[a disponibilidade de dados experimentais]</b> , o que pode resultar em <b>[perda de missão]</b> .
M1.U.1 ak M2.U.1 ak M3.U.1 ak M5.U.1 ak	Dado que <b>[as instalações, no local de lançamento, poderão não exibir condições adequadas]</b> , existe a possibilidade de <b>[efeitos adversos no cronograma, no custo, na qualidade e na confiabilidade do projeto]</b> , impactando negativamente <b>[equipamentos de missão ou o sistema de missão]</b> , o que pode resultar em <b>[perda do experimento ou da missão]</b> .

A lista de declarações de risco apresentada na Tabela 6.1 representa o principal resultado do presente trabalho. A essência da metodologia proposta neste trabalho é que essa lista seja usada como uma entrada para o processo de gerenciamento de risco de futuras missões.

Pode-se argumentar que alguns dos riscos listados aqui seriam, em princípio, considerados como falhas ou problemas não vinculados à manifestação de um risco, como discutido anteriormente na Seção 3. Como tal, a ação mais efetiva relacionada a eles seria a emissão de uma recomendação para corrigir ou melhorar uma dada situação que ocorreu em uma instância anterior da missão. Para ser mais específico, consideremos, como exemplo, a quarta declaração de risco na Tabela 6.1, que diz:

*Dado que [a concepção do projeto do equipamento pode não vir a ser submetida a testes de verificação], há a possibilidade de [falha de equipamento durante a campanha de voo], afetando negativamente [equipamentos de missão ou o sistema de missão], o que pode resultar em [perda do experimento ou mesmo da missão].*

Como em um projeto espacial é obrigatório que a concepção do projeto seja submetida a testes de verificação, parece que uma recomendação prescrevendo um aprimoramento da supervisão da garantia de qualidade seria suficiente para superar essa deficiência. Isso é verdade, em princípio, para projetos que têm um limite bem definido e governança, como os projetos realizados dentro de uma única instituição. Em projetos com uma grande interface interorganizacional, com organizações geograficamente dispersas, que eventualmente exibem baixa experiência no exercício do ciclo de vida de projetos espaciais, conforme o caso considerado neste artigo, não é evidente que tal abordagem produzirá os resultados esperados. Em tais situações, até mesmo o estabelecimento de um sistema de qualidade, que permeie todos os ambientes em que o projeto evolui, não é uma tarefa necessariamente simples. O mesmo vale para a gerência, pois embora haja um gerente designado para cada pacote de trabalho, também não será fácil garantir que todos os gerentes tenham as habilidades necessárias para conduzir o escopo a seu critério e que a comunicação com a gerência de missão seja eficaz. Em tais missões ou projetos, que podem ser caracterizadas como tendo uma estrutura de gerenciamento com deficiências de definição, é nossa avaliação que a abordagem proposta, neste trabalho, possa apresentar eficácia superior.

## 7 CONCLUSÕES E CONSIDERAÇÕES FINAIS

Nesta dissertação, uma nova abordagem para transmitir o conhecimento advindo de “lições aprendidas” referentes a missões passadas, com algum grau de similaridade entre si, para missões atuais e futuras é proposta.

A principal linha de argumentação em prol da abordagem proposta buscou promover as ideias de (a) formalização de processos de “lições aprendidas” e (b) o uso de um mecanismo formal para tornar obrigatória a aplicação do conhecimento derivado de “lições aprendidas” em missões atuais ou futuras.

No que se refere à formalização do processo de “lições aprendidas”, a introdução do conceito de ocorrência, exibindo uma estrutura com os elementos *evento*, *causas* e *consequências*, conforme definido na Seção 3, proposta esta que se inspirou no tratamento dado a riscos (“*hazards*”) no padrão ECSS (RISK MANAGEMENT, 2008a), pode ser considerada como a contribuição de maior relevo. Esta estrutura conceitual para a análise de “lições aprendidas”, quando suplementada pela definição de um identificador para referenciar lições individuais, permite uma maneira objetiva de organizar o conhecimento acumulado em uma base de dados, com aplicabilidade indiscutível.

No que diz respeito ao mecanismo para tornar obrigatória a aplicação do conhecimento derivado de “lições aprendidas”, este é melhor descrito quando comparado com a abordagem convencional.

A abordagem apresentada neste artigo preconiza o uso de parte dos resultados de “lições aprendidas” de missões anteriores como eventos de risco a serem obrigatoriamente considerados em missões correntes. Ou seja, na abordagem proposta, as “lições aprendidas” de projetos/missões anteriores devem ser formalmente consideradas em novos projetos/missões.

Na abordagem convencional, contrariamente, o uso do conhecimento derivado de “lições aprendidas” na forma de *recomendações* depende do julgamento das instâncias de gestão ou das equipes responsáveis pela implementação dos

processos que têm como uma de suas entradas formais as referidas informações de “lições aprendidas”. Assim, a lógica de uso do conhecimento de “lições aprendidas” na abordagem convencional não cria um caminho obrigatório para a consideração do conhecimento das “lições aprendidas” ao longo da execução do projeto.

Finalmente, notamos que esta abordagem é bem adequada para missões pertencentes a um programa, que compartilham características comuns, como o exemplo considerado neste trabalho, embora possa ser estendido diretamente a programas com outras características.

Consideramos que trabalho futuro nesta linha poderá ocupar-se dos aspectos positivos de “lições aprendidas”, ou seja, como fazer uso do conhecimento de “lições aprendidas” que se traduz em oportunidades.

Finalizando este trabalho, um histórico para registro do PROGRAMA MICROGRAVIDADE da AEB fará parte do apêndice desta dissertação levando em consideração os voos suborbitais e orbital do programa.



## REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- ASSOCIAÇÃO BRASILEIRA DE NORMAS TÉCNICAS. **NBR ISO 17666:** sistemas espaciais. gerenciamento de risco. Rio de Janeiro, 2012.
- AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA - AEB. **1º Workshop brasileiro sobre microgravidade.** São José dos Campos: Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, 1999.
- AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA - AEB. **Projeto microgravidade:** 1º Anúncio de Oportunidades (AO): resultados finais. Brasília: Ministério da Ciência, Tecnologia e Inovação, 2003.
- AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA - AEB. **Programa Nacional de Atividades Espaciais:** PNAE: 2012 - 2021. Brasília: Ministério da Ciência, Tecnologia e Inovação, 2012.
- AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA - AEB. **Tecnologias críticas.** Brasília: AEB, 2018.
- AN, C. Y.; BOSCHETTI, C.; RIBEIRO, M. F.; RAFAEL, T. C.; FILIPE, F. E.; BANDEIRA, I. N. Performance of a solidification furnace developed for sounding rockets. **Microgravity Science and Technology**, v.23, p.427–432, 2011. DOI 10.1007/s12217-011-9263-8.
- AN, C. Y.; TOLEDO, R. C.; BOSCHETTI, C.; RIBEIRO, M. F.; BANDEIRA, I. N. Solidification of lead tin and lead telluride eutectic alloys in microgravity. **Microgravity Science and Technology**, v.25, p.267–273, 2013. DOI 10.1007/s12217-013-9348-7.
- ATK THIOKOL. **ATK space propulsion products catalog.** Odgen, Utah: ATK, 2008.
- BAAZ, A.; HOLMBERG, L.; NILSSON, A.; OLSSON, H. H.; SANDBERG, A. Appreciating lessons learned. **IEEE Software**, v.27, n.4, p.72-79, 2010. Disponível em: [https://www.researchgate.net/publication/220091934\\_Appreciating\\_Lessons\\_Learned](https://www.researchgate.net/publication/220091934_Appreciating_Lessons_Learned). Acesso em: 12 fev. 2019.
- BANDEIRA, I. N. **Pesquisas em Microgravidade.** São José dos Campos: LAS/INPE, 2006.

BANDEIRA, I. N.; BOGOSIAN, O. L.; CORRÊA JÚNIOR, F. A. Centenary Mission - First Brazilian microgravity experiments at ISS. **Microgravity, Science and Technology**, v. 19, p.42-48, 2007.

BELINGHERI, M. **ESA Bulletin 107**. 2001. Disponível em: [www.esa.int/esapub/bulletin/bullet107/bul107\\_4.pdf](http://www.esa.int/esapub/bulletin/bullet107/bul107_4.pdf). Acesso em: 10 nov. 2018.

BERNSTEIN, P. L. **Against the goods**: the remarkable story of risk. New York: John Wiley and Sons, 1996.

CASSANTO, V. A.; LOBÃO, D. C. Microgravity efforts in the brazilian universities - space shuttle flight STS-95 and the VS-30 brazilian rocket flight. In: CONGRESSO DE ENGENHARIA MECÂNICA - COBEM, 15., 1999, Águas de Lindóia, SP. **Anais...** 1999.

CEGLIA, E. **European user's guide to low gravity platforms**. Paris: ESA, 2005.

CLÉMENT, G.; BUCKLEY, A. **Space gravity**. New York: Springer, 2009.

CLÉMENT, G.; SLENZKA, K. **Fundamentals of space biology**. New York: Springer, 2006.

CORRÊA JUNIOR., F. A.;MORAES JUNIOR, P. Experimentos científicos e tecnológicos em ambiente de baixa gravidade. In: CONGRESSO DE ENGENHARIA MECÂNICA - COBEM, 15., Águas de Lindóia, SP. **Anais...** 1999.

CORRÊA JUNIOR, F. A.; MUSSI, R. N.; HUMANN, M. C.; CALDERAN, L. L.; BANDEIRA, I. N. Brazilian microgravity program: challenges and perspectives. SANDEFJORD. In: ESA SYMPOSIUM ON EUROPEAN ROCKET AND BALLOON PROGRAMMES AND RELATED RESEARCH, 17., 2005 Norway. **Proceedings...** 2005..

CORRÊA JÚNIOR, F. A.; PERONDI, L. F.; CHAGAS JÚNIOR., M. F.; LA NEVE, A.; ANSCHAU, Y. An approach for the practice of risk mitigation in microgravity experiments. **International Journal of Aerospace Engineering**. Feb., 2019. Submetido.

DAIMLER-BENZ AEROSPACE AG - DASA. **Microgravity sounding rocket missions**: a user's guide to the sounding rocket program. Munique: DASA, 1995.

DEUTSCHES ZENTRUM FÜR LUFT- UND RAUMFAHRT E.V. (DLR). **40 jahre deutsch-brasilianische zusammenarbeit in der luft- und raumfahrt in der hermholtz-gemeinschaft.** Köln: Deutsches Zentrum Für Luft- Und Raumfahrt E.V. (DLR), 2011.

DOLINSKY, M. M. **Memória da operação Pirapema-Cumã.** São José dos Campos: Instituto de Aeronáutica e Espaço, 2003.

DOLINSKY, M. M.; PALMERIO, A. F.; MORAES JUNIOR., P.; YAMANAKA, S. S.; CORRÊA JUNIOR., F. A. **The brazilian sounding rockets as microgravity providers.** São José dos Campos: INPE, 1999.

EUROPEAN COOPERATION FOR SPACE STANDARDIZATION - ECSS. **Space engineering:** verification. ECSS-E-10-02A. Noordwijk, Netherlands: ESA, 1998.

EUROPEAN COOPERATION FOR SPACE STANDARDIZATION. **Risk management.** Noordwijk, Netherlands, 2008.

EUROPEAN COOPERATION FOR SPACE STANDARDIZATION - ECSS. **Space project management:** project planning and implementation. Noordwijk, Netherlands: ESA, 2009.

EUROPEAN COOPERATION FOR SPACE STANDARDIZATION. **Space engineering:** verification guidelines. Noordwijk. Netherlands: ESA-ESTEC, 2010.

ELSTAK, J. **A comparative analysis of project management and systems engineering techniques in Cubesat projects.** Thesis (Master) - Delft University of Technology, Netherlands, 2007.

ELSTAK, J.; AMINI, R.; HAMANN, R. J. Comparative analysis of project management and systems engineering techniques in cubesat projects. In: INCOSE INTERNATIONAL SYMPOSIUM, 19., 2009. Singapore. **Proceedings...** 2009.

EUROPEAN SPACE AGENCY - ESA. **ESA user guide to low gravity platforms.** Brussels: ESA Headquarters, 2014.

EUROPEAN SPACE AGENCY-EUROPEAN SPACE RESEARCH AND TECHNOLOGY CENTRE. **Space project management** - risk management. Noordwijk, ECSS Secretariat, 2008.

EUROPEAN COOPERATION FOR SPACE STANDARDIZATION - ECSS. **Space project management:** project planning and implementation. Noordwijk, The Netherlands: ESA-ESTEC, 2009.

HARLAND, D. **Mir and its objectives**. Space Mission Observing. Disponível em: <https://www.satobs.org/mir.html>. Acesso em: 19 fev. 2001.

HOUAISS. **Grande dicionário Houaiss**. Disponível em: <http://houaiss.uol.com.br>. Acesso em: 13 dez. 2018.

INSTITUTO DE AERONÁUTICA E ESPAÇO - IAE. **VSB\_30 V04 cronologia de 4\_19\_07\_2007 (operação Cumã II)**. Alcântara: IAE, 2007.

INSTITUTO DE AERONÁUTICA E ESPAÇO - IAE. **Resumo da análise de voo do VSB-30 V04**. (Operação Cumã II). São José dos Campos: IAE, 2008.

INTERNATIONAL COUNCIL ON SYSTEMS ENGINEERING. **System engineering handbook: a guide for system life cycle processes and activities**. 4.ed. San Diego, CA, USA: John Wiley and Sons, 2003. INCOSE-TP-2003-002-04.

INTERNATIONAL ORGANIZATION FOR STANDARDIZATION. **Risk management: principles and guidelines**. Genebra, 2010.

JULES, K. **Working in microgravity environment: a primer**. In: ANNUAL MICROGRAVITY ENVIRONMENT INTERPRETATION, 4., 2001, Cleveland, OHIO, USA. **Proceedings...** 2001.

JUNG, W.; TURNER, J.; TURNER, P.; HÖRSCHGEN, M.; MARKGRAF, M.; MONTENBRUCK, O.; ETTL, J. **Cumã flight preparation: mission performance, and failure analysis report**. São José dos Campos: CTA, 2003.

KERZNER, H. **Project management: a systems approach to planning, scheduling and controlling**. Hoboken: Wiley, 2003.

KERZNER, H. **Gestão de projetos: as melhores práticas**. 3.ed. Porto Alegre: Bookman, 2016.

LA NEVE, A.; LUCARINI, A. C. **ICECE'2000**. Pesquisas de biotecnologia em microgravidade no curso de graduação de engenharia química da FEI. Disponível em: <http://copec.eu/congresses/icece2000/>. Acesso em: 04 abr. 2019.

LA NEVE, A.; BELLODI, M.; MELO, M. A.; FERREIRA, M.; CASTRO, R. H.; PEREIRA, A. N.; ORTEGA, F. D. Caden device development and analysis of the microgravity effects on the carbon nanotubes films properties. In: ESA SYMPOSIUM ON EUROPEAN ROCKET AND BALLOON PROGRAMMES AND RELATED RESEARCH, 2011, HYÈRE, FRANCE. **Proceedings...** ESA, 2011.

LA NEVE, A.; BELLODI, M.; MELO, M. A.; PEREIRA, A. N.; LUCARINI, A. C. DMLM III device development for enzymes biochemical reactions in microgravity. In: ESA SYMPOSIUM ON EUROPEAN ROCKET AND BALLOON PROGRAMMES AND RELATED RESEARCH, 20., 2011, Hyère, France.

**Proceedings...** ESA, 2011.

LARSON, W. J.; APGAR, H.; BEARDEN, D. A.; BELL, R.; BERGET, R. T.; BLAKE, J. B.; ZAFRAN, S. **Space mission analysis and design**. Disponível em: [https://the-eye.eu/public/WorldTracker.org/Space/Space%20Engineering/Space\\_Mission\\_Analysis\\_and\\_Design.pdf](https://the-eye.eu/public/WorldTracker.org/Space/Space%20Engineering/Space_Mission_Analysis_and_Design.pdf). Acesso em: 11 nov. 2018.

LEKAN, J. **Microgravity research in NASA ground-based facilities**.

Disponível em:

<https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19890005676.pdf> .

Acesso em: 05 jun. 2018.

MONTI, R. **Physics of fluids in microgravity**. Boca Raton, Florida: CRC Press, 2002.

NATIONAL AERONAUTICAL AND SPACE ADMINISTRATION. **Microgravity: a teacher's guide with activities in science, mathematics, and technology**. Washington, DC: NASA, 1997.

NATIONAL AERONAUTICAL AND SPACE ADMINISTRATION. **Lessons learned from challenger**. Washington, DC: Office of Safety, Reliability, Maintainability and Quality Assurance, 1998.

NATIONAL AERONAUTICAL AND SPACE ADMINISTRATION. **Exploration systems mission directorate, exploration systems risk management plan**. Washington DC: NASA, 2007.

NATIONAL AERONAUTICAL AND SPACE ADMINISTRATION. **NASA -**

**Parabolic maneuvers**: read about it. Disponível em:

<https://www.nasa.gov/audience/forstudents/postsecondary/features/parabolic-maneuvers.html> Acesso em: 23 Oct. 2009.

NATIONAL AERONAUTICAL AND SPACE ADMINISTRATION. **Risk-informed decision-making handbook**. Washington DC: NASA, 2010. NASA/SP-2010-576.

NATIONAL AERONAUTICAL AND SPACE ADMINISTRATION. **Office of safety and mission assurance, NASA risk management handbook**.

WASHINGTON DC: NASA, 2011.

NATIONAL AERONAUTICAL AND SPACE ADMINISTRATION. **Fault management handbook**. Washington DC: NASA, 2012.

NATIONAL AERONAUTICAL AND SPACE ADMINISTRATION. **NASA Space Flight Program and Project Management Handbook**. Washington DC: NASA, 2014. NASA/SP-2014-3705.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. **NASA'S microgravity research program**: annual report. Disponível em: [https://www.nasa.gov/pdf/185056main\\_UG\\_Annual\\_Report\\_99.pdf](https://www.nasa.gov/pdf/185056main_UG_Annual_Report_99.pdf). Acesso em: 07 jun. 2018.

NATIONAL AERONAUTICAL AND SPACE ADMINISTRATION. **NASA-only lessons learned resources**: appel knowledges services. Disponível em: <https://appel.nasa.gov/lessons-learned/nasa-only-lessons-learned-resources/>. Acesso em: 25 jan. 2018b.

NEWMAN, J. S. Failure space: a system engineering look at 50 space system failure. **Acta Astronautica**, v.48, p.5-12, 2001.

NORTH ATLANTIC TREATY ORGANIZATION. **Joint analysis and lessons learned centre, the NATO lessons learned handbook**. 3.ed. Brussels: NATO, 2016.

NOVESPACE. **Parabolic flight campaign with a300 zero g. user's manual**. 5.ed. Disponível em: [http://www.novespace.com/VEnglish/Microgravity\\_a/man\\_vola/flightUserManual.htm](http://www.novespace.com/VEnglish/Microgravity_a/man_vola/flightUserManual.htm). Acesso em: 29 jul. 2015.

O'CONNOR, B. **Failures, mishaps and root cause analysis, leadership vits meeting**: office of safety and mission assurance. Disponível em: <https://sma.nasa.gov/docs/default-source/safety-messages/safetymessage-2005-08-01-hurricanekatrina-vits.pdf?sfvrsn=4>. Acesso em: 04 fev. 2019.

OXFORD DICTIONARY. **Oxford dictionary**. Disponível em: <https://www.oxfordlearnersdictionaries.com>.

PEREIRA, J. C. **Análise de dados quantitativos**: estratégias metodológicas para as ciências de saúde, humanas e sociais . São Paulo: Universidade de São Paulo, 1999.

PHYS ORG. **FOTON-M3 Experiments return to Earth**. Disponível em: <https://phys.org/news/2007-09-foton-m3-earth.html>. Acesso em: 26 set. 2007,

PROJECT MANAGEMENT INSTITUTE. **um guia do conhecimento em gerenciamento de projetos (guia PMBOK®)**. 6.ed. São Paulo: Saraiva, 2017.

PREYSSL, C.; ATKINS, R.; DEAK, T. **Risk management at ESA**. Disponível em: <http://www.esa.int/esapub/bulletin/bullet97/preyssl.pdf>. Acesso em: 24 fev. 2019.

ROCHA-LONA, L.; GARZA-REYES, J. A.; KUMAR, V. **Building quality management systems**: selecting the right methods and tools. Boca Raton (FL): CRC Press, 2013.

ROWE, S. F.; SIKES, S. Lessons learned: taking it to the next level. In: GLOBAL CONGRESS, 2006. **Proceedings...** Seattle, WA: Project Management Institute, 2006.

SEIBERT, G. **A world without gravity**: research in space for health and industrial processes. Disponível em: <http://www.esa.int/esapub/sp/sp1251/sp1251web.pdf>. Acesso em: 16 maio 2018.

SHENHAR, A. J. One size does not fit all projects: exploring classical contingency domains. **Management Science**, v.47, n.3, p.337-491, 2001.

SHENHAR, A. J.; DVIR, D. **Reinventando gerenciamento de projetos: a abordagem diamante ao crescimento e inovação bem-sucedidos**. São Paulo: M. Books, 2010.

SHENHAR, A. J.; DVIR, D. **How projects differ, and what to do about it, the wiley guide to managing projects**. New York: John Wiley and Sons, 2004.

UHRAN, M. L. **Microgravity-related patent history**. 2012. Disponível em: <http://www.iss-casis.org/portals/0/docs/2012%20patent%20history.pdf>. Acesso em: 18 mar. 2019.

WESTLAND, J. **What is project risk and why should you care**. 2015. Disponível em: <https://www.projectmanager.com/blog/what-is-project-risk-and-why-should-you-care>. Acesso em: 14 fev. 2019.

YASSUDA, I.; PERONDI, L. F. Estudo comparativo entre a gestão de projetos no setor espacial conforme o padrão ECSS e projetos realizados pelo INPE. In: WORKSHOP EM ENGENHARIA E TECNOLOGIA ESPACIAIS (WETE), 2010, São José dos Campos, SP. **Anais...** São José dos Campos: INPE, 2010.

## GLOSSÁRIO

- “Booster”** Geralmente são unidade(s) de motor(es) sólido(s) adicionado(s) em uma disposição em tandem ou em cluster, para melhorar o desempenho do foguete, contribuindo de forma autônoma para o aumento da energia total da propulsão de um foguete. Quando conta com um sistema de alto grau de complexidade e de integração, em geral passa a ser considerado como um dos estágios do foguete.
- Codificador PCM** Codificador, é o equipamento responsável por realizar a aquisição dos dados de bordo do veículo e codificá-los em uma sequência de pulsos, ou em uma modulação por código de pulso (PCM).
- “G-jitters”** Segundo Nelson (1994) são fontes de acelerações residuais provenientes de: a) forças quase-estáticas (i.e.: zonas gravitacionais – “tidal acceleration”; arrasto aerodinâmico; aceleração de Euler; aceleração de Coriolis; e, vento solar); b) Distúrbios oscilatórios (i.e.: vibração estrutural; atividades da tripulação; operação do maquinário e de equipamentos; e, circuitos de reciclagem e de rejeito de gases e fluidos); c) distúrbios transientes (i.e.: manobras do veículo no espaço e movimento da tripulação). Estas fontes de aceleração residuais poluem o ambiente de microgravidade.
- H0**  
(Agá zero) Tempo de referência em uma contagem regressiva de lançamento onde ocorre a ignição do motor do estágio inicial do foguete na rampa de lançamento.
- Referência interna ao veículo do tempo de missão obtido pela



abertura de um “jump” no conector elétrico do umbilical do foguete. Esta definição possui uma pequena defasagem de tempo em relação à primeira definição dada pois, a força para abrir o conector elétrico do umbilical é gerada pelo início do deslocamento do foguete pelo trilho da rampa de lançamento.

## **APÊNDICE A – ANÁLISE DOS EXPERIMENTOS**

### **A.1 Operação Lençóis Maranhenses**

#### A.1.1 Análise dos experimentos:

A Tabela A.1 e os subitens A.1.1.1, A.1.1.2, A.1.1.3 e A.1.1.4 a seguir descrevem ocorrências e recomendações coletadas com relação à operação de lançamento, ao campo e aos experimentos, expressos na Tabela A.2.

Tabela A.1 – Descrição das ocorrências observadas na Operação Lençóis Maranhenses.

Identificação do Experimento			Categorização de falhas segundo a estrutura da Figura 2									
Nº	Título do Experimento	Instituição / Pesquisador Principal	Voo: Sucesso(S)/ Sucesso Parcial (SP)/ Fracasso (F)	Indicação de falha com base na EDT (EXPERIMENTOS)								
				EQUIPTO	INTFC	AMBE	SOLO	REC	AMBV	RH	S, SP ou F	OBSERVAÇÕES:
1	Desenvolvimento do dispositivo DMLM e análise da ação da invertase presente em células de <i>Saccharomyces cerevisiae</i> .	Centro Universitário da FEI (UNIFEI) - Dr. Alessandro La Neve	(F) Alcançado ambiente de microgravidade. Hardware não recuperado	OK	OK	OK	N/A	NO	NO	OK	F	- Foi efetuado um modelo de engenharia inadequado para o ambiente de voo. Houve ensaio parabólico com o modelo de engenharia, porém sem sucesso pois houve um pane com a filmadora que monitorava a operação do hardware. Elevada temperatura no cockpit da aeronave Tucano. - Necessidades dos sinais de <i>lift-off</i> e de microgravidade. - Experimento sem telemetria. - Laboratórios inapropriados.
2	Caracterização das alterações teciduais em planárias ( <i>Dugesia tigrina</i> ) submetidas a ambiente de microgravidade.	Universidade do Vale do Paraíba (UNIVAP) - Profa. Nádia M. R. de Campos Velho	(F) Alcançado ambiente de microgravidade. Hardware não recuperado	OK	NO	OK	N/A	NO	NO	OK	F	- O hardware consistia de uma caixa com tampa contendo 12 tubos plásticos com tampa de rosca. - Sem interfaces elétricas nem necessidade de receber sinais de <i>lift-off</i> ou de microgravidade. - Experimento sem telemetria. - Laboratórios inapropriados - Necessidade constante de troca de água.

**Legenda:** N/A – Não aplicável; EXP – Desenvolvimento do experimento (HW, SW ou conceitual); INTFC – Interface do experimento com o veículo, Interface Ambiente telemetria de vídeo e dados, e interface com veículo e controle de solo; AMBE – Ambiente devido a injeção da plataforma, do controle de atitude e do sistema YOYO; SOLO – Controle de solo, recuperação de dados e amostras, e infraestrutura; REC – Recuperação da plataforma e do experimento; AMBV – Ambiente interno da plataforma; RH – Eventuais não conformidades advindas da ação da equipe da missão e SUS / FRAC – Sucesso (S), Sucesso parcial (P) ou Fracasso (F) da operação e do experimento.

#### A.1.1.1 *Pitfalls* no desenvolvimento da plataforma, dos experimentos e da campanha

- Não utilização de uma solução universal de design de hardware (os hardwares precisam ser customizados para cada missão específica de voo). (“*Design*”)
- Houve atrasos no cronograma de desenvolvimento por parte do IAE, do DLR e do desenvolvimento dos experimentos pelos pesquisadores. (“*Design*”)
- Falta de uma infraestrutura de apoio aos experimentos para tornar a base de lançamento apta a operar em operações regulares, atendendo melhor às áreas biológica e química (laboratórios). (“*Utilisation*”)

#### A.1.1.2 Recomendações do IAE

Limitar o número de aberturas da plataforma para manutenção de experimentos quando já em rampa de lançamento. Estas aberturas estariam relacionadas a manutenção diária do experimento das planárias onde a água era trocada diariamente e as planárias substituídas a cada 2 dias por espécimes não estressados com a reclusão e a temperatura do módulo da plataforma devida a forte insolação.

#### A.1.1.3 Análise de falhas no voo. (“*Utilisation*”)

Foi verificada uma anomalia não grave na fase de “*flat-spin*” (manobra de parafuso chato) da plataforma do veículo VS-30 XV05 que levou a mesma em direção ao alto-mar. Esta anomalia não afetaria o sucesso total da operação não fosse a carga cair no mar e a equipe de resgate estar sem o ferramental necessário para realizar uma operação de resgate marítima. O ferramental não foi levado pois a plataforma iria fazer uma aterrissagem na área dos Lençóis Maranhenses, MA. A operação de resgate foi comprometida com perda total da plataforma.

#### A.1.1.4 Ocorrências da missão e dos experimentos no ciclo de vida do projeto:

O tratamento dos dados se faz a partir da tabela de relações de cenários mostrada na Tabela 4.5 que consiste na decomposição dos cenários dentro das fases do ciclo de vida de projeto.

Tabela A.2 - Relação de cenários.

	<b>VS-30 XV05 (Operação Lençóis Maranhenses) (M1)</b>		
M1	<ul style="list-style-type: none"> <li>• <i>“Design”</i>: não utilização de uma solução universal de design de hardware (o hardware foi personalizado para uma missão de voo específica). O projeto de hardware não teve um estudo dinâmico, sendo construído de forma conservadora (um choque foi causado pela grande força dos solenoides). Uma visão e regras voltadas a projetos automotivo / industrial foram aplicadas diretamente ao hardware aeroespacial.</li> <li>• MAIV: dificuldade na aquisição de material com qualificação espacial. Pouco tempo no cronograma para o desenvolvimento de projetos. Partes internas se soltaram após teste de vibração aleatória.</li> <li>• <i>“Utilisation”</i>: as condições do laboratório não eram boas. A operação de resgate do BUS falhou. Aberturas constantes do BUS para troca de água das planárias causaram excessivo trabalho extra após o término das tentativas diárias de lançamento.</li> </ul>		
M1.D.1	<p>Não utilização de uma solução universal de design de hardware (os hardwares precisam ser customizados para cada missão específica de voo).</p>	<p>C: Falta de uma solução de projeto de hardware universal. E: Necessidade de customização do hardware para cada operação específica de voo. Cons: Esforços recorrentes de projeto e de fabricação incidentes em todas as operações, com impacto negativo no cronograma, nos custos e na confiabilidade.</p>	

continua

Tabela A.3 – Continuação.

M1-1.D.1	<p>O projeto de hardware não teve um estudo dinâmico, sendo construído de forma conservadora (um choque foi causado pela grande força dos solenoides). Uma visão e regras voltadas a projetos automotivo / industrial foram aplicadas diretamente ao hardware aeroespacial.</p>	<p>C: Falta de definição de um <i>padrão de referência</i> espacial para o programa.  C0: Regras de projeto derivadas de normas automotivas/industriais aplicadas diretamente ao desenvolvimento do hardware aeroespacial.  C1: O projeto do hardware foi realizado sob a filosofia de margens de segurança.  E: A operação dos solenoides do equipamento causou choques com intensidade excessiva.  Cons1: Maior risco de falha e / ou mau funcionamento do equipamento.  Cons2: Perturbação do ambiente de microgravidade.  Cons3: Diminuição da confiabilidade do equipamento.</p>	<p>(precisa de mais investigação)  A – O pessoal técnico responsável pelo projeto do equipamento fez uso de normas automotivas / industriais.  B – Em vez de contemplar estudos dinâmicos detalhados, o projeto de hardware foi realizado sob a filosofia de margens conservativas de projeto (margens de segurança).  C – É evidente a falta de uma referência para o projeto de hardware espacial.  D – Não foi definido um <i>padrão de referência</i> espacial para o programa.</p>
M1-1.M.1	<p>Dificuldade na aquisição de material com qualificação espacial.</p>	<p>C: Tempo ou alocação de orçamento insuficiente.  E: Dificuldade na aquisição de peças e materiais com qualificação espacial.  Cons: Diminuição da confiabilidade da operação, maior número de não conformidades (o uso de peças e materiais sem qualificação espacial resulta em aumento do risco para a operação).</p>	<p>(precisa de mais investigação)  A – Gerente do pacote de trabalho teve dificuldades na aquisição de peças e materiais com qualificação espacial.  B – Há a necessidade de melhor caracterizar a dificuldade:  se [B.1 – tempo] for insuficiente, as possíveis causas podem ser:</p>

continua

Tabela A.4 – Continuação.

M1-1.M.1	Dificuldade na aquisição de material com qualificação espacial.	<p>C: Tempo ou alocação de orçamento insuficiente.</p> <p>E: Dificuldade na aquisição de peças e materiais com qualificação espacial.</p> <p>Cons: Diminuição da confiabilidade da operação, maior número de não conformidades (o uso de peças e materiais sem qualificação espacial resulta em aumento do risco para a operação).</p>	<p>[B.1.1] longos prazos de entrega juntamente com planejamento inadequado (gerenciamento);</p> <p>[B.1.2] dificuldades jurídicas imprevistas, como embargos ou legislação de importação nacional; se [B.2 – orçamento] for insuficiente, as possíveis causas podem incluir:</p> <p>[B.2.1] alocação orçamentária insuficiente para o programa (organizações patrocinadoras) ou planejamento inadequado (gerenciamento).</p>
M1-1.M.2	Pouco tempo no cronograma para o desenvolvimento dos projetos.	<p>C: Um cronograma muito exíguo foi definido para a campanha como um todo.</p> <p>E: O cronograma para o desenvolvimento do equipamento, definido pelo gerente do pacote de trabalho do equipamento, excedeu o tempo alocado pelo cronograma da missão, definido pela gerência.</p> <p>Cons: Diminuição da confiabilidade da missão devido ao desenvolvimento incompleto do projeto.</p>	<p>(precisa de mais investigação)</p> <p>A – O gerente de pacotes de trabalho não pôde estabelecer um cronograma com margens apropriadas (suficientes?).</p> <p>B – Duas possíveis fontes para a insuficiente alocação de tempo:</p> <p>se [B.1] foi definido um <u>cronograma da missão muito exíguo para toda a operação</u>, as possíveis causas podem incluir:</p> <p>[B.1.1] requisitos mandatórios de tempo das organizações patrocinadoras, ou</p>

continua



Tabela A.5 – Continuação.

<p>M1-1.M.2</p>	<p>Pouco tempo no cronograma para o desenvolvimento dos projetos.</p>	<p>C: Um cronograma muito exíguo foi definido para a campanha como um todo.  E: O cronograma para o desenvolvimento do equipamento, definido pelo gerente do pacote de trabalho do equipamento, excedeu o tempo alocado pelo cronograma da missão, definido pela gerência.  Cons: Diminuição da confiabilidade da missão devido ao desenvolvimento incompleto do projeto.</p>	<p>[B.1.2] requisitos mandatórios de tempo das organizações que fornecem as principais instalações da operação (por exemplo, base de lançamento, foguete de sondagem e plataforma de microgravidade), ou  [B.1.3] definição do cronograma da missão pela gerência sem interação suficiente com os gerentes de pacotes de trabalho, resultando em um cronograma da missão que não harmoniza os requisitos do cronograma de lançamento com os cronogramas de desenvolvimento dos experimentos;  se [B.2] um <u>cronograma muito restrito</u> foi definido pelo <u>gerente do pacote de trabalho do hardware</u>, as possíveis causas podem incluir:  [B.2.1] ocorrência de imprevistos, como:  [B.2.1.1] longos atrasos na aquisição de peças e materiais, ou  [B.2.1.2] dificuldades com alocação de pessoal ou de especialistas, ou</p>
-----------------	---	---	---

continua

Tabela A.6 – Continuação.

M1-1.M.2			[B.2.2] planejamento deficiente, devido à experiência limitada com projetos espaciais.
M1-1.M.3	Partes internas se soltaram após teste de vibração aleatória.	C0: Ação da garantia de qualidade insuficiente no nível do pacote de trabalho. C1: Ausência de verificação de projeto. C2: Falta de definição de uma norma de referência de <i>projeto espacial</i> para o programa. C3: Normas automotivas / industriais e regras de projeto aplicadas diretamente ao hardware espacial. C4: O design do hardware foi realizado sob a filosofia de margens de segurança. C5: Deficiência na concepção mecânica do equipamento. E: Partes internas apresentaram desmontagem parcial após o teste de vibração aleatória. Cons: Tempo de desenvolvimento adicional.	(precisa de mais investigação) A – Durante a qualificação nos testes de vibração aleatória, notou-se que partes internas do equipamento apresentavam desmontagem parcial. B – A não conformidade foi abordada e sanada através de uma revisão de projeto e fabricação. C – O pessoal técnico responsável pelo projeto do equipamento fez uso de normas automotivas / industriais. D – Em vez de contemplar detalhados estudos dinâmicos, o projeto de hardware foi realizado sob a filosofia de margens conservadoras de projeto (fatores de segurança). E – É evidente a falta de uma referência para o projeto de hardware espacial. F – Não foi definido um <i>padrão de referência</i> espacial para o programa.

continua

Tabela A.7 – Continuação.

<p>M1.U.1</p>	<p>As condições do laboratório não eram boas.</p>	<p>C: Organizações patrocinadoras, gerência geral da missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para garantir o cumprimento dos requisitos aplicáveis a instalações necessárias à missão.  E: As condições do laboratório, no local de lançamento, não atendem os requisitos aplicáveis a instalações espaciais.  Cons: Diminuição da confiabilidade da missão devido à possibilidade de contaminação de equipamentos do experimento.</p>	<p>(precisa de mais investigação)  A – Ao utilizar o laboratório, no campo de lançamento, o gerente do pacote de trabalho constatou que as condições do laboratório, principalmente em termos de limpeza, não eram apropriadas para as atividades de teste e integração.  B – A ocorrência mostra, possivelmente, uma fraca coordenação entre as organizações que participam da missão, principalmente das universidades e do centro de lançamento.  C – A gerência geral da missão deve garantir que os requisitos operacionais das instalações utilizadas na campanha sejam conhecidos por todas as organizações participantes.  D – A gerência geral da missão deve questionar todas as organizações participantes, que contribuem com as instalações para a operação, se todos os requisitos operacionais são atendidos pelas instalações correspondentes.</p>
---------------	---	---	--

continua

Tabela A.8 – Continuação.

M1.U.1			E – As organizações patrocinadoras devem promover e arcar com eventuais custos com a atualização das instalações consideradas necessárias para a realização da missão.
M1.U.2	<p>A operação de resgate do BUS falhou.</p> <p>A trajetória do apogeu até depois da reentrada foi normal, porém pouco antes da abertura do paraquedas a plataforma que estava em “<i>flat-spin</i>” (manobra de parafuso chato para ganhar sustentação atmosférica e reduzir a velocidade) ganhou um impulso anômalo que desviou sua trajetória em direção ao alto-mar.</p> <p>Os ventos da região atuaram nos paraquedas arrastando a plataforma em direção à terra, porém a plataforma adentrou demais em mar aberto, fazendo com que a plataforma caísse no mar. A equipe de resgate não estava preparada para um resgate em mar. A plataforma não foi resgatada e acabou afundando a uma profundidade de 3 metros. Marcada a sua localização a equipe de resgate retornou à base de operações em Primeira Cruz, MA, pois a luz do dia em iria terminar em breve. No dia seguinte, retornando ao ponto de amerissagem, foi verificado que a forte maré da região havia carregado a plataforma, que não foi mais encontrada. .</p>	<p>C: Trajetória inesperada seguida pela plataforma, antes da abertura dos paraquedas (possivelmente devido a condições atmosféricas).</p> <p>E: A operação de resgate do BUS falhou.</p> <p>Cons: Perda parcial da missão.</p>	<p>A – Durante a manobra de “<i>flat-spin</i>” (manobra de parafuso chato), a plataforma (BUS) assumiu uma trajetória inesperada, resultando em um “<i>splashdown</i>” (amerissagem) em vez de um pouso em terra.</p> <p>B - A equipe de resgate estava preparada para um resgate em terra, em vez de um resgate no mar.</p> <p>C - Devido a falha na operação de resgate, a plataforma não pôde ser recuperada e os gerentes de pacote de trabalho (“<i>Principal Investigators</i>” - PIs) não puderam acessar os hardwares das experiências após o voo.</p> <p>D - A interpretação dos experimentos realizados sob o ambiente de microgravidade teve que se basear nos dados coletados através da telemetria da operação.</p>

continua

Tabela A.9 – Continuação.

M1.U.2	<p>Com o retorno das equipes para São José dos Campos e na esperança que algum pescador pudesse ter capturado em sua rede a plataforma, o IAE designou o coordenador do veículo, Eng. Roberto Caetano de Souza, para ficar em Alcântara a procura da plataforma por mais duas semanas. Uma recompensa em dinheiro foi oferecida aos pescadores em troca da plataforma, partes dela ou por informações a respeito. Ao término de duas semanas e sem qualquer sucesso, as operações de resgate foram finalizadas. Após um tempo, fomos notificados que um pequeno segmento da plataforma foi encontrado na casa de um dos pescadores e estava sendo utilizado como um “vaso de flores”. O “vaso”, identificado como a base do cone do sistema de recuperação, estava sem o container metálico do paraquedas (um cilindro metálico fixo por rebites em seu interior).</p>		
M1-2.U.1	<p>Aberturas constantes do BUS para troca de água das planárias</p>	<p>C0: Deficiência de coordenação entre a gerência da missão e a gerência do pacote de trabalho na definição de requisitos de missão. C1: O PI do experimento e o gerente do pacote de trabalho do experimento desconheciam a possibilidade de que se poderia efetuar o carregamento do experimento por meio de um acesso tardio.</p>	<p>A – O experimento objetivava o estudo de alterações teciduais em planárias submetidas a um ambiente de microgravidade. B – Para tanto, planárias foram acondicionadas em um recipiente com água, selado hermeticamente, constituindo-se no principal elemento do experimento.</p>

continua

Tabela A.10 – Continuação.

<p>M1-2.U.1</p>		<p>C2: O tempo de adiamento do lançamento foi superior ao tempo máximo de acondicionamento das planárias em água.  E - Aberturas constantes do BUS para troca de água do experimento que acondicionava planárias.  Cons1: Trabalho extra, além da finalização das atividades diárias de lançamento, que se estendia durante a madrugada.  Cons2: Atividade de montar/desmontar o módulo de carga útil para a manutenção do experimento introduz riscos de não-conformidades relativamente ao módulo de carga útil.  Cons3: Atividade de montar/desmontar o módulo de carga útil para a manutenção do experimento introduz riscos de "safety" relativamente a pessoal atuante na missão.  Cons4: Diminuição da confiabilidade da missão devido à possibilidade de introdução de não-conformidades durante a campanha de lançamento.</p>	<p>C – O experimento foi acondicionado no módulo de carga útil, conforme o planejamento das atividades de operações.  D – Devido a condições atmosféricas desfavoráveis, houve sucessivos adiamentos do lançamento.  E – O tempo de adiamento do lançamento foi superior ao tempo máximo de acondicionamento das planárias em água, havendo, assim, a necessidade da troca de água por diversas vezes, até o lançamento.  F – O PI do experimento e o gerente do pacote de trabalho do experimento desconheciam a possibilidade de que poderia se efetuar o carregamento do experimento por meio de um acesso tardio, ou seja, por meio de uma janela com o foguete na rampa, ao invés de se desmontar o módulo de carga útil para a manutenção do experimento.</p>
-----------------	--	--	---

continua

Tabela A.11 – Conclusão.

M1-2.U.1			G – As atividades para manter a integridade dos espécimes necessários ao experimento resultaram em trabalho extra, que se estendia além da finalização das atividades diárias de lançamento, invadindo períodos da madrugada dos dias de campanha.
----------	--	--	--

## **A.2 Operação Cumã II**

### A.2.1 Análise dos experimentos:

A Tabela A.3 e os subitens A.2.1.1, A.2.1.2, A.2.1.3 e A.2.1.4 a seguir descrevem ocorrências e recomendações coletadas com relação à operação de lançamento, ao campo e aos experimentos, expressos na Tabela A.4.

Tabela A.12 - Descrição das ocorrências observadas na Operação Cumã II.

Identificação do Experimento			Categorização de falhas segundo a estrutura da Figura 2									
Nº	Título do Experimento	Instituição / Pesquisador Principal	Voo: Sucesso(S)/ Sucesso Parcial (SP)/ Fracasso (F)	Indicação de falha com base na EDT ( <u>EXPERIMENTOS</u> )								OBS.:
				EQUI PTO	INTFC	AMB E	SOLO	REC	AMBV	RH	S, SP ou F	
1	Avaliação dos mecanismos de reparação do DNA em ambiente de baixa gravidade	UERJ- Universidade Estadual do Rio de Janeiro - Dr. Heitor Evangelista da Silva.	(F) Plataforma não resgatada. Hardware não recuperado	OK	OK	NO	N/A	NO	NO	OK	F	- Experimento sem telemetria. - Necessidades dos sinais de <i>lift-off</i> e de microgravidade. - Laboratórios inapropriados.
2	Desenvolvimento do dispositivo DMLM II e análise da ação da invertase presente em células de <i>Saccharomyces cerevisiae</i> .	Centro Universitário da FEI (Fundação de Ensino Inaciana) - Dr. Alessandro La Neve.	(F) Plataforma não resgatada. Hardware não recuperado	NO	OK	No	N/A	NO	NO	NO	F	- Laboratórios inapropriados. - Experimento sem telemetria. - Vazamentos em algumas das câmaras de reação devido à pressurização interna por incompatibilidade química de materiais de um dos reagentes com sua câmara feita em alumínio. Problemas de vazamento devido à solução de design adotada para alimentar as câmaras. Preencher as 15 câmaras não se apresentava como uma tarefa fácil.

continua



Tabela A.3 – Continuação.

Identificação do Experimento			Categorização de falhas segundo a estrutura da Figura 2										
Nº	Título do Experimento	Instituição / Pesquisador Principal	Voo: Sucesso(S)/ Sucesso Parcial (SP)/ Fracasso (F)	Indicação de falha com base na EDT (EXPERIMENTOS)									OBS.:
				EQUI PTO	INTFC	AMB E	SOLO	REC	AMBV	RH	S, SP ou F		
3	Forno Multiusuário para Solidificação.	INPE – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - Dr. Chen Ying An.	(F) Plataforma não resgatada. Hardware não recuperado	OK	NO	NO	OK	NO	NO	NO	OK	SP	- Bobina de resistência elétrica do forno se movimentava para seu batente na energização inicial dos sistemas da plataforma. Não retorna ao seu batente inferior.  - Experimento com telemetria.  - Deslocamento ( <i>shift</i> ) do sinal devido montagem do GPS do DLR/MORABA ao <i>Equipment Box</i> . A alta impedância do GPS gerou um deslocamento para acima dos demais sinais dos experimentos. Protocolo RS422 (não afeta os dados devido ao protocolo RS422).

continua

Tabela A.3 – Continuação.

Identificação do Experimento			Categorização de falhas segundo a estrutura da Figura 2										
Nº	Título do Experimento	Instituição / Pesquisador Principal	Voo: Sucesso(S)/ Sucesso Parcial (SP)/ Fracasso (F)	Indicação de falha com base na EDT ( <b>EXPERIMENTOS</b> )									OBS.:
				EQUI PTO	INTFC	AMBE	SOLO	REC	AMBV	RH	S, SP ou F		
4	Micro-tubos de calor para controle térmico de componentes eletrônicos de satélites.	UFSC - Universidade Federal de Santa Catarina -  Dra. Márcia B. Henriques Mantelli.	(S)  Plataforma não resgatada. Hardware não recuperado	OK	NO	NO	OK	NO	OK	OK	OK	S	- Experimento com telemetria.  - Deslocamento ( <i>shift</i> ) do sinal devido montagem do GPS do DLR/MORABA ao <i>Equipment Box</i> . A alta impedância do GPS gerou um deslocamento para acima dos demais sinais dos experimentos. Protocolo RS422 (não afeta os dados devido ao protocolo RS422).
5	Modulação da velocidade de propagação de onda de reação-difusão (B-Z) em meio gel por forças fracas (microgravidade).	IPEN - Dra. Vera Maura Fernandes de Lima; e, University of Hohenheim - Dr. Wolfgang Hanke.	(F)  Plataforma não resgatada. Hardware não recuperado	OK	OK	NO	OK	NO	OK	NO	NO	F	- Acesso tardio.  - Experimento com vídeo.

continua

Tabela A.3 – Continuação.

Identificação do Experimento			Categorização de falhas segundo a estrutura da Figura 2										
Nº	Título do Experimento	Instituição / Pesquisador Principal	Voo: Sucesso(S)/ Sucesso Parcial (SP)/ Fracasso (F)	Indicação de falha com base na EDT ( <u>EXPERIMENTOS</u> )									OBS.:
				EQUI PTO	INTFC	AMB E	SOLO	REC	AMBV	RH	S, SP ou F		
6	Estudo de compostos híbridos pela difusão de nanopartículas metálicas de prata em vidro.	UFPE - Universidade Federal de Pernambuco.  Dr. Petrus Santa Cruz.	(F)  Plataforma não resgatada. Hardware não recuperado	OK	N/A	NO	N/A	NO	OK	OK	F	- Sem recuperação das amostras.	
7	Análise Experimental de uma Bomba Capilar de Ranhuras Circunferenciais em Ambiente de Microgravidade (CPL)	UFSC - Universidade Federal de Santa - Catarina.  Dr. Edson Bazzo.	(S)  Plataforma não resgatada. Hardware não recuperado	OK	NO	NO	OK	NO	OK	OK	S	- Experimento com telemetria.  - Deslocamento ( <i>shift</i> ) do sinal devido montagem do GPS do DLR/MORABA ao <i>Equipment Box</i> . A alta impedância do GPS gerou um deslocamento para acima dos demais sinais dos experimentos. Protocolo RS422 (não afeta os dados devido ao protocolo RS422).	

continua

Tabela A.3 – Conclusão.

Identificação do Experimento			Categorização de falhas segundo a estrutura da Figura 2										
Nº	Título do Experimento	Instituição / Pesquisador Principal	Voo: Sucesso(S)/ Sucesso Parcial (SP)/ Fracasso (F)	Indicação de falha com base na EDT ( <u>EXPERIMENTOS</u> )									OBS.:
				EQUI PTO	INTFC	AMB E	SOLO	REC	AMBV	RH	S, SP ou F		
8	Plataforma de Aquisição para Análise de Dados de Aceleração (PAANDA).	UEL - Universidade Estadual de Londrina.  Dr. Marcelo Carvalho Tosin.	(S)  Plataforma não resgatada. Hardware não recuperado	OK	NO	OK	OK	NO	OK	OK	OK	S	- Deslocamento ( <i>shift</i> ) do sinal devido montagem do GPS do DLR/MORABA ao <i>Equipment Box</i> . A alta impedância do GPS gerou um deslocamento para acima dos demais sinais dos experimentos. Protocolo RS422 (não afeta os dados devido ao protocolo RS422). - Experimento com telemetria
9	Sensor Dinâmico de Voo.	DCTA/IEAv e DCTA/IAE - Dr. Waldemar de Castro Leite Filho.	(S)  Plataforma não resgatada. Hardware não recuperado	OK	NO	OK	N/A	NO	OK	OK	OK	S	- Experimento com telemetria. - Deslocamento ( <i>shift</i> ) do sinal devido montagem do GPS do DLR/MORABA ao <i>Equipment Box</i> . A alta impedância do GPS gerou um deslocamento para acima dos demais sinais dos experimentos. Protocolo RS422 (não afeta os dados devido ao protocolo RS422).

**Legenda:** N/A – Não aplicável; EXP – Desenvolvimento do experimento (HW, SW ou conceitual); INTFC – Interface do experimento com o veículo, Interface Ambiente telemetria de vídeo e dados, e interface com veículo e controle de solo; AMBE – Ambiente devido a injeção da plataforma, do controle de atitude e do sistema YOYO; SOLO – Controle de solo, recuperação de dados e amostras, e infraestrutura; REC – Recuperação da plataforma e do experimento; AMBV – Ambiente interno da plataforma; RH – Eventuais não conformidades advindas da ação da equipe da missão e SUS / FRAC – Sucesso (S), Sucesso parcial (P) ou Fracasso (F) da operação e do experimento.

#### A.2.1.1 *Pitfalls* no desenvolvimento da plataforma, dos experimentos e da campanha

- Não utilização de uma solução universal de design de hardware. O hardware foi personalizado para uma missão de voo específica. (*“Design”*)
- Houve atrasos no cronograma de desenvolvimento .
- Falta de uma infraestrutura de apoio aos experimentos para tornar a base de lançamento apta a operar em operações regulares, atendendo melhor às áreas biológica e química (laboratórios). (*“Utilisation”*)

#### A.2.1.2 Recomendações do IAE

Limitar o número de aberturas da plataforma para manutenção de experimentos quando já em rampa de lançamento. Estas aberturas estariam relacionadas a manutenção diária do experimento PAANDA que, uma vez calibrado, necessitava permanecer ligado permanentemente. Para garantir a não influencia de *“drifts”* (i.e.: tempo, temperatura etc.) que acumulariam erros no sistema, o aparelho precisava ser calibrado no laboratório com frequência.

#### A.2.3 Análise de falhas no voo. (*“Utilisation”*)

Não foi colocada a proteção térmica da tampa do reservatório dos paraquedas fazendo com que a temperatura se elevasse e ignitasse os pirotécnicos de abertura desta tampa, expelindo o paraquedas em hora errada, o que destruiu o paraquedas. Não houve recuperação da plataforma.

#### A.2.1.4 Ocorrências da missão e dos experimentos no ciclo de vida do projeto

O tratamento dos dados se faz a partir da tabela de relações de cenários que se encontra no anexo A e consiste na decomposição dos cenários dentro das fases do ciclo de vida de projeto.

A Tabela A.4 lista dos cenários correspondentes, em cada fase da Cumã II.

Tabela A.13 - Relação de cenários.

	<b>VSB-30 V04 (Operação Cumã II) (M3)</b>		
M3	<p>• <i>“Design”</i>                      Geral: não utilização de uma solução universal de design de hardware. O hardware foi personalizado para uma missão de voo específica.</p> <p>• MAIV:                      Geral - Dificuldade na aquisição de peças e materiais com qualificação espacial. Houve atrasos no cronograma de desenvolvimento .                      PEM-05 - Bobina de resistência elétrica do forno se movimentava para seu batente na energização inicial dos sistemas da plataforma</p> <p>• <i>“Utilisation”</i>:                      Geral – Laboratórios inapropriados com padrão espacial. Durante a campanha de lançamento, a temperatura do módulo de carga útil foi encontrada fora dos limites de especificação. Na montagem da plataforma não foi colocada a proteção térmica da tampa do reservatório dos paraquedas fazendo com que a temperatura se elevasse e ignitasse os pirotécnicos de abertura desta tampa, expelindo o paraquedas em hora errada, o que destruiu p paraquedas. Não houve recuperação da plataforma.                      PEM-02 - Vazamentos em algumas das câmaras de reação devido à pressurização interna por incompatibilidade química de materiais de um dos reagentes com sua câmara feita em alumínio.</p>		

continua

Tabela A.14 - Continuação.

M3	Problemas de vazamento devido à solução de design adotada para alimentar as câmaras. Formação de gás causada por incompatibilidade de material entre o material da câmara (alumínio) e uma solução química aplicada no experimento. Preencher as 15 câmaras não se apresentava como uma tarefa fácil.		
M3.D.1	Geral: não utilização de uma solução universal de design de hardware. O hardware foi personalizado para uma missão de voo específica.	<p>C0: Insuficiência de coordenação por parte de organizações patrocinadoras, gerenciamento geral de missão e organizações participantes na definição de requisitos para o programa.</p> <p>C1: Falta de uma solução universal de projeto de hardware para o programa.</p> <p>E – A inexistência de requisitos padrões para interfaces determinou a customização do hardware para cada missão.</p> <p>Cons: Esforços recorrentes de projeto e de fabricação incidentes em todas as missões, com impacto negativo no cronograma, nos custos e na confiabilidade.</p>	<p>A - Essa é uma condição recorrente, observada na campanha anterior Veja M1.D.1 e M2.D.1 nas “lições aprendidas” das Campanha Lençóis Maranhenses e Cumã.</p> <p>B - A recorrência desta ocorrência mostra a necessidade de melhorar a coordenação entre organizações patrocinadoras, gerenciamento geral de missão e organizações participantes na definição de requisitos para o programa.</p>

continua

Tabela A.15 - Continuação.

<p>M3.M.1</p>	<p>Dificuldade na aquisição de peças e materiais com qualificação espacial.</p>	<p>C: Organizações patrocinadoras, gerenciamento geral da missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para aprimorar a confiabilidade da missão, por meio da resolução de deficiências recorrentes de missão. E: Dificuldade na aquisição de peças e materiais com qualificação espacial. Cons: Diminuição da confiabilidade da missão devido ao uso de peças e materiais sem qualificação espacial.</p>	<p>A - Essa é uma condição recorrente, observada em campanhas anteriores. Veja M1-1.M.1 e M2.M.1, nas “lições aprendidas” das campanhas Lençóis Maranhenses e Cumã, respectivamente.  B - A recorrência desta ocorrência mostra a necessidade de melhorar a coordenação entre organizações patrocinadoras, gerenciamento geral de missão e organizações participantes na garantia do cumprimento dos requisitos de missão no que concerne às facilidades utilizadas no programa.</p>
<p>M3.M.2</p>	<p>Houve atrasos no cronograma de desenvolvimento.</p>	<p>C0: Organizações patrocinadoras, gerenciamento geral da missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para aprimorar deficiências recorrentes na definição de cronogramas de missão e cronogramas de desenvolvimento de experimentos. C1: Um cronograma da missão muito exíguo foi definido para a campanha como um todo.</p>	<p>A – Trata-se de condição recorrente, observada em campanhas anteriores. Veja M1-1.M.2 e M2.M.2, nas “lições aprendidas” das Campanha Lençóis Maranhenses e Cumã , respectivamente.</p>

continua



Tabela A.16 - Continuação.

M3.M.2		<p>E: O cronograma para o desenvolvimento do equipamento, definido pelo gerente do pacote de trabalho do equipamento, excedeu o tempo alocado pelo cronograma da missão, definido pela gerência da missão.</p> <p>Cons: Diminuição da confiabilidade da missão devido ao desenvolvimento incompleto do projeto.</p>	<p>B - A recorrência desta ocorrência mostra a necessidade de que seja aprimorada a coordenação entre a gerência geral de cada missão e as gerências dos pacotes de trabalho relativos aos experimentos em cada missão, de modo que haja consistência entre os cronogramas correspondentes. Há a necessidade de que organizações patrocinadoras, gerenciamento geral de missão e organizações participantes articulem-se para a definição de requisitos e políticas claras, referentemente aos cronogramas de missão e cronogramas de desenvolvimento de experimentos.</p>
M3-3.M.1	<p>Bobina de resistência elétrica do forno se movimentava para seu batente na energização ao se fazer a inicialização dos sistemas da plataforma. Não retorna ao seu batente inferior.</p>	<p>C0: Deficiência ou ausência de verificações de interfaces, que deveriam realizar-se previamente à reunião de revisão de aceitação (AR). C1: Sinalização elétrica de início de microgravidade, produzida pela plataforma (BUS), encontrava-se com sinal invertido.</p>	<p>A – O experimento consiste em propiciar a solidificação de duas amostras de telureto de chumbo em ambiente de microgravidade. B – O forno consiste de uma bobina de resistência elétrica energizada que se desloca longitudinalmente ao longo de um tubo, dentro do qual são mantidas as amostras.</p>

continua

Tabela A.17 - Continuação.

<p>M3-3.M.1</p>		<p>E: Bobina de resistência elétrica do forno se movimentava para sua posição final ao se efetuar a inicialização dos sistemas da plataforma.          Cons: A solidificação das amostras ocorreu antecipadamente ao estabelecimento do ambiente de microgravidade.</p>	<p>C – Na condição inicial, as amostras, localizadas em uma extremidade do tubo, são liquefeitas em solo, previamente ao lançamento, a uma temperatura interna de 500 °C, através de tomada de potência via cordão umbilical do foguete lançador.          D - Uma vez em voo, após a plataforma (BUS) comunicar ao experimento o início do ambiente de microgravidade, a bobina se desloca para a outra extremidade do tubo, expondo as amostras ao que passa a ser a extremidade fria tubo.          E – Foi observado que a bobina (forno) movimentava-se para sua posição final ao se efetuar a inicialização dos sistemas da plataforma, promovendo a solidificação das amostras antecipadamente.          F – Análise pós-voo indicou que a sinalização elétrica de início de microgravidade, produzida pela plataforma, encontrava-se invertida (sinal proveniente de um “latch relay” normalmente fechado, ao invés de um normalmente aberto).</p>
-----------------	--	---	--

continua

Tabela A.18 - Continuação.

M3-3.M.1			<p>G – A ocorrência é devida a uma não-conformidade de interface, cuja origem poderia ser rastreada a duas possíveis situações: (a) documento de interface provido pelo fabricante do BUS com engano ou erro, ou (b) entendimento deste documento por parte da equipe do experimento com equívoco.</p> <p>H – A ocorrência indica, também, a deficiência ou ausência de verificações de interfaces, que deveriam realizar-se previamente à reunião de revisão de aceitação (AR).</p>
M3.U.1	Laboratórios inapropriados com padrão espacial.	<p>C: Organizações patrocinadoras, gerenciamento geral da missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para aprimorar a confiabilidade da missão, por meio da resolução de deficiências recorrentes de missão.</p> <p>E: As condições do laboratório, no local de lançamento, não atendem os requisitos aplicáveis a instalações espaciais.</p>	<p>A - Esta é uma condição primeiramente notada na Operação Lençóis Maranhenses, que não melhorou desde então. Veja M1.U.1 e M2.U.1 “lições aprendidas” da ocorrência da campanha citada.</p> <p>B - A recorrência desta ocorrência mostra a necessidade de melhorar a coordenação entre organizações patrocinadoras, gerenciamento geral de missão e organizações participantes na garantia do cumprimento dos requisitos de missão no que concerne às facilidades utilizadas no programa.</p>

continua

Tabela A.19 - Continuação.

M3.U.1		Cons: Diminuição da confiabilidade da missão devido à possibilidade de contaminação de equipamentos do experimento.	
M3.U.2	Durante a campanha de lançamento, a temperatura do módulo de carga útil foi encontrada fora dos limites de especificação, recorrentemente	<p>C: Organizações patrocinadoras, gerenciamento geral da missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para garantir o cumprimento dos requisitos associados às instalações da missão.</p> <p>E: Durante a campanha de lançamento, a temperatura do módulo de carga útil foi encontrada fora dos limites de especificação, recorrentemente.</p> <p>Cons1: Tempo de vida de amostra reduzido, que obrigou os equipamentos e as equipes de missão a reabastecer a solução do experimento a cada dois dias, durante a campanha de missão.</p> <p>Cons2: Diminuição da confiabilidade da missão devido, principalmente, à possibilidade de as soluções do experimento estarem fora das especificações (degradadas).</p>	<p>A – O sistema de refrigeração de ar para manutenção da temperatura do módulo de carga útil dentro dos limites especificados não operou apropriadamente, recorrência de missão anterior, M2.U.2..</p> <p>B – A temperatura da solução do experimento deveria ser mantida entre níveis pré-definidos, conforme requisitos para o experimento. Devido à falha do sistema de condicionamento de temperatura ambiental, algumas soluções sofriam degradação acelerada.</p> <p>C – Ocorreram diversas tentativas de voo, devido a condições atmosféricas desfavoráveis.</p> <p>D - A cada duas tentativas de lançamento, houve a necessidade de troca da solução do experimento, de modo a garantir que esta solução se mantivesse compatível com sua especificação.</p> <p>E - Esta ocorrência mostra a necessidade de melhorar as instalações do centro de lançamento.</p>

continua

Tabela A.20 - Continuação.

M3.U.2			F - As organizações patrocinadoras devem apoiar e arcar com eventuais custos para que as instalações sejam mantidas conformes com os requisitos de pronto para voo.
M3.U.3	<p>Na montagem da plataforma não foi colocada a proteção térmica da tampa do reservatório dos paraquedas [espaçamento para acomodação da manta térmica nulo entre a tampa do reservatório do paraquedas e o fundo do <i>NOSE TIP</i> (Ponta da Ogiva)]. Com exposição direta ao fluxo aerodinâmico a temperatura se elevou e ignitou os pirotécnicos de abertura da tampa, expelindo o paraquedas em hora errada. Isso destruiu o paraquedas. Não houve recuperação da plataforma.</p>	<p>C0; Destruição do paraquedas. C1: Ignição precoce do sistema pirotécnico da tampa do reservatório do paraquedas. C2: A tampa do reservatório do paraquedas voou sem sua manta de proteção térmica. E: Queda não controlada da plataforma, sem a atuação do paraquedas. Cons: Perda parcial da missão. Houve êxito somente dos experimentos que dependiam exclusivamente da telemetria de bordo.</p>	<p>A – O voo atingiu um apogeu de 242 km, teve duração da ordem de 19 min e propiciou um ambiente de microgravidade da ordem de 6 min. B – No que concerne ao voo, todos os experimentos tiveram a oportunidade de ser realizados conforme o planejado e os dados gerados foram recebidos em solo, através de sinais da telemetria de voo. C – Na fase de descida, ocorreram oscilações no sinal de telemetria, o que impediu a definição da localização da queda plataforma. D – Os dados recebidos indicaram que houve falha do paraquedas, ocorrendo a queda da plataforma sem a atuação de paraquedas. E – Investigações posteriores indicaram que o paraquedas foi destruído devido à sua ejeção em tempo precoce.</p>

continua

Tabela A.21 - Continuação.

M3.U.3		<p>F – A investigação levou à seguinte sequência de acontecimentos como causa para a perda do paraquedas: (a) na montagem da plataforma, por razões não relatadas (processo ou documentação falha), a tampa do reservatório do paraquedas voou sem sua manta de proteção térmica; (b) houve elevação da temperatura do sistema pirotécnico da tampa, o que ocasionou a ignição precoce deste sistema, liberando o paraquedas em momento anterior ao planejado; (c) a liberação antecipada do paraquedas impediu a sua correta operação, resultando em sua destruição.</p> <p>G - Foram obtidos dados dos seguintes experimentos através da telemetria de bordo e câmeras do veículo: Micro tubos de calor para controle térmico de componentes eletrônicos de satélites (4), Modulação da velocidade de propagação de onda de reação-difusão (B-Z) em meio gel por forças fracas (5), Análise Experimental de uma Bomba Capilar de Ranhuras Circunferenciais em Ambiente de Microgravidade (7),</p>
--------	--	---

continua

Tabela A.22 - Continuação.

M3.U.3			<p>Plataforma de Aquisição para Análise de Dados de Aceleração (8) e Sensor Dinâmico de Voo (9).</p> <p>H - Houve êxito dos experimentos que dependiam da telemetria de bordo e que não dependiam da recuperação da carga útil.</p>
M3-2.U.1	<p>Vazamentos em algumas das câmaras de reação devido à pressurização interna por incompatibilidade química de materiais de um dos reagentes com sua câmara feita em alumínio.</p>	<p>C0: Ausência de verificação de projeto.  C1: Deficiência no projeto do experimento, especificamente, na escolha de materiais.  C2: Elevação de pressão devido à reação química com produção de gás em ambiente hermético.  E: As câmaras do experimento (2) exibiram problemas de vazamento.  Cons1: Confiabilidade diminuída do experimento.  Cons2: Risco de contaminação de outros experimentos.</p>	<p>A - Durante a fase de utilização, antes do lançamento do veículo, observou-se que as câmaras do experimento (2) apresentavam problemas de vazamento.  B – O vazamento de uma pequena quantidade de líquido podia ser vista ao fechar-se a câmara.  C – Investigação efetuada indicou que o vazamento se devia, em princípio, à elevação de pressão devido à reação química com produção de gás em ambiente hermético.  D – A formação de gás, por sua vez, poderia ser atribuída à incompatibilidade química de materiais, entre um dos reagentes com a câmara feita em alumínio.</p>

continua

Tabela A.23 - Continuação.

M3-2.U.1			E - A não-conformidade foi aceita na forma em que se apresentava, devido à falta de tempo para uma revisão de projeto ou de fabricação, às custas de uma diminuição da confiabilidade do experimento.
M3-2.U.2	Problemas de vazamento devido à solução de design adotada para alimentar as câmaras.	C0: Ausência de verificação do projeto. C1: Solução de design deficiente para alimentar as câmaras. C3: Uma obra ou uma deficiência de verificação, no nível do pacote de trabalho. E: As câmaras do experimento exibiram problemas de vazamento. Cons1: Confiabilidade diminuída do experimento. Cons2: Risco de contaminar outras experiências.	A - Durante a fase de utilização, antes do lançamento do veículo, observou-se que as câmaras do experimento apresentavam problemas de vazamento. B - Uma pequena quantidade de líquido pode ser vista vazando ao fechar a câmara. C - A não-conformidade tinha que ser aceita como é, devido à falta de tempo para um projeto ou revisão de fabricação, às custas de uma confiabilidade diminuída do experimento.
M3-2.U.3	Formação de gás causada por incompatibilidade de material entre o material da câmara (alumínio) e uma solução química aplicada no experimento.	C0: Ausência de verificação do projeto na fase MAIV. C1: Incompatibilidade do material entre o material da câmara (alumínio) e a solução química usada no experimento. E: Houve a formação de gás nas câmaras do experimento.	A - Durante a fase de utilização, foi observada a formação de gás nas câmaras do experimento. B - Uma investigação realizada durante o intervalo de tempo entre tentativas de lançamentos mostrou que uma reação química entre o material da câmara (alumínio) e a solução química usada no

continua



Tabela A.24 - Conclusão.

M3-2.U.3		<p>Cons1: Confiabilidade diminuída do experimento.</p> <p>Cons2: Perda de líquido afetando o experimento.</p>	<p>experimento era a causa da formação de gás observada.</p> <p>C - A não-conformidade teve que ser aceita como se apresentava, devido à falta de tempo para uma revisão de projeto ou de fabricação, às custas de uma confiabilidade diminuída do experimento.</p>
M3-2.U.3	<p>Preencher as 15 câmaras não se apresentava como uma tarefa fácil.</p>	<p>C0: Ausência de verificação na fase MAIV.</p> <p>C1: Solução de projeto pouco eficiente e de ergonomia insuficiente para alimentar as câmaras.</p> <p>E: Preencher as 15 câmaras do equipamento de acordo com os requisitos mostrou-se uma tarefa difícil.</p> <p>Cons1: Confiabilidade diminuída do experimento.</p> <p>Cons2: Risco de volume de líquido não conforme com especificações dentro da câmara.</p>	<p>A - Durante a fase de utilização, observou-se que o preenchimento das câmaras com os requisitos de não introduzir bolhas e evitar vazamentos de líquidos exigia extremo cuidado da operação para um resultado bem-sucedido.</p> <p>B - Verificou-se, também, que o operador não tinha visão da quantidade de líquido já dentro da câmara, durante a realização da operação de enchimento.</p> <p>C - Como resultado, a operação de preenchimento levou um tempo extra e o resultado não pôde ser verificado.</p> <p>D - Além disso, todas as operações de enchimento foram acompanhadas por vazamentos quase inevitáveis de fluidos, contaminando o ambiente do equipamento.</p>

### **A.3 Operação Angicos**

#### A.3.1 Análise dos experimentos:

A Tabela A.5 e os subitens A.3.1.1, A.3.1.2, A.3.1.3, A.3.1.4, A.3.1.5, A.3.1.6, A.3.1.7, A.3.1.8, A.3.1.9, A.3.1.10, A.3.1.11 a seguir descrevem ocorrências e recomendações coletadas com relação à operação de lançamento, ao campo e aos experimentos, expressas na Tabela A.6.

Tabela A.25 - Descrição das ocorrências observadas na operação.

Identificação do Experimento			Categorização de falhas segundo a estrutura da Figura 2										
Nº	Título do Experimento	Instituição / Pesquisador Principal	Voo:	Indicação de falha com base na EDT ( <b>EXPERIMENTOS</b> )									
			Sucesso(S)/ Sucesso Parcial (SP)/ Fracasso (F)	EQUI PTO	INTFC	AMBE	SOLO	REC	AMBV	RH	S, SP ou F	OBS.:	
1	Experimento GPS da UFRN	UFRN – GPS  Dr. Francisco Mota	(SP)  Plataforma recuperada	OK	OK	N/A	OK	OK	OK	OK	OK	S	- Experimento com telemetria. - A plataforma deixou de transmitir dados em voo. Houve a interrupção da telemetria após 72s de voo por falha na plataforma CUVS-30.

**Legenda:** N/A – Não aplicável; EXP – Desenvolvimento do experimento (HW, SW ou conceitual); INTFC – Interface do experimento com o veículo, Interface Ambiente telemetria de vídeo e dados, e interface com veículo e controle de solo; AMBE – Ambiente devido a injeção da plataforma, do controle de atitude e do sistema YOYO; SOLO – Controle de solo, recuperação de dados e amostras, e infraestrutura; REC – Recuperação da plataforma e do experimento; AMBV – Ambiente interno da plataforma; RH – Eventuais não conformidades advindas da ação da equipe da missão e SUS / FRAC – Sucesso (S), Sucesso parcial (P) ou Fracasso (F) da operação e do experimento.

A.3.1.1 *Pitfalls* no desenvolvimento da plataforma, dos experimentos e da campanha.

Durante os procedimentos de verificação do projeto, testes e acompanhamento da montagem da carga útil, o IAE constatou os seguintes problemas em relação ao projeto da CONAE:

- A transmissão da telemetria apresentava forte ruído, sendo sugerida a instalação de filtro de RF. Acredita-se que graças a essa solução ocorreu o recebimento dos dados de voo nos 72 segundos em que o transmissor funcionou;
- A coifa (ogiva) da plataforma foi confeccionada em fibra de vidro e resina inadequada (poliéster) e não possuía condições de suportar as altas temperaturas criadas pelo fluxo aerodinâmico. O IAE efetuou a pintura de toda a coifa de fibra com tinta resistente às altas temperaturas. Foram dez camadas de tinta, elevando à resistência térmica da peça a temperaturas de até 300° C. Não foi observado comprometimento da integridade na coifa da plataforma após sua recuperação;
- Foi verificado que a cablagem estava confeccionada com materiais não específicos para resistirem a um lançamento (foram feitas de materiais normais existentes no comércio). O IAE revisou toda a cablagem e realizou a conferência dos conectores elétricos;
- Nos testes de acionamento dos pirotécnicos, foi constatado que várias soldas dos acionadores estavam com baixa resistência e três já haviam se soltado. Foram realizadas soldas de reforço e testados os conectores. Tais falhas poderiam comprometer seriamente o sistema de recuperação da carga útil;
- Constatada a não existência de marcadores de mar na plataforma. Foram instalados marcadores e graças a este procedimento é que a plataforma foi prontamente localizada, tendo em vista que o rádio localizador falhou em seu funcionamento e que a boia não inflou

totalmente, o que ocasionaria tempo de flutuação inferior ao mínimo especificado pela CONAE (duas horas); e,

- Foi ainda apontado pelo IAE que o projeto da carga útil possuía um excesso de janelas para visualização os sensores solar e de albedo que poderia comprometer o volume hermético. Ocorreu a entrada de água salgada no compartimento hermético, conforme apontado pelo IAE, denotando a necessidade de possível ajuste no projeto.
- A recuperação da plataforma foi dificultada pelo não enchimento total da boia que adernou para dentro do mar fazendo com que a antena “beacon” do transmissor de rádio VHF da boia de resgate entrasse em curto e não funcionasse. Implementação de marcador de água que se tornou item obrigatório nos futuros lançamentos do IAE.

#### A.3.1.2 Recomendações do IAE para a CONAE

Melhorar as vedações das janelas e do módulo hermético.

Implementação de marcadores de mar em futuras plataformas de voo (essa recomendação se tornou obrigatória no IAE).

#### A.3.1.3 Análise de falhas no voo (“*Utilisation*”)

A plataforma deixou de enviar telemetria aos 72 s de voo não se obtendo mais dados depois disso.

Houve comprometimento da estanqueidade no módulo hermético.

#### A.3.1.4 Análise de falhas no segmento de solo

Não houve.

#### A.3.1.5 Análise dos dados internos, de telemetria, de vídeo e das amostras.

O GPS funcionou e sua curva teve aderência à trajetória registrada pelo radar.

#### A.3.1.6 Caracterização gerais das falhas e das oportunidades dos experimentos, interface e veículo alocadas nos ciclos de vida de experimento tipo “*protoflight*”.

#### A.3.1.7 Fase “Kick-Off”

Não houve.

#### A.3.1.8 Fase “*Design*”

Não houve. Placa de circuito impresso era comercial e utilizava componentes eletrônicos SMD.

#### A.3.1.9 Fase “MAIV”

A placa de circuito impresso sofreu sérias falhas na montagem dos componentes SMD, fazendo com que o experimento tecnológico não funcionasse. A nova integração dos componentes na placa foi feita pelo IAE dentro de uma cooperação com a instituição de ensino (UFRN). O experimento se tornou operacional.

#### A.3.1.10 Fase “*Utilisation*”

Houve uma pane na eletrônica do módulo de serviço provocando a interrupção da telemetria após 72 segundos de voo

#### A.3.1.11 Fase “*Disposal*”

Não houve. O experimento recuperado será reutilizado em um próximo voo.

A.3.1.12 Ocorrências da missão e dos experimentos no ciclo de vida do projeto:

Tabela A.26 - Relação de cenários.

	<b>VS-30 V07 (Operação ANGICOS) (M4)</b>		
M4	<ul style="list-style-type: none"> <li>• MAIV: A transmissão da telemetria apresentava forte ruído. Dificuldade na aquisição de partes e materiais com qualificação espacial. Os testes de acionamento dos pirotécnicos constataram soldas dos acionadores com baixa resistência e algumas estavam soltas. Foram observadas soldas de baixa resistência nos acionadores dos pirotécnicos.</li> <li>• GPS - A placa de circuito impresso sofreu sérias falhas na montagem dos componentes SMD, fazendo com que o experimento tecnológico não funcionasse.</li> </ul> <p><i>“Utilisation”</i>: A plataforma deixou de transmitir dados em voo. Houve a interrupção da telemetria após 72s do voo da plataforma CUVS-30. Houve comprometimento da estanqueidade no módulo hermético com a presença de certa quantidade de água do mar no interior hermético da plataforma. Transmissor de rádio VHF teve curto circuito de sua antena “beacon”. Marcador de água orientou o resgate.</p>		
M4.M.1	A transmissão da telemetria apresentava forte ruído.	<p>C: Falta de um filtro de RF.  E: A transmissão da telemetria apresentava forte ruído.  Cons: eliminação da perda de dados.</p>	

continua

Tabela A.27 - Continuação.

<p>M4.M.2</p>	<p>Dificuldade na aquisição de partes e materiais com qualificação espacial.</p>	<p>C: Organizações patrocinadoras, gerenciamento geral da missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para aprimorar a confiabilidade da missão, por meio da solução de deficiências recorrentes de missão. E: Dificuldade na aquisição de peças e materiais com qualificação espacial. Cons: Diminuição da confiabilidade da missão devido ao uso de peças e materiais sem qualificação espacial.</p>	<p>A - Esta é uma condição recorrente, observada em campanhas anteriores. Veja ocorrências M1.M.1, M2.M.1 e M3.M.1 nas “lições aprendidas” de campanhas anteriores.  B - A recorrência desta ocorrência mostra a necessidade de melhorar a coordenação entre organizações patrocinadoras, gerenciamento geral de missão e organizações participantes na garantia do cumprimento dos requisitos de missão no que concerne à aquisição de partes e materiais.</p>
<p>M4.M.3</p>	<p>Os testes de acionamento dos pirotécnicos constataram soldas dos acionadores com baixa resistência e algumas estavam soltas..</p>	<p>C: Deficiências de processo, ou de mão-de-obra ou de partes e materiais. E: Foram observadas soldas de baixa resistência nos acionadores dos pirotécnicos. Cons1: Possível operação deficiente do sistema pirotécnico da plataforma. Cons2: Diminuição da confiabilidade da missão devido a possível falha do sistema pirotécnico da plataforma.</p>	<p>A – Durante a fase de MAIV, nos testes de aceitação da plataforma para voo, foram observadas soldas de baixa resistência nos acionadores dos pirotécnicos. B – A não conformidade foi corrigida através de retrabalho dos pontos de solda. C – Como possíveis causas para a não-conformidade, citam-se: (a) deficiências de processo; (b) deficiência de mão-de-obra; (c) deficiências de partes e materiais</p>

continua



Tabela A.28 - Continuação.

M4.M.3			(Possivelmente, este fato encontra-se fora da alçada de decisões da gerência geral da missão, ou seja, refere-se a uma ocorrência no âmbito de um dos provedores para o programa.)
M4-1.M.1	A placa de circuito impresso sofreu sérias falhas na montagem dos componentes SMD, fazendo com que o experimento tecnológico não funcionasse.	C0: Falha de mão-de-obra. C1: Falhas na montagem de componentes SMD do equipamento GPS E: Falha na operação do equipamento GPS, em testes da Fase MAIV. Cons: Possível perda do experimento, com diminuição da eficácia da missão.	A – O experimento objetivava avaliar o desempenho de receptor de GPS quando submetido a grandes velocidades e acelerações. B – Em testes na fase MAIV, foi observada falha na operação do equipamento GPS. C – Avaliações mostraram que havia falhas na montagem de componentes SMD do equipamento GPS. D – Foi efetuado retrabalho, corrigindo os erros observados. E – O equipamento não apresentou não-conformidades em voo.
M4.U.1	A plataforma deixou de transmitir dados após 72s do voo da plataforma CUVS-30.	C: Insuficiência de ações da gerência da missão, gerência do pacote de trabalho relativo ao experimento e da gestão da qualidade. C1: Uso de partes elétricas sem qualificação espacial. C2: Falha do transponder. E: A plataforma deixou de transmitir dados de telemetria de bordo e de carga útil após 72s de voo.	A – A plataforma é projetada para transmitir dados, tanto da própria plataforma quanto dos experimentos, via telemetria de bordo, quando em voo. B – Porém, a transmissão de dados cessou após 72s do voo. C – Avaliações pós voo, indicaram que o sistema de telemetria de bordo e de carga útil não suportou as exigências ambientais de voo.

continua

Tabela A.29 - Continuação.

M4.U.1		<p>Cons1: Perda dos dados relativos ao experimento GPS.                  Cons2: Diminuição da eficácia da missão.</p>	<p>D – Como fator principal da falha, foi apontado o uso de materiais elétricos de uso comercial.                  E – Como a falha ocorreu na fase de voo, ocorreram insuficiências em testes de qualificação e em reuniões de revisão relativas ao desenvolvimento da plataforma.</p>
M4.U.2	<p>Presença de certa quantidade de água do mar no interior hermético da plataforma.</p>	<p>C0: Possíveis causas para a falhas dos o’rings incluem: (a) deficiência de projeto; (b) deficiência de processo; (c) deficiência de mão-de-obra; (d) deficiência de partes e materiais.                  C1: Falha de o’rings de isolamento.                  E: Presença de água do mar, em quantidade pequena, no interior hermético da plataforma                  Cons1: Possibilidade de pane elétrica da plataforma.                  Cons2: Possibilidade de perda de dados relativos aos experimentos.                  Cons3: Possibilidade de dano no <i>hardware</i> dos experimentos.</p>	<p>A – O módulo de carga útil dispunha de um segmento hermeticamente selado, contendo a eletrônica da plataforma e experimentos que não poderiam ser submetidos a contato com a água do mar, na fase de resgate da plataforma.                  B - Após o resgate da plataforma, foi observada a presença de água do mar, em quantidade pequena, no interior hermético da plataforma.                  C – Não foram observados danos à parte elétrica da plataforma ou aos experimentos.                  D – Avaliações indicaram a falha de isoladores o’ring.                  E – Possíveis causas para a falhas dos o’rings incluem: (a) deficiência de projeto; (b) deficiência de processo; (c) deficiência de mão-de-obra; (d) deficiência de partes e materiais.</p>

continua

Tabela A.30 - Conclusão.

<p>M4.U.3</p>	<p>Transmissor de rádio VHF teve curto circuito em sua antena "beacon". Houve falha do sistema de localização por "beacon" VHF.</p>	<p>C: A boia que suportava a antena de transmissão e o transmissor desinflou, resultando em falha do transmissor.  E: Houve falha do sistema de localização por "beacon" VHF.  Cons:  Possibilidade de perda da missão.</p>	<p>A.1 - A plataforma tinha flutuação positiva e o sistema da boia necessitava de flutuação negativa.  A.2 - A boia desinflou e adernou provocando curto na antena quando esta tocou na água.   A – A plataforma é dotada com um sistema de boia/transmissor/antena para a localização da plataforma, após o "splashdown".  B – O sistema é projetado de modo que, após o "splashdown", a boia inflada sustente a antena acima de si e resguarde o transmissor de contato com a água do mar. O sistema passa a emitir, então, um sinal "beacon", a uma frequência pré-definida.  C – Por razões não definidas, a boia desinflou resultando em curto-circuito do transmissor.  D – A falha do transmissor redundou na falha do sistema de localização por "beacon", não ocorrendo a transmissão do sinal de localização.  E – O sistema visual "marcador de água" orientou o resgate.</p>
---------------	---	---	--

## **A.4 Operação Maracati II**

### **A.4.1 Análise dos experimentos:**

A Tabela A.7 e os subitens A.4.1.2, A.4.1.3, A.4.1.4, A.4.1.5, A.4.1.6 e A.4.1.7 a seguir descrevem ocorrências e recomendações coletadas com relação à operação de lançamento, ao campo e aos experimentos, expressos na Tabela A.8.

Tabela A.31 - Descrição das ocorrências observadas na Operação Maracati II.

Identificação do Experimento			Categorização de falhas segundo a estrutura da Figura 2										
Nº	Título do Experimento	Instituição / Pesquisador Principal	Voo: Sucesso(S)/ Sucesso Parcial (SP)/ Fracasso (F)	Indicação de falha com base na EDT ( <u>EXPERIMENTOS</u> )									
				EQUI PTO	INTFC	AMBE	SOLO	REC	AMBV	RH	S, SP ou F	OBS.:	
1	Estudo do efeito da microgravidade sobre a cinética da enzima invertase (DMLM III).	Centro Universitário da FEI (Fundação de Ensino Inaciana). Dr. Alessandro La Neve.	(S) Plataforma recuperada	OK	OK	OK	OK	OK	OK	OK	OK	S	- OK
	Análise do Efeito da Microgravidade nas Propriedades de Filmes de Nano tubos de Carbono (CADEN).	Centro Universitário da FEI (Fundação de Ensino Inaciana). Dr. Alessandro La Neve.	(S) Plataforma recuperada	OK	OK	OK	OK	OK	OK	OK	OK	S	- OK

continua

Tabela A.7- Continuação.

3	Influência da Microgravidade na Solidificação da Liga Eutética Chumbo e Telúrio (SLET).	INPE – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais.  Dr. Chen Ying An.	(S)  Plataforma recuperada	OK	OK	OK	OK	OK	OK	OK	S	- OK
4	Solidificação de uma Liga de Chumbo, Estanho e Telúrio em Microgravidade (SLM)	INPE – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais.  Dr. Chen Ying An.	(S)  Plataforma recuperada	OK	OK	OK	OK	OK	OK	OK	S	
5	Tubos de Calor em Microgravidade (TCM).	UFSC - Universidade Federal de Santa Catarina.  Dra. Márcia B. Henriques Mantelli.	(S)  Plataforma recuperada	OK	OK	OK	OK	OK	OK	OK	S	

continua

Tabela A.7- Continuação.

6	Espalhadores de Calor para Resfriamento de Componentes Eletrônicos em Satélites (TCM-C).	UFSC - Universidade Federal de Santa Catarina.  Dra. Márcia B. Henriques Mantelli.	(S)  Plataforma recuperada	OK	OK	OK	OK	OK	OK	OK	S	- OK
7	Câmara de Ebulição sob Microgravidade (ECEM).	UFSC - Universidade Federal de Santa Catarina.  Dr. Julio César Passos.	(S)  Plataforma recuperada	OK	OK	OK	OK	OK	OK	OK	S	- OK

continua

Tabela A.7- Continuação.

8	Experimentos Educacionais em Microgravidade (EEM).	Secretaria Municipal de Educação de São José dos Campos (Escolas: EMEF Profa. Maria de Melo EMEF Profa. Jacyra Vieira Baracho, EMEF Profa. Ildete Mendonça Barbosa e EMEF Profa. Maria Amélia Wakamatsu).  Profa. Maria Aparecida dos Santos Pereira.	(S)  Plataforma recuperada	NO	OK	OK	OK	OK	OK	NO	S	- OK
---	--	---	----------------------------------	----	----	----	----	----	----	----	---	------

continua



Tabela A.7- Conclusão.

9	GPS para Aplicações Aeroespaciais (GPS-AE).	UFRN - Universidade Federal do Rio Grande do Norte.  Dr. Francisco das Chagas Mota	(F)  Plataforma recuperada	OK	NO	OK	OK	OK	OK	NO	F	- OK
10	Efeito da microgravidade em plantas (VGP).	UFRN - Universidade Federal do Rio Grande do Norte.  Dra. Kátia Castanho Scortecci.	(S)  Plataforma recuperada	OK	OK	OK	NO	OK	OK	OK	S	- Acesso tardio.

**Legenda:** N/A – Não aplicável; EXP – Desenvolvimento do experimento (HW, SW ou conceitual); INTFC – Interface do experimento com o veículo, Interface Ambiente telemetria de vídeo e dados, e interface com veículo e controle de solo; AMBE – Ambiente devido a injeção da plataforma, do controle de atitude e do sistema YOYO; SOLO – Controle de solo, recuperação de dados e amostras, e infraestrutura; REC – Recuperação da plataforma e do experimento; AMBV – Ambiente interno da plataforma; RH – Eventuais não conformidades advindas da ação da equipe da missão e SUS / FRAC – Sucesso (S), Sucesso parcial (P) ou Fracasso (F) da operação e do experimento.

A.4.1.2 *Pitfalls* no desenvolvimento da plataforma, dos experimentos e da campanha.

- Não utilização de uma solução universal de design de hardware. O hardware foi personalizado para uma missão de voo específica. (*“Design”*)
- Houve atrasos no cronograma de desenvolvimento por parte do IAE, do DLR e do desenvolvimento dos experimentos pelos pesquisadores. (*“MAIV”*)
- Falta de uma infraestrutura de apoio aos experimentos para tornar a base de lançamento apta a operar em operações regulares, atendendo melhor às áreas biológica e química (laboratórios). (*“Utilisation”*)
- O trabalho de integração de plataforma / foguete de sondagem teve que ser realizado em um curto período de tempo e repetido algumas vezes. (*“Utilisation”*)

A.4.1.3 Recomendações do IAE

Sem recomendações.

A.4.1.4 Análise de falhas no voo (*“Utilisation”*)

Não houve.

A.4.1.5 Análise de falhas no segmento de solo

Falta de laboratórios para preparação e carregamento dos experimentos no CLA. Foi utilizada uma sala azulejada e com condicionamento térmico para servir de laboratório químico/biológico. A sala continha mofo e sinais de infiltração de água de chuva. (*“Utilisation”*)

A.4.1.6 Análise dos dados internos, de telemetria, de vídeo e das amostras.

Dados internos, de telemetria, de vídeo e das amostras todos normais.

a) Dados internos: Recuperados os experimentos com as memórias flash.

b) Dados de telemetria: Recuperados os dados de telemetria dos experimentos.

c) Dados de vídeo: Uso de vídeo para experimento.

d) Amostras: Recuperadas as amostras de voo.

A.4.1.7 Caracterização gerais das falhas e das oportunidades dos experimentos, interface e veículo alocadas nos ciclos de vida de experimento tipo “protoflight”.

A.4.1.7.1 Fase “Kick-Off”

Não houve.

A.4.1.7.2 Fase “Design”

Não houve.

A.4.1.7.3 Fase “MAIV”

Não houve.

A.4.1.7.4 Fase “Utilisation”

a) DMLM III: A quantidade total de líquido em algumas das câmaras era menor que o volume inicial (“Utilization”)

b) CADEN: Encher as câmaras do equipamento de acordo com os requisitos mostrou-se uma tarefa difícil

A.4.1.7.5 Fase “Disposal”

a) Devolvido os experimentos às instituições de pesquisa e ensino.

A.4.2 Ocorrências da missão e dos experimentos no ciclo de vida do projeto:

Tabela A.32 - Relação de cenários.

	<b>VS30 V07 (Operação Maracati II) (M5)</b>		
M5	<p>•"Design"                      Geral: não utilização de uma solução universal de design de hardware. O hardware foi personalizado para uma missão de voo específica.</p> <p>• MAIV:                      Geral: Houve atrasos no cronograma de desenvolvimento. Dificuldade na aquisição de material com qualificação espacial.</p> <p>• "Utilisation":                      Geral: . As condições do laboratório no local de lançamento não atendem aos requisitos de instalações espaciais. Durante a campanha de lançamento, a temperatura do módulo de plataforma foi encontrada fora dos limites de especificação, recorrentemente. O trabalho de integração de plataforma / foguete de sondagem teve que ser realizado em um curto período de tempo e repetido várias vezes.</p> <p>DMLM III: A quantidade total de líquido em algumas das câmaras era menor que o volume inicial.</p> <p>CADEN: Encher as câmaras do equipamento de acordo com os requisitos mostrou-se uma tarefa difícil.</p>		
M5.D.1	<p>Geral: não utilização de uma solução universal de design de hardware. O hardware foi personalizado para uma missão de voo específica.</p>	<p>C0: Insuficiência de coordenação por parte de organizações patrocinadoras, gerenciamento geral de missão e organizações participantes na definição de requisitos para o programa.                      C1: Falta de uma solução universal de projeto de hardware para o programa.</p>	<p>A - Essa é uma condição recorrente, observada na campanha anterior Veja M1.D.1, M2.D.1 e M3.D.1 nas "lições aprendidas" da Campanha Lençóis Maranhenses, Cumã e Cumã II.</p>

continua

Tabela A.33 - Continuação.

M5.D.1		E – A inexistência de requisitos padrões para interfaces determinou a customização do hardware para cada missão. Cons: Esforços recorrentes de projeto e de fabricação incidentes em todas as missões, com impacto negativo no cronograma, nos custos e na confiabilidade.	B - A recorrência desta ocorrência mostra a necessidade de melhorar a coordenação entre organizações patrocinadoras , gerenciamento geral de missão e organizações participantes na definição de requisitos para o programa.
M5.M.1	<p>Houve atrasos no cronograma de desenvolvimento .</p> <p>O cronograma para o desenvolvimento do equipamentos, definidos pelos gerentes do pacote de trabalho dos equipamentos, excederam o tempo alocado pelo cronograma da missão, definido pela gerência.</p>	<p>C0: Organizações patrocinadoras, gerenciamento geral da missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para aprimorar deficiências recorrentes na definição de cronogramas de missão e cronogramas de desenvolvimento de experimentos. C1: Um cronograma da missão muito exíguo foi definido para a campanha como um todo.</p>	<p>A – Trata-se de condição recorrente, observada em campanhas anteriores. Veja M1-1.M.2, M2.M.2 e M3.M.2, nas “lições aprendidas” das Campanha Lençóis Maranhenses, Cumã e Cumã II, respectivamente.</p>

continua

Tabela A.34 - Continuação.

M5.M.1		<p>E: O cronograma para o desenvolvimento do equipamento, definido pelo gerente do pacote de trabalho do equipamento, excedeu o tempo alocado pelo cronograma da missão, definido pela gerência da missão.</p> <p>Cons: Diminuição da confiabilidade da missão devido ao desenvolvimento incompleto do projeto.</p>	<p>B - A recorrência desta ocorrência mostra a necessidade de que seja aprimorada a coordenação entre a gerência geral de cada missão e as gerências dos pacotes de trabalho relativos aos experimentos em cada missão, de modo que haja consistência entre os cronogramas correspondentes. Há a necessidade de que organizações patrocinadoras gerenciamento geral de missão e organizações participantes articulem-se para a definição de requisitos e políticas claras, referentemente e aos cronogramas de missão e cronogramas de desenvolvimento de experimentos.</p>
--------	--	---	---

continua

Tabela A.35 - Continuação.

<p>M5.M.2</p>	<p>Dificuldade na aquisição de partes com qualificação espacial.</p>	<p>C: Organizações patrocinadoras, gerenciamento geral da missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para aprimorar a confiabilidade da missão, por meio da solução de deficiências recorrentes de missão.  E: Dificuldade na aquisição de peças e materiais com qualificação espacial.  Cons: Diminuição da confiabilidade da missão devido ao uso de peças e materiais sem qualificação espacial.</p>	<p>A - Esta é uma condição recorrente, observada em campanhas anteriores. Veja ocorrências M1.M.1, M2.M.1, M3.M.1 e M4.M.2, nas "lições aprendidas" das campanhas Lençóis Maranhenses, Cumã, Cumã II e Angicos, respectivamente.  B - A recorrência desta ocorrência mostra a necessidade de melhorar a coordenação entre organizações patrocinadoras, gerenciamento geral de missão e organizações participantes na garantia do cumprimento dos requisitos de missão no que concerne à aquisição de partes e materiais.</p>
---------------	--	---	--

continua

Tabela A.36 - Continuação.

M5.U.1	As condições do laboratório no local de lançamento não atendem aos requisitos de instalações espaciais.	<p>C: Organizações patrocinadoras, gerenciamento geral da missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para aprimorar a confiabilidade da missão, por meio da resolução de deficiências recorrentes de missão.</p> <p>E: As condições do laboratório, no local de lançamento, não atendem os requisitos aplicáveis a instalações espaciais.</p> <p>Cons: Diminuição da confiabilidade da missão devido à possibilidade de contaminação de equipamentos do experimento.</p>	<p>A - Esta é uma condição observada em missões anteriores, que não tem evoluído positivamente de missão para missão. Veja as ocorrências M1.U.1, M2.U.2 e M3.U.1 em campanhas anteriores.</p> <p>B - A recorrência desta ocorrência mostra a necessidade de melhorar a coordenação entre organizações patrocinadoras gerenciamento geral de missão e organizações participantes na garantia do cumprimento dos requisitos de missão no que concerne às facilidades utilizadas no programa.</p>
M5.U.2	Durante a campanha de lançamento, a temperatura do módulo de plataforma foi encontrada fora dos limites de especificação, recorrentemente.	<p>C: Organizações patrocinadoras, gerenciamento geral de missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias</p>	<p>A - Essa é uma condição recorrente, observada em campanhas anteriores. Veja ocorrências M2-1.U.2 e M3.U.3, nas "lições</p>

continua



Tabela A.37 - Continuação.

M5.U.2		<p>para aprimorar a confiabilidade de missão, por meio da solução de deficiências recorrentes em requisitos de missão.</p> <p>C1: Mau funcionamento do sistema de ar condicionado que atende ao módulo de carga útil, na plataforma de lançamento.</p> <p>E: Durante a campanha de lançamento, a temperatura do módulo de carga útil foi encontrada fora dos limites de especificação, recorrentemente.</p> <p>Cons1: Redução do tempo de vida de amostras, o que obrigou as equipes de missão e de equipamentos a substituírem a solução de experimentos a cada dois dias, durante a campanha de lançamento.</p> <p>Cons2: Redução da confiabilidade de missão, devido, principalmente, à possibilidade de que a solução de experimentos esteja não-conforme com especificações.</p>	<p>aprendidas” das campanhas Lençóis Maranhenses, Cumã e Cumã II, respectivamente.</p> <p>B - A recorrência desta ocorrência mostra a necessidade de que haja melhoria na coordenação entre organizações patrocinadoras gerenciamento geral de missão e organizações participantes para garantia do cumprimento dos requisitos de missão no que concerne às facilidades utilizadas no programa.</p>
--------	--	---	---

continua

Tabela A.38 - Continuação.

<p>M5.U.3</p>	<p>O trabalho de integração de plataforma / foguete de sondagem teve que ser realizado em um curto período de tempo e repetido algumas vezes.</p>	<p>C0: Organizações patrocinadoras, gerenciamento geral de missão e organizações participantes não coordenaram suficientemente as ações necessárias para melhorar a confiabilidade da missão, por meio da solução de deficiências recorrentes em requisitos de missão. C1: Requisitos relativos ao tempo de vida das soluções dos experimentos e sua degradação com a temperatura. E: O trabalho de integração de plataforma/foguete de sondagem teve que ser realizado em um curto período de tempo e repetido várias vezes. Cons1: Confiabilidade diminuída do experimento. Cons2: Grande pressão sobre a equipe do pacote de trabalho.</p>	<p>A - Durante a campanha de lançamento, o módulo de carga útil teve que ser integrado ao foguete de sondagem em um intervalo de tempo da ordem de 3 horas antes do horário de lançamento, devido ao tempo de vida das soluções dos experimentos e sua degradação com a temperatura. B - Como uma campanha de lançamento pode durar dias, normalmente com pelo menos uma tentativa de voo por dia, houve grande pressão sobre a equipe do pacote de trabalho, pois os experimentos tinham que ser montados e desmontados antes e depois de cada tentativa de voo, em um período de tempo da ordem de três horas.</p>
---------------	---	---	--

continua

Tabela A.39 - Continuação.

M5.U.3			<p>C - Essa é uma condição já observada em uma campanha anterior, que não sofreu melhorias. Veja a ocorrência M3-2.U.4 em campanha anterior.</p> <p>D - A recorrência desta ocorrência mostra a necessidade de aprimorar reuniões e relatórios de revisão pós-campanha.</p>
M5-1.U.1	<p>A quantidade total de líquido em algumas das câmaras era menor que o volume inicial.</p>	<p>C0: Ausência de verificação na fase MAIV.  C1: Uma não conformidade de projeto ou de fabricação.  E: A quantidade total de líquido aferida em algumas câmaras foi inferior a seu volume inicial.  Cons:  Confiabilidade diminuída do experimento.</p>	<p>A - Após a recuperação do hardware do experimento, verificou-se que a quantidade total de líquido em algumas das quinze câmaras do experimento era inferior ao seu volume inicial, levantando, assim, a possibilidade de que haveria retenção de líquido pelas válvulas.</p>

continua

Tabela A.40 - Continuação.

M5-1.U.1			<p>B - Esta condição afeta o cálculo do balanço de volumes de reagentes, comprometendo a interpretação dos resultados dos experimentos, em termos do volume final dos produtos das reações.</p> <p>C - A não conformidade foi detectada na campanha de lançamento. Falta de tempo hábil impediu qualquer tentativa de uma revisão de projeto ou de fabricação.</p> <p>D - Como resultado, a não conformidade foi aceita como se encontrava, às custas de uma redução na confiabilidade do experimento.</p>
M5-2.U.1	<p>Encher as câmaras do equipamento de acordo com os requisitos mostrou-se uma tarefa difícil.</p>	<p>C0: Ausência de verificação na fase MAIV.</p> <p>C1: Solução de projeto pouco eficiente e de baixa ergonomia para alimentar as câmaras.</p>	<p>A - Durante a fase de utilização, observou-se que o preenchimento das câmaras com os requisitos de não introduzir bolhas e extrair o ar interno exigia</p>

continua

Tabela A.41 - Continuação.

M5-2.U.1		<p>E: Encher as câmaras do equipamento de acordo com os requisitos mostrou-se uma tarefa difícil.</p> <p>Cons1: Confiabilidade diminuída do experimento.</p> <p>Cons2: Risco de volume de líquido não conforme com especificações dentro da câmara.</p>	<p>extremo cuidado de operação, para um resultado bem sucedido.</p> <p>B - Verificou-se, também, que o operador não tinha visão da quantidade de líquido já dentro da câmara, durante a realização da operação de enchimento.</p> <p>C - Como resultado, a operação de preenchimento levou um tempo extra e o resultado não pôde ser verificado com grande certeza.</p> <p>D - Além disso, todas as operações de preenchimento foram acompanhadas por vazamentos quase inevitáveis de fluídos, contaminando o ambiente do equipamento.</p>
----------	--	---	--

continua

Tabela A.42 – Conclusão.

M5-2.U.1		<p>D - A não conformidade foi detectada na campanha de lançamento. A falta de tempo impediu qualquer tentativa de uma revisão de projeto ou de fabricação.</p> <p>E - Como resultado, a não conformidade teve que ser aceita como se apresentava, às custas de uma redução da confiabilidade do experimento.</p> <p>F - Uma não conformidade semelhante já havia sido observada em uma campanha anterior. Veja a ocorrência de "lições aprendidas" M3-2.U.3 em campanha anterior.</p>
----------	--	---

## **APÊNDICE B – MICROGRAVIDADE E AFINS (HISTÓRICO ESTENDIDO DO PROGRAMA MICROGRAVIDADE DA AEB)**

O presente apêndice tem como objetivo registrar o histórico das atividades em microgravidade no Brasil tanto pela AEB dentro do Programa Microgravidade, quanto pelo IAE.

### **B.1 Primórdios do uso de foguetes de sondagem para transporte de plataformas suborbitais para realização de experimentos em microgravidade.**

Tradicionalmente, foguetes de sondagem vêm sendo utilizados há décadas no estudo e pesquisa da alta atmosfera e da ionosfera. O uso de foguetes de sondagem para transporte de experimentos de microgravidade começou nos Estados Unidos na década 70 com o Foguete para Aplicações de Processamento Espacial (*Space Processing Applications Rocket* – SPAR) desenvolvido pelo *Marshall Space Flight Center* / NASA. Com o advento do projeto Apolo, experimentos em microgravidade começaram também a ser desenvolvidos durante os trajetos das missões à Lua.

Com o início da era dos laboratórios e das estações espaciais [ex.: SALYUT 1 a 7 (1971 - 1991), SKYLAB (1973 - 1979) e MIR (1986 - 2001)] muito se fez voltado a pesquisas em ambiente de microgravidade. Posteriormente, o programa de microgravidade americano ganhou um novo impulso com o início das atividades do veículo *Space Shuttle*. Em pouco tempo, experimentos começaram a ser realizados nas missões orbitais envolvendo o veículo *Space Shuttle*, estendendo-se às estações espaciais mais contemporâneas como a *International Space Station* – ISS (1998 - presente) e a estação chinesa *Tiangong 1* (2011 - 2018).

Em paralelo as atividades orbitais do primórdio dos programas americano e russo, também várias plataformas suborbitais foram desenvolvidas no mundo nos últimos 40 anos para fins de experimentos em microgravidade. Com custo mais barato e possuindo dedicação total à missão (a campanha de lançamento se adequa aos requisitos do experimento, podendo-se por exemplo efetuar

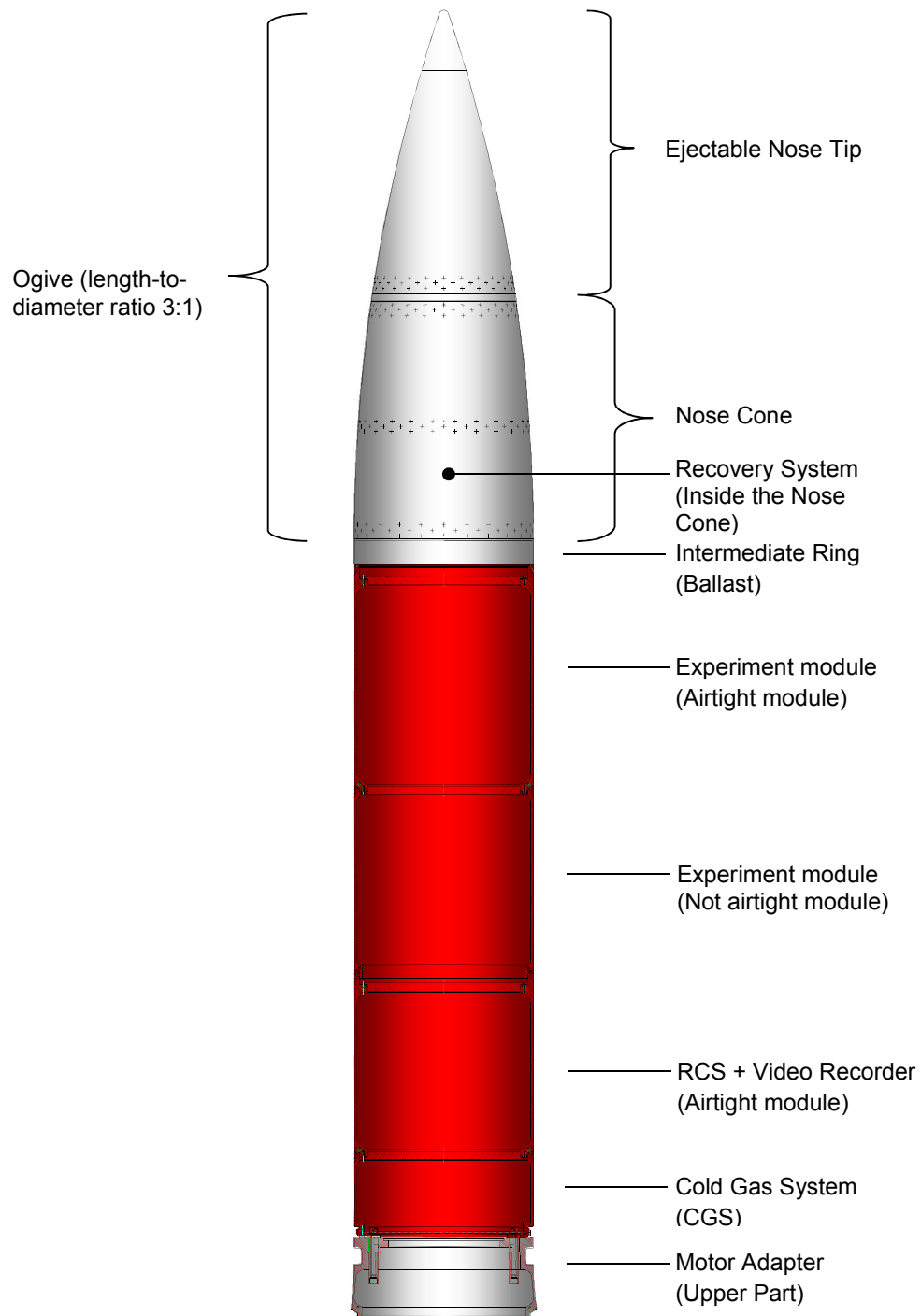
voos diurnos, noturnos, em determinadas épocas, horários e locais específicos) as plataformas suborbitais constituem uma opção muito utilizada hoje em dia.

Um exemplo típico é o programa de “Experiências tecnológicas sob ausência de gravidade” denominado TEXUS (“*Technologische Experimente Unter Schwerelosigkeit*”). Em 1976, o Ministério Alemão de Pesquisa e Desenvolvimento deu início ao programa TEXUS, ativo até os dias atuais, que visa realizar experiências em processamento de materiais, em fluido dinâmica, em experimentos biológicos e em combustão. Utilizava foguetes de sondagem Skylark 7 (Inglês) e Black Brant 8 (Canadense) para o transporte de sua plataforma de microgravidade - nominada de TEXUS. A plataforma TEXUS, pesa aproximadamente 400 kg, e transporta aproximadamente 100 kg de experimentos científicos, habilitando 5 a 6 minutos de ambiente de microgravidade aos experimentos. Posteriormente, e também sob a coordenação da antiga DASA (atual DLR), foram desenvolvidos mais dois novos conceitos de plataformas, a plataforma Mini-TEXUS (Figura B.1), capaz de manter um ambiente de microgravidade por 3 a 4 minutos para uma carga científica de experimentos de 40 kg (esta plataforma utilizava um foguete NIKE-ORION. Posteriormente, o motor ORION foi aperfeiçoado e substituído, criando o foguete NIKE-ORION *Improved*), e a plataforma MAXUS, capaz de manter 150 kg de experimentos em um ambiente de microgravidade de 12 a 15 minutos (utilizando um motor Castor IVB da fábrica americana ATK Thiokol (2008)).

De modo similar, outros países se envolveram nas últimas décadas no desenvolvimento de programas autóctones, assim surgindo, por exemplo, o programa Sueco (com o desenvolvimento de sua plataforma para experimentos MASER – *Materials Science Experiment Rocket* – da *Space Swedish Corporation* – SSC / utilizando o foguete de sondagem Black Brant 8), o programa Japonês (utilizando a plataforma *Micro Gravity Experiment System Type II* com o foguete de sondagem TR-IA da antiga NASDA (*National Space Development Agency of Japan*), este último já extinto devido ao seu alto custo relativo a sistemas foguete/plataforma similares.



Figura B.1 - Configuração da Plataforma Científica MiniTexas.



Fonte: DLR/MORABA (2002).

Em 1996, uma proposta do *Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt* (DLR/Alemanha) ao então Centro Técnico Aeroespacial (CTA), para a

adaptação de uma plataforma alemã – MINI-TEXUS - ao primeiro estágio do foguete de sondagem SONDAIII, deu origem ao foguete VS-30, levando uma plataforma de aproximadamente 120 kg a um ambiente de microgravidade de 3 a 4 min. A parte do primeiro voo do protótipo do foguete VS-30 (Operação Santana lançado do CLBI em 28 de abril de 1997), outros 2 voos foram feitos na Europa pelo DLR/MORABA, com experimentos europeus. A Tabela B-1 apresenta todas as missões de microgravidade efetuadas dentro do Programa Microgravidade da AEB.

Tabela B-1 - Serie das missões de microgravidade operadas pelo Programa Microgravidade da AEB.

Item #	Designação do veículo de sondagem	Designação das operações de lançamento	Data do lançamento	Categoria de voo	Observações
1	VS-30 XV06	• <i>Operação Cumã</i>	1 DEZ 2002	Suborbital	- Voo com sucesso parcial (falha na separação da plataforma com a perda da plataforma). - Designação da plataforma: <b>X1</b>
2	EEI	• <i>Missão Centenário</i>	30 MAR 2006	Orbital	- Voo com sucesso. - Missão à EEI do astronauta brasileiro Maj. Marcos César Pontes. - Centro de Lançamento de Baikonur - Designação do veículo: <b>Soyuz TMA-8</b> - Dados sobre a missão relacionado no apêndice e no anexo.
3	VS-30 V04	• <i>Operação Cumã II</i>	19 JUL 2007	Suborbital	- Voo com sucesso parcial (falha na separação da plataforma com a perda da plataforma) - Designação da plataforma: <b>MICROG1</b>
4	VS-30 V07	• <i>Operação Angicos</i>	16 DEZ 2007	Suborbital	- Voo com sucesso parcial - Designação da plataforma: <b>CU-VS30</b> (plataforma Argentina)
5	VS-30 V07	• <i>Operação Maracati II</i>	12 DEZ 2010	Suborbital	- Voo com sucesso com recuperação da plataforma. - Designação da plataforma: <b>MICROG1A</b>

No seu quarto voo (VS-30 V04) realizado em 1999 na Operação São Marcos, foram transportados os experimentos de microgravidade do Centro Universitário da Fundação Educacional Inaciana "Padre Saboia de Medeiros" (FEI), da Universidade de São Paulo (USP), da Universidade do Vale do Paraíba (Univap) e da empresa americana Instrumentation Technology Associates, Inc. (ITA).

Uma segunda operação com experimentos em microgravidade ocorreu na Operação Lençóis Maranhenses (VS-30 V05), em 2000, quando foram enviados a bordo experimentos da Univap e da FEI.

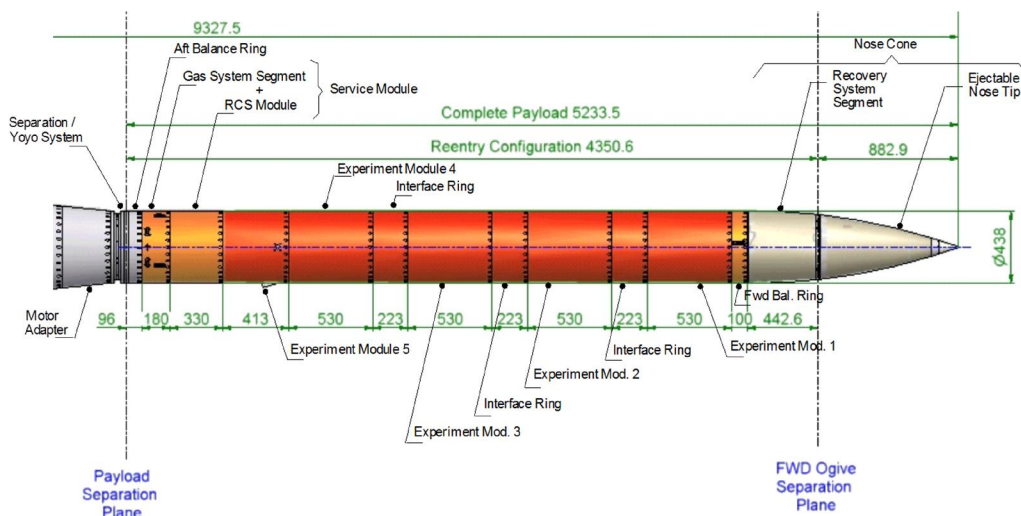
Com o envolvimento do Brasil no desenvolvimento da Estação Espacial Internacional (EEI), em 1998, foi criado pela Agência Espacial Brasileira (AEB) o Projeto Microgravidade. Elevado à categoria de Programa em 2006. O Projeto Microgravidade tinha como objetivos: a disponibilização de ambientes de microgravidade à comunidade técnico-científica brasileira, a promoção de meios de acesso ao ambiente de microgravidade e a provisão de suporte técnico aos experimentos embarcados.

Seguindo o desenvolvimento, foi criado o VSB-30 com motor do S30 e um *booster* produzido para este foguete (S31). Essa composição servia para transporte da carga europeia TEXUS.

Por questões funcionais e operacionais, estes foguetes balísticos limitam o ambiente de microgravidade a períodos próximos de três minutos (foguetes de sondagem: VS-30) e de seis minutos (foguetes de sondagem: VSB-30 e VS-30/ORION), todos ambientes com excelente nível de microgravidade ( $\sim 10^{-4}$  a  $10^{-5}$  g). Esse nível de microgravidade é obtido por meio de um sistema de controle de atitude por gás frio interno à plataforma suborbital, que reduz suavemente as velocidades angulares da plataforma quando em vácuo.

A seguir é apresentada a plataforma MICROG1, utilizada na operação Cumã II (Figura B.2). Esta plataforma segue uma configuração similar à plataforma TEXUS.

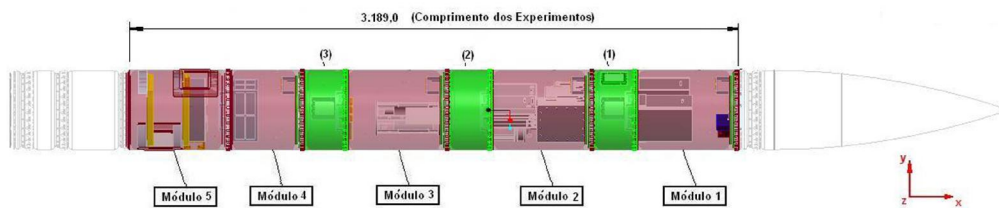
Figura B.2 - Composição e dimensões da Plataforma Cumã II.



Fonte: Produção do Autor.

Na Figura B.3, a mesma plataforma mostrada com as partes de responsabilidade do DLR (linha fantasma cinza) e do IAE (área colorida). Nesta figura é possível ver a disponibilização dos experimentos nas tampas dos módulos herméticos da plataforma.

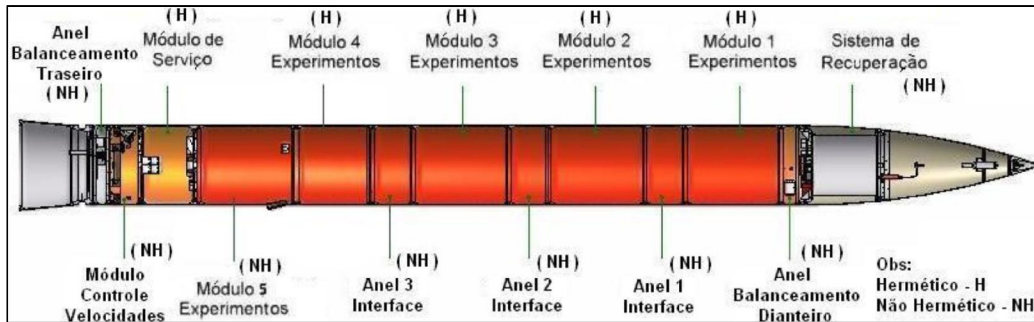
Figura B.3 - Configuração interna do segmento brasileiro da plataforma Cumã II.



Fonte: IAE (2007).

Na figura seguinte (Figura B.4) se tem uma vista dos módulos herméticos e não herméticos da plataforma.

Figura B.4 - Configuração de hermeticidade dos módulos da plataforma Cumã II.



Fonte: IAE (2007).

Um passo para o desenvolvimento nacional de uma plataforma de microgravidade foi dado pelo INPE com o desenvolvimento da pequena plataforma suborbital – PSO –, lançada em 1995 de Alcântara pelo foguete SONDA III XV30 (0,875 t de propelente) na Operação Alecrim (CORRÊA JR., MUSSI, HUMANN, CALDERAN, & BANDEIRA, 2005). A plataforma foi ensaiada para verificação do desempenho do controle de atitude utilizando motores de hidrazina de 1 N de empuxo desenvolvidos para controle de satélites. Eventualmente o conceito desta plataforma poderia ter substituído seus propulsores de hidrazina por gás frio, podendo então ser utilizada para a construção de uma plataforma para microgravidade. Este demonstrador tecnológico continha o desenvolvimento de parte dos principais sistemas necessários para o desenvolvimento de uma plataforma. Seu gerente foi o Eng. Dr. Paulo Milani do INPE. Infelizmente uma falha de descolamento do material da tubeira do motor S30 ainda no “*lift off*” impossibilitou o voo e os testes desta plataforma. O projeto de plataformas suborbitais no INPE que contava de pouco apoio interno foi sendo desmobilizado pelo alto custo do projeto.

Em 2002 foi cogitado então a fabricação da plataforma suborbital (PSO-2). Diferente da PSO, a PSO-2 foi idealizada como uma plataforma de maior porte, da magnitude da plataforma MAXUS. A plataforma MAXUS utiliza como motor foguete o motor CASTOR IVB (10 t de propelente) da fábrica americana ATK Thiokol (2008). Até o momento o maior motor foguete nacional desenvolvido é

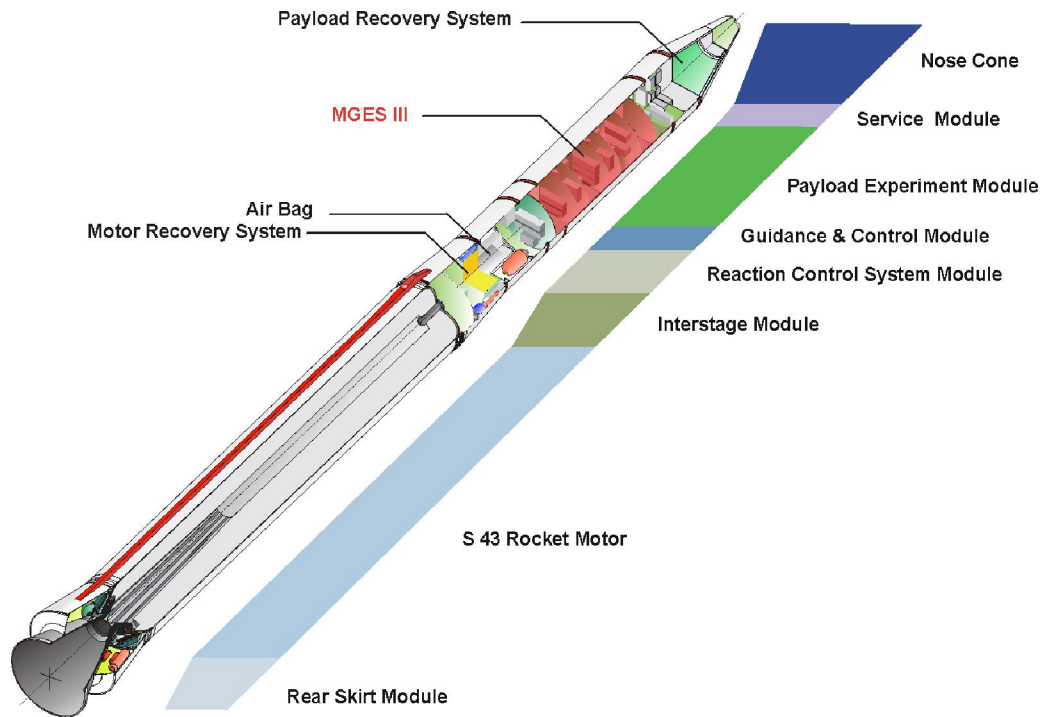
o S43 que possui 7,2 t de propelente. É importante mencionar que o VLS-1 levou ao desenvolvimento dos motores foguetes S43 (1º e 2º estágios).

### **B.1.1 Proposta da “*Mitsubishi Corporation and Ishikawajima-Harima Heavy Industries*”.**

Em junho de 1999, o IAE recebeu uma consulta através do DLR/MORABA da empresa japonesa “*Mitsubishi Corporation and Ishikawajima-Harima Heavy Industries*” para o desenvolvimento de um sistema foguete/plataforma em substituição ao seu antigo sistema (plataforma “Micro Gravity Experiment System Type II” / foguete de sondagem TR-IA). O interesse japonês era o de lançar experimentos suborbitais sem ter que se preocupar com os segmentos veículo, plataforma e de solo já para 2003. Para esta proposta, os lançamentos seriam feitos a partir de do Centro de Lançamentos de Alcântara (CLA) sendo que os japoneses apenas transportariam o módulo contendo seus experimentos (“Micro Gravity Experiment System Type III” / MGES-III) para acoplar na plataforma brasileira.

Para cumprir tal desafio o IAE desenvolveu um estudo de um novo veículo designado VS-43 (Figura B.5), utilizando grande parte de elementos desenvolvidos para o veículo lançador de satélites VLS-1. O veículo VS-43 seria um foguete à propelente sólido de estágio único para uso em pesquisas espaciais capaz de atingir uma faixa de altitude de 500 a 1000 km. O envelope do motor foguete S43 possui 6,3 m de comprimento total e 1,007 m de diâmetro, sendo carregado com 7,2 t de propelente composto de polibutadieno, com um empuxo médio de 305 kN e tempo de queima de cerca de 60 s. O peso total do da plataforma contendo o módulo MGES-III variaria de 350 a 450 kg, já com os experimentos embarcados. O veículo teria controle de atitude em arfagem e guinada durante o tempo ativo de seu estágio através de uma tubeira móvel, sendo que nenhum controle de rolagem seria executado durante essa fase. A redução das acelerações angulares, para se atingir o ambiente de microgravidade, seria fornecido por um sistema de controle de atitude a ser instalado na parte traseira da plataforma.

Figura B.5 - Vista em corte parcial da proposta do veículo VS-43.



Fonte: IAE / Ilustração de Elias Jorge Amery Neto. (1999).

A proposta por parte do IAE foi resumida à fabricação de cinco veículos VS-43 (plataforma não incluída) e o lançamento de operação de foguetes e recuperação de carga do Centro de Lançamento de Alcântara, a um custo total de aprox.. US \$ 20.000.000,00 (preços válidos para o ano de 2002). No pacote incluía-se a preparação dos cinco veículos VS-43, as operações de lançamento, a recuperação da carga útil e o relatório de análise pós voo, não incluindo as despesas de viagem e hospedagem do cliente no Brasil.

Pelo fato de o IAE não dotar de tecnologia pronta para o segmento plataforma, a proposta do IAE excluiu o custo, o desenvolvimento e a responsabilidade por este segmento. Foi, entretanto, efetuada uma consulta à Associação das Indústrias Aeroespaciais Brasileiras (AIAB) e outra ao DLR/MORABA sobre o interesse destas instituições em levar à frente o desenvolvimento total deste segmento, sendo os custos posteriormente incorporados à proposta final.

Sendo esta proposta da Mitsubishi aberta a vários outros países, o DLR/MORABA já estava integrado à um pool de indústrias europeias, declinando o convite de participar de nosso sistema. Quanto à AIAB, esta ficou de analisar o convite feito pelo IAE.

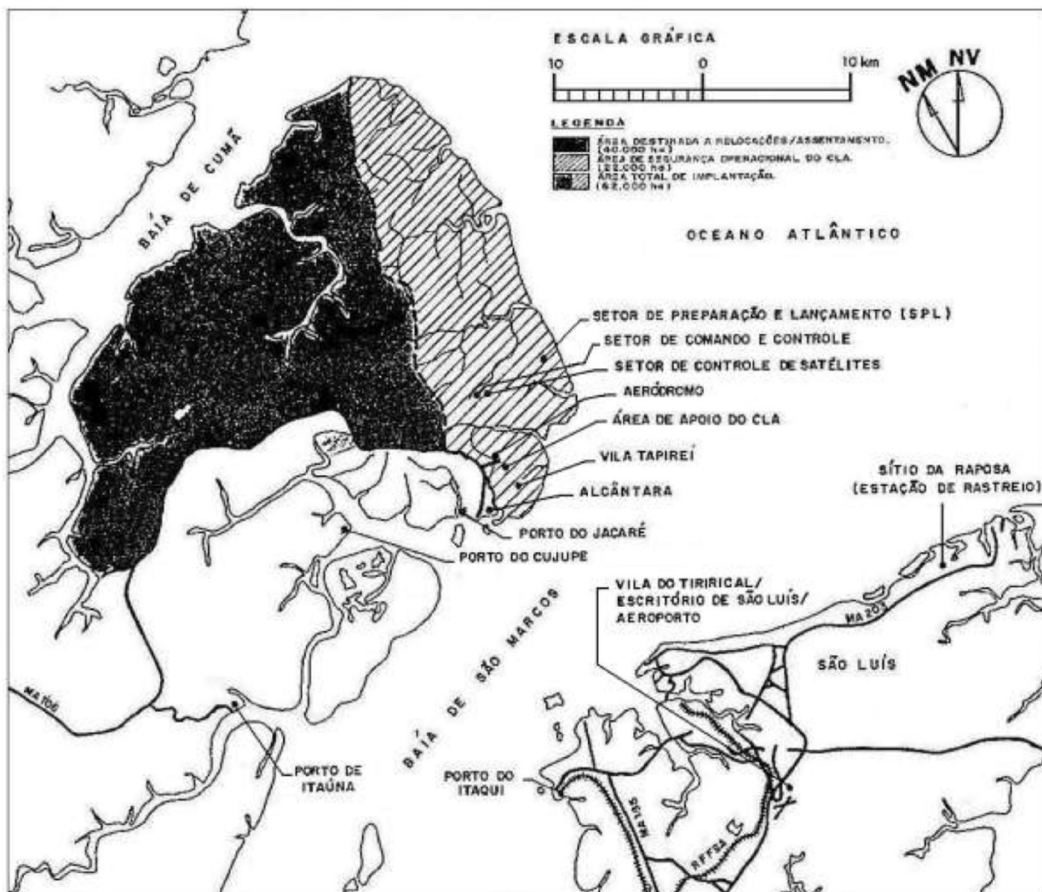
Devido a data limite para recebimento das propostas, foi apresentado pelo IAE à Mitsubishi uma proposta sem o segmento plataforma, o que não interessou à proponente que estava interessada no sistema completo.



## APÊNDICE C – CENTRO DE LANÇAMENTO DE ALCÂNTARA (CLA)

Implantado em uma área total de 620 km<sup>2</sup> no município de Alcântara, MA, situa-se o Centro de Lançamento de Alcântara nas coordenadas 2°22'S, 44°23'W. Este complexo, administrado pelo COMAER, tem por objetivo prover a infraestrutura necessária ao Brasil para o lançamento e o rastreo de foguetes de sondagem e veículos lançadores de satélite. Sua localização geográfica é especialmente privilegiada para lançamentos de veículos voltados a órbitas equatoriais. Na Figura C.1 é apresentado um mapa da baía de São Marcos visualizando o Centro de Lançamento de Alcântara e a cidade de São Luís.

Figura C.1 - Mapa do CLA e de São Luís.



Fonte: IAE (1996).

Fornecendo o suporte operacional necessário para a realização das atividades de campanha durante a Operação Cumã, o Centro de Lançamento de Alcântara (CLA), habilitou aos pesquisadores o uso de suas instalações, também disponibilizando ao CTA/IAE as acomodações necessárias para alojamento dos pesquisadores no local. Os pesquisadores ficaram alojados em casas amplas e mobiliadas concentradas em uma vila, que comportavam até 6 pessoas por casa, ficando em geral de 4 a 5 pesquisadores por casa, tendo sido disponibilizado pela AEB um veículo de médio porte para cada casa.

As atividades dos pesquisadores se dividiram basicamente entre o Prédios da Preparação de Carga-Útil (PPCU) e o Prédio de Preparação de Propulsores (PPP).

O PPCU concentrou todas as atividades com a plataforma e praticamente todas as atividades dos pesquisadores envolvidos no 1º AO. Por melhor atender aos grupos de pesquisadores ligados às áreas biológica e bioquímicas, algumas equipes se instalaram no laboratório da química situado no PPP. Os experimentos cujas equipes ficaram no PPP eram transportados até o PPCU em cada tentativa de lançamento. No PPCU era realizado então o fechamento da carga-útil, que era então transportada ao lançador universal de médio porte para ser integrada ao foguete em toda tentativa de lançamento.

Vale ressaltar que, por possuir um experimento com carga biológica sensível ao ambiente (UERJ), no final de cada tentativa de lançamento do foguete VS-30, se realizava o transporte da plataforma X1 ao PPCU, onde a plataforma era aberta para acesso e substituição do elemento biológico. Uma característica especial da Operação Cumã foi a atividade de carregamento do experimento USP/*Hohenheim* em acesso tardio, quando os géis a serem embarcados eram transportados do PPP diretamente ao lançador universal de porte médio para integração no foguete já montado em rampa, cerca de uma hora antes do voo.

Durante o lançamento do veículo as equipes se concentraram em grande parte no Centro de Controle para assistir ao lançamento, apenas ficando alguns de seus membros em função operacional posicionados na casamata, no PPP ou no Prédio da Telemetria do CTA/IAE.

As figuras C.2 a C.4 apresentam algumas vistas aéreas do Centro de Lançamento de Alcântara (CLA), apresentando a casamata e o lançador universal de porte médio (onde são feitos os lançamentos dos foguetes de sondagem), o Centro Técnico (sede administrativa do CLA e o de onde se localiza o centro de controle da operação), e o Setor de Lançamentos (área operacional onde se realizam todas as atividades de preparo, montagem e lançamento de foguetes e lançadores de satélites no CLA).

A Figura C.5 mostra as distancias relativas entre os locais no CLA.

Figura C.2 - Vista da Casamata e do Lançador Universal de porte médio.



Fonte: IAE (1996).

O CLA e o COMAER também possibilitaram a grande facilidade de movimentação de pesquisadores entre CLA e São Luís, disponibilizando aeronaves para o transporte de pesquisadores e de carga.

A interface logística referente às necessidades da operação e dos pesquisadores na Operação Cumã para com o CLA e para com o COMAER veio através do Grupo de Logística do CTA/IAE, que desenvolveu (“um impecável papel como” ou “o papel de”) facilitador, viabilizando o transporte dos pesquisadores de São José dos Campos ao CLA, negociando as facilidades e a permanência dos pesquisadores no CLA, e também atendendo

as mais diversas solicitações dos pesquisadores já durante as operações de campanha.

Figura C.3 - Vista do Centro Técnico (CT).



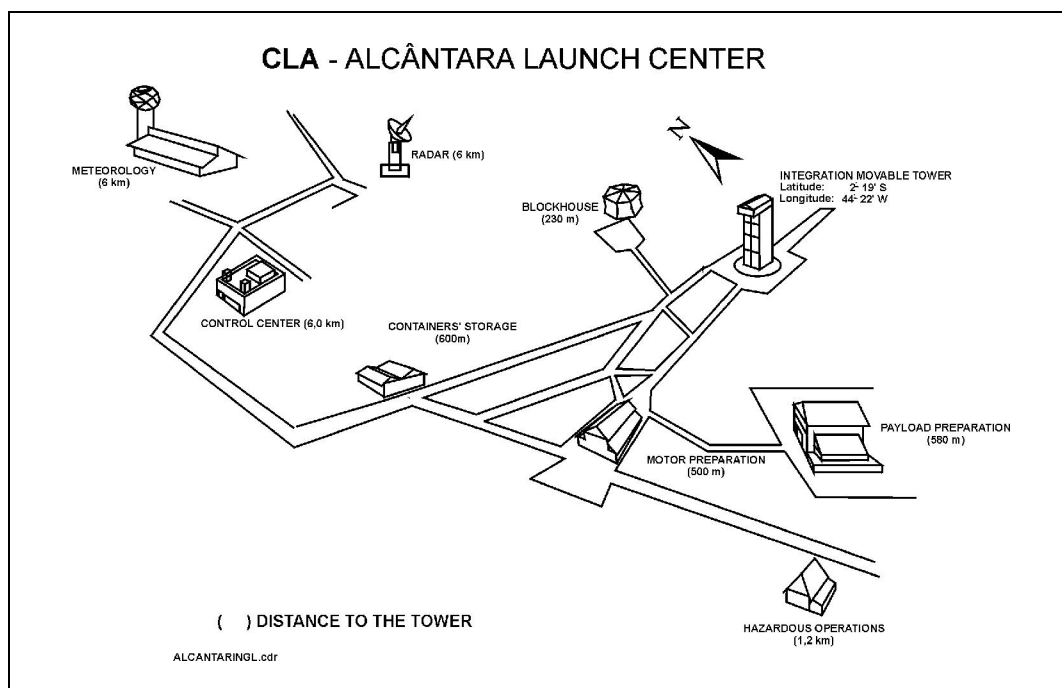
Fonte: IAE (1996).

Figura C.4 - Vista aérea do Setor de Lançamento do Centro de Lançamento de Alcântara (CLA).



Fonte: IAE (1996).

Figura C.5 - Distâncias principais no Centro de Lançamento de Alcântara (CLA).



Fonte: IAE (1996).

## **APÊNDICE D – HISTÓRICO ESTENDIDO DO PROGRAMA**

### **MICROGRAVIDADE**

#### **D.1 Introdução**

O presente apêndice tem como objetivo registrar o histórico das atividades aeroespaciais para a realização de experimentos em ambiente de microgravidade no Brasil.

#### **D.2 Primórdios do uso de foguetes de sondagem para transporte de plataformas suborbitais.**

O Programa Microgravidade da AEB tem por objetivo colocar ambientes de microgravidade à disposição da comunidade técnico-científica brasileira para o desenvolvimento de tecnologia e avanços do conhecimento, provendo meios de acesso e suporte técnico para a viabilização de experimentos nesses ambientes. Atualmente, o Programa disponibiliza voos suborbitais em foguetes de sondagem brasileiros e voos orbitais a bordo da Estação Espacial Internacional (EEI), onde, na presença de uma queda-livre, de curta e de longa duração, este ambiente único é estabelecido.

Em 1998 foi criado o Programa Microgravidade, que até 2011, contabiliza o total de uma missão orbital (Missão Centenário – 2006) e quatro operações de lançamento suborbitais [Operações: Cumã (2002), Cumã II (2007), Angicos (2007) e Maracati II (2010)]. De acordo com o meio escolhido se tem uma qualidade e um ambiente de microgravidade próprios. A Estação Espacial Internacional proporciona um ambiente de microgravidade de longa duração (cerca de 8 dias) enquanto que os foguetes de sondagem VS-30 e VSB-30 proporcionam respectivamente um ambiente de microgravidade de aproximadamente 3 e 6 minutos.

Com a manutenção das atividades do Programa junto à comunidade técnico-científica brasileira faz-se necessária a elaboração de novas chamadas de oferta para realização de experimentos em microgravidade (voos orbitais e

suborbitais), além da continuidade das atividades ora em execução, junto a chamadas passadas. Dentro deste último tópico em particular, se encontra o término das negociações junto à Roscosmos (Rússia) para o envio dos experimentos da chamada de 2006 a bordo da EEI, com a contratação de mão-de-obra de cosmonautas para execução dos experimentos.

Com relação aos foguetes de sondagem nacionais utilizados nos voos suborbitais, estes estão sendo exportados também para o uso do Programa Europeu de Microgravidade junto às plataformas de microgravidade TEXUS e MASER (ambas as plataformas para foguetes de sondagem VSB-30). Estas plataformas são responsáveis pelo suporte dos experimentos em voo, pela telemetria de bordo e pela recuperação dos experimentos, dentre outras funções. No Brasil, as plataformas utilizadas em nossas operações em microgravidade, foram inicialmente obtidas junto à Agência Alemã (DLR/MORABA) por meio de um acordo de cooperação e atualmente uma plataforma para foguetes de sondagem VSB-30 se encontra em fase de nacionalização junto à indústria brasileira.

Atingida a capacidade de telemetria da plataforma MICROG1A, apenas dez dos onze experimentos selecionados para o voo suborbital foram embarcados na Operação Maracati II, tendo sido recuperados com sucesso. Os experimentos selecionados para a Missão Orbital se encontram em fase final de qualificação, esperando uma oportunidade de voo.

### **D.3 Revisões de projeto e de desenvolvimento dos experimentos.**

O acompanhamento e avaliação dos experimentos são feitos por especialistas indicados pela Comissão Técnico-Científica, para executar estas atividades.

O acompanhamento do andamento dos experimentos é feito por meio de relatórios e visitas técnicas, informando ao Gerente do Programa qualquer desvio identificado.

A cada conclusão de operação, é previsto um encontro dos Gerentes de Experimentos do Programa MICROGRAVIDADE, visando a informar resultados alcançados e obstáculos encontrados.

Foram definidas duas revisões para cada experimento, sendo a primeira revisão de projeto realizada logo após a finalização detalhada do projeto do experimento (antes do início do desenvolvimento), e a segunda revisão de experimento, após o desenvolvimento, com o objetivo de verificar se o experimento desenvolvido atende a todos os requisitos exigidos para a sua integração na plataforma e voo.

Cada revisão conta com a presença de, no mínimo, o coordenador do projeto, um representante do DCTA (em função das especificações técnicas) e um pesquisador indicado em função de sua área de atuação e da área de desenvolvimento do experimento. Nas revisões, conforme definido no AO, os pesquisadores e avaliadores, após cada avaliação, encaminhariam relatórios com os seguintes conteúdos:

- Breve descrição do experimento;
- Cronograma atualizado;
- Estágio de desenvolvimento;
- Porcentagem dos recursos financeiros já aplicados;
- Etapas futuras;
- Conclusões; e,
- Comentários gerais.

Relatório dos revisores: conclusões e recomendações à AEB sobre o desenvolvimento dos experimentos, também conforme prevê o AO.

### **D.3.1 Integração dos experimentos**

Após habilitação conseguida nas revisões, os experimentos serão encaminhados pelos seus respectivos proponentes para o IAE, que é o responsável pela sua integração na plataforma de voo. Serão então realizados os testes de compatibilidade entre os sistemas e verificação do funcionamento



de todo o conjunto, procedendo ao balanceamento dinâmico e à colocação de lastro na plataforma, obtendo os dados de massa final, e ao teste de vibração da plataforma como sistema. Apenas nesta fase é que serão fornecidos os tempos exatos relativos aos eventos de voo, para o caso de ajuste de temporizadores nos experimentos.

Os testes ambientais de aceitação do modelo de voo irão ser gerenciados pela FUNCATE sendo que a especificação dos ensaios será elaborada pelo IAE.

Os testes ambientais serão realizados no IAE envolvendo o ensaio de todos os modelos de voo SIMULTANEAMENTE. Com isso é esperada uma redução no custo dos ensaios, além de uma otimização no uso do vibrador do IAE (necessária devido à priorização das atividades no IAE voltadas ao VLS-1).

Caso o pesquisador opte por não fazer o experimento em conjunto, ou no IAE, este deverá efetuar os ensaios por conta própria seguindo especificação única e fornecendo o resultado dos ensaios aos avaliadores do projeto tão logo estes sejam finalizados.

### **D.3.2 Lançamento dos experimentos.**

Abrange os lançamentos suborbitais realizados pelo Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA) através do IAE para a realização de experimentos científicos selecionados pelo Programa Microgravidade da Agência Espacial Brasileira (AEB) efetuados com a cooperação com o DLR/ Alemanha em 26 de junho de 2007 (VBS-30 V04) com sucesso parcial (não houve recuperação da carga útil e dos experimentos) e, em 12 de dezembro de 2010 (VSB-30 V07), com sucesso total (recuperação da carga útil e dos experimentos). Ambos os lançamentos foram efetuados no Centro de Lançamento de Alcântara (CLA) no Maranhão.

### **D.3.3 Relatório final.**

Após o voo deverá ser encaminhado um relatório detalhado do experimento científico e/ou tecnológico, pelo respectivo proponente, descrevendo os seguintes itens:

- Objetivo científico/ tecnológico;
- Documentação do experimento e/ou da facilidade;
- Funcionamento do experimento antes e durante o voo;
- Performance do experimento durante o voo;
- Análise dos resultados; e,
- Conclusões e Sugestões.

Este documento poderá ser suportado por fotos e diagramas necessários ao completo entendimento do processo.

Os resultados do experimento constantes deste e de outros relatórios poderão ser divulgados pela AEB de forma aberta à sociedade científica, segundo os interesses da Agência, identificando sempre os autores e as organizações envolvidas na realização do experimento.

O interesse em disponibilizar o uso dos foguetes de sondagem brasileiros para experimentos de microgravidade é relativamente recente. Nossa dificuldade perante o estabelecimento de uma sequência de lançamentos para microgravidade atualmente se encontra no desenvolvimento da plataforma de microgravidade. Na verdade, nos idos de 1970, o Instituto de Aeronáutica e Espaço desenvolveu uma plataforma com apontamento solar para os foguetes SONDA III que possuía um grau de desenvolvimento tecnológico em muito superior ao necessário para as plataformas de microgravidade. Entretanto, esta tecnologia se perdeu com o tempo, em parte pela missão do IAE voltada ao desenvolvimento de novos foguetes de sondagem e lançadores e não ao desenvolvimento de cargas úteis, encargo na época de responsabilidade do INPE.

Um passo para o desenvolvimento nacional de uma plataforma de microgravidade foi dado pelo INPE com o desenvolvimento da pequena plataforma suborbital – PSO –, lançada em 1995 de Alcântara por um foguete Sonda III. A plataforma era na realidade um laboratório para teste de desempenho dos motores de hidrazina de 1 N de empuxo desenvolvidos para controle de satélites. Eventualmente o conceito desta plataforma poderia ter substituído seus propulsores de hidrazina por gás frio, podendo então ser utilizada para a construção de uma plataforma para microgravidade, porém todos os principais sistemas já se encontravam desenvolvidos. Seu gerente foi o Dr. Paulo Milani do INPE. Infelizmente uma falha de descolamento de material da tubeira do motor S30 impossibilitou os testes desta plataforma. O projeto de plataformas orbitais no INPE, que contava de pouco apoio interno, foi aos poucos foi desmobilizado pela direção daquele instituto. Faz-se interessante mencionar que vários dos Diretores do INPE não foram favoráveis ao desenvolvimento das atividades junto à EEI e, estas posturas, foram ao longo do tempo enfraquecendo grupos e atividades correlacionadas, como os casos do Programa Microgravidade, que pelo INPE existe uma associação direta.

supõe-se que todo o hardware acima da interface do motor é projetado, construído e qualificado pelo cliente, bem como sistema de “despin” e controle de atitude. Afirmou nesta filosofia, dois voos experimento de microgravidade foram realizadas, uma em 1998 e outro em 1999, ambos usando um veículo VS-30.

Hoje em dia, três veículos operacionais podem ser usados para estudos em microgravidade: Sonda III (Standard e M1), VS-30 e VS-40. Sonda III-A, VS-40A e VS43A1 são desenvolvimentos futuros usando tecnologias anteriores adquiridos e ter o controle de atitude tanto última introduzida. Figura 11 mostra o desempenho de tempo aproximado de microgravidade para veículos brasileiros, sendo assumido um levante 85 graus de elevação, e que, o ambiente de microgravidade é atingido acima de 110 km. Observe que a carga preocupações em massa para o estágio inteiro.

Porém, também ao longo dos anos novos programas para experimentos científicos e tecnológicos em ambiente de microgravidade tiveram início, a exemplo do Brasil, que em 1998).

As primeiras experiências em microgravidade datam do início da década de 60, quando então, os Estados Unidos e a União Soviética realizaram experimentos durante as viagens à lua, em paralelo, foguetes de sondagens começaram a ser utilizados para este fim viabilizando períodos de 5 a 13 minutos de microgravidade para a realização de experiências científicas no desenvolvimento de pesquisas básicas e aplicadas. Em 1976, a Alemanha inicia os voos com as plataformas especializadas em microgravidade TEXUS desenvolvendo posteriormente as plataformas: MINI-TEXUS (plataforma TEXUS com menor número de módulos) e MAXUS (plataforma de maior capacidade que a TEXUS). Países como Japão e a Suécia passaram a efetuar também missões de microgravidade. No Japão foram utilizadas plataformas embarcadas em foguetes TR-1A, já na Suécia, foram utilizadas as plataformas de microgravidade MASER. Aos poucos alguns dos programas inicialmente baseados em foguetes de sondagem passaram a utilizar estações orbitais, numa forma de se utilizar este meio.

#### **D.4 O Projeto Microgravidade da Agência Espacial Brasileira**

Em 1998 a Agência Espacial Brasileira (AEB) criou o Projeto Microgravidade. Este Projeto visa coordenar os experimentos brasileiros realizados em microgravidade tendo como objetivo principal a definição, seleção e desenvolvimento daqueles que serão realizados na Estação Espacial Internacional (EEI). O Projeto Microgravidade está oficializado por publicação no DOU e é uma ação do Plano Plurianual do Governo Federal.

Até o ano 2000 o Projeto dedicou-se à divulgação das oportunidades oferecidas na EEI e a uma sondagem à comunidade científica nacional sobre o seu interesse e propostas para estes experimentos. Em 1999 realizou-se com este propósito o 1º Workshop Brasileiro sobre Microgravidade, com mais de

150 participantes, número superior às expectativas (AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA - AEB, 1999).

No presente ano, a Gerência do Projeto adotou uma atuação diferente, privilegiando a realização de um voo sub-orbital com a utilização de um foguete de sondagem do IAE, o foguete VS-30. Este voo deu origem a um Anúncio de Oportunidade à comunidade científica para o recebimento de propostas. Foram recebidas 14 propostas, de instituições como EMBRAPA, USP, UFSC, FEI, UERJ, UNOPAR e UNESP. Este número foi superior às expectativas, principalmente considerando-se que o tempo de microgravidade neste voo (3 min.) não é suficiente para o crescimento de cristais orgânicos, que tem sido a área mais interessada em experimentos em microgravidade. Este voo servirá também para ensaiar todo o processo de seleção, desenvolvimento, gerenciamento, testes, interfaces, integração, lançamento e operação dos experimentos, estimulando também a comunidade científica a iniciar os preparativos para o desenvolvimento de experimentos mais complexos e ambiciosos, visando a EEI ou outras plataformas orbitais.

Entretanto, a AEB não tem a infraestrutura física e de pessoal para a realização de todas as tarefas descritas acima, tendo que recorrer a pessoal do INPE e do IAE para a sua realização. Obviamente, quanto mais aumentarem o número e complexidade dos experimentos, um caminho natural visando a EEI, maior será a dificuldade da AEB para este trabalho. É importante salientar, por outro lado, que este não parece mesmo ser o papel da AEB que foi criada para coordenar as atividades espaciais no país em um nível mais alto e fomentar novos projetos e iniciativas.

## **D.5 Projeto Microgravidade**

### **D.5.1 Objetivo**

O Projeto Microgravidade foi criado em 27/10/1998 pela Resolução nº 36, do Conselho Superior da AEB, com o objetivo de “proporcionar oportunidades de realização de experimentos em ambientes de microgravidade, utilizando, inclusive, veículos lançadores nacionais, e especialmente a cota alocada ao Brasil na Estação Espacial Internacional – ISS”.

### **D.5.2 Instituições Participantes**

O Programa MICROGRAVIDADE será desenvolvido cooperativamente pela Agência Espacial Brasileira - AEB, pela Academia Brasileira de Ciências - ABC, pelo Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE e pelo Centro Técnico Aeroespacial - CTA, por meio do Instituto de Aeronáutica e Espaço - IAE, que comporão um comitê de coordenação, cabendo especificamente:

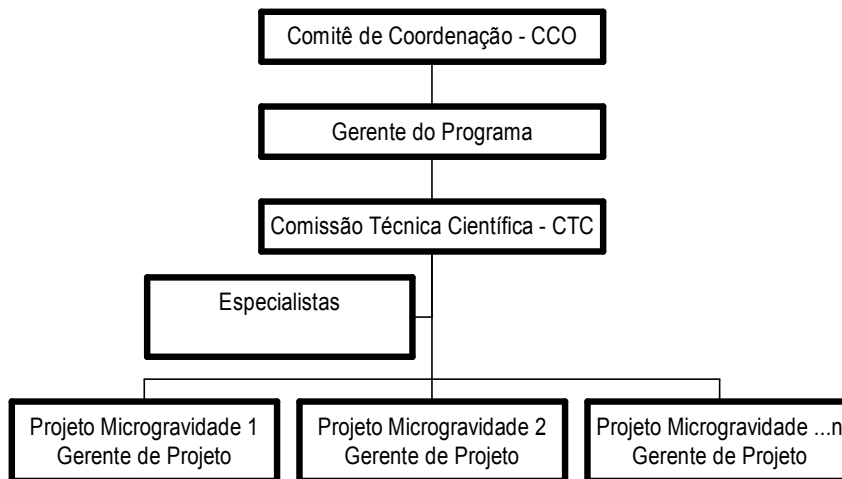
- à AEB - Coordenação do Programa, relacionamento com a “NASA - National Aeronautics and Space Administration” - e outras agências espaciais para disponibilização de cotas para os experimentos; participação eventual no financiamento de equipamentos que conterão os experimentos e dos sistemas de interface entre os experimentos e os veículos; acompanhamento dos procedimentos para o voo; e análise dos resultados.
- à ABC - Assessoramento na fixação de critérios e na elaboração de metodologias para apreciação do mérito técnico-científico dos experimentos propostos; no processo de seleção; e na análise dos resultados.
- ao INPE - Assessoramento na definição dos critérios técnicos que deverão satisfazer os experimentos; participação no processo de seleção dos experimentos; atuação junto aos responsáveis pelos experimentos selecionados, e à NASA e a outras agências para o planejamento e atendimento de requisitos de embarque; e participação no processo de análise dos resultados.

- ao CTA - Assessoramento quanto a utilização dos veículos lançadores nacionais e cargas úteis disponíveis; atuação junto aos responsáveis pelos experimentos selecionados, quanto aos processos de planejamento e preparação das operações de lançamento, aquisição, análise e apresentação dos dados, bem como na análise dos resultados.

### D.5.3 Estrutura Organizacional

A estrutura organizacional do Programa MICROGRAVIDADE é a constante da Figura D.1.

Figura D.1 - Estrutura Organizacional do Programa Microgravidade.



#### D.5.3.1 Comitê de Coordenação do Programa MICROGRAVIDADE - CCO

##### D.5.3.1.1 Composição do Comitê de Coordenação - CCO

O Comitê de Coordenação é composto por um representante indicado pelas entidades: AEB, ABC, INPE e CTA/IAE e pelo Gerente de Programa, e designados pelo Presidente da AEB.

A presidência do comitê será sempre exercida pelo representante da AEB.

#### **D.5.3.1.2 Atribuições**

O Comitê de Coordenação é responsável pela coordenação geral do Programa MICROGRAVIDADE, cabendo-lhe especificamente:

- Estabelecer os princípios básicos da condução do Programa.
- Identificar possibilidades de voos para a realização de experimentos.
- Aprovar os Planos Executivos (parâmetros do AO, processo de seleção, calendário, distribuição do orçamento etc.).
- Aprovar os AOs.
- Aprovar a seleção de propostas de experimentos.
- Analisar relatórios de execução do programa.

#### **D.5.3.1.3 Funcionamento**

O Comitê de Coordenação se reunirá ordinariamente a cada semestre e extraordinariamente quando convocado por seu Presidente.

As decisões do CCO serão tomadas sempre que possível por consenso. Quando esse consenso não for obtido, será por voto.

Caberá ao presidente do CCO convocar e conduzir as reuniões e aos representantes avaliar, recomendar e se posicionar sobre cada tema colocado em discussão e sugerir assuntos para a pauta de reuniões.

#### **D.5.3.2 Gerente do Programa**

##### **D.5.3.2.1 Designação**

O Gerente do Programa será da AEB, designado pelo Presidente da AEB.

##### **D.5.3.2.2 Atribuições**

É da responsabilidade do Gerente do Programa a condução das ações do Programa, cabendo especificamente:

- Encaminhar Plano Executivo preparado pela Comissão Técnica Científica - CTC ao CCO.



- Acompanhar a execução dos insumos dos projetos, apreciando alterações solicitadas.
- Providenciar e acompanhar procedimentos dos instrumentos legais do Programa.
- Preparar a documentação necessária ao CTC e CCO.

### **D.5.3.3 Comissão Técnica Científica – CTC**

#### **D.5.3.3.1 Designação**

Os membros da CTC serão os indicados respectivamente pela AEB, ABC, INPE e CTA/IAE, e o Gerente do Programa, e designados pelo Presidente da AEB.

A CTC será presidida por representante da AEB.

#### **D.5.3.3.2 Atribuições**

A CTC é responsável pela condução técnica do Programa, cabendo-lhe especificamente:

- Coordenar a realização de experimentos científicos e tecnológicos em ambiente de microgravidade.
- Preparar os Planos Executivos do Programa (distribuição do orçamento, calendário, principais parâmetros do AO, processo de seleção).
- Preparar os AOs.
- Elaborar critérios e metodologias para a seleção técnico-científica dos experimentos.
- Analisar, sob os aspectos técnico-científicos, as condições de voo oferecidas.
- Analisar a viabilidade financeira para execução dos experimentos propostos.
- Proceder a seleção de propostas dos experimentos.
- Acompanhar a execução dos experimentos.

- Apreciar os resultados dos experimentos, inclusive nas etapas de voo
- Apreciar relatórios sobre a execução dos experimentos.
- Elaborar relatório sobre a execução do Programa.
- Sugerir alterações na estrutura de execução do Programa.
- Promover eventos e divulgação do Programa.

A CTC para realizar suas atribuições contará com o apoio de especialistas.

#### **D.5.3.4 Especialistas**

Especialistas são representantes da comunidade científica e tecnológica, indicados pela ABC para auxiliar a CTC na seleção e acompanhamento técnico dos experimentos, sendo convocados de acordo com as necessidades do Programa e das propostas recebidas.

Os Especialistas poderão ser escolhidos em representação a entidade ou por capacidade própria.

#### **D.5.3.5 Gerente de Projeto**

Os Gerentes de Projetos devem pertencer a entidade proponente e são responsáveis pela execução dos experimentos.

##### **D.5.3.5.1 Atribuições**

- Fazer a interface com a Comissão Técnica Científica - CTC e Gerente do Programa.
- Relatar ao Gerente do Programa as questões referentes a convênios (cumprimento de metas, orçamentos, prestação de contas etc).
- Relatar a CTC as questões técnicas e programáticas (acompanhamento, eventos, documentos etc).
- Conduzir todas as atividades planejadas no experimento, controlar o orçamento e os dispêndios, relatar o andamento do experimento, coordenar a participação nos eventos realizados, emitir os relatórios de divulgação solicitados.

### **D.5.3.6 Execução**

#### **D.5.3.6.1 Projetos**

A execução do PROGRAMA MICROGRAVIDADE será baseada em projetos para a realização de experimentos em ambiente de microgravidade, desenvolvidos por universidades ou centros de pesquisa, aprovados de acordo com as normas estabelecidas para o Programa e segundo propostas apresentadas em razão de Anúncio de Oportunidades - AOs.

#### **D.5.6.2 Anúncio de Oportunidades - AOs**

O passo inicial para recebimento, seleção e aprovação de projetos para realização de experimentos, será a publicação de edital denominado Anúncio de Oportunidades – AOs .

Os Anúncios de Oportunidades devem ser abertos por veículo de acesso e com a especificação das plataformas disponíveis e devem conter:

- A descrição dos experimentos, as restrições e requisitos técnicos, recursos disponíveis, regras de seleção e respectivo calendário, insumos permitidos, elenco de dados que devam ser incluídos na proposta do experimento e prazo de recebimento.
- As contrapartidas exigidas e quais os critérios de classificação que serão utilizados.
- A necessidade de treinamento, o cumprimento do processo de desenvolvimento, operação e a produção dos relatórios e documentos.

Os AOs deverão ser amplamente divulgados, com uma antecedência mínima de 90 (noventa) dias da data limite de recebimento das propostas.

Os AOs serão disponibilizados na página da AEB na Internet e não poderão ser alterados com prazo inferior a 45 (quarenta e cinco) dias da data limite para recebimento das propostas.

#### **D.5.3.6.3 Proponentes**

Somente serão aceitas propostas de experimentos de entidades de pesquisa e universidades, isoladamente ou em consórcio. O Investigador Principal deve estar oficialmente lotado no Centro de Pesquisa/Universidade proponente

#### **D.5.3.6.4 Propostas**

As propostas de experimentos devem ser elaboradas segundo o estabelecido nos AOs, devendo conter obrigatoriamente os seguintes dados:

- O objeto do experimento e resultados esperados.
- Uma concepção preliminar do experimento.
- Descrição do experimento.
- Os principais eventos e resultados esperados de cada etapa.
- Equipe participante do experimento, designando o Gerente do Projeto.
- Os recursos financeiros requeridos justificando a necessidade de cada despesa (equipamento e material permanente; material de consumo; viagens e diárias; serviços de terceiros;).
- Infraestrutura disponível no Grupo ou na Instituição.

Os recursos financeiros solicitados devem estar de acordo com os seguintes critérios:

- Não serão aprovados recursos financeiros destinados a pagamento de pessoal de forma direta ou indireta (bolsa de estudo, salários, prestação de serviço etc).
- Não serão aceitas viagens para participação em congressos, simpósios ou quaisquer outros eventos abertos.

As propostas deverão ser enviadas à AEB, exclusivamente por meio eletrônico, obedecidos os critérios e prazos estabelecidos no AO.

#### **D.5.3.6.5 Processo de seleção**

O processo de seleção deve ser organizado em duas fases, a primeira eliminatória, e a segunda classificatória, executadas pela Comissão Técnica Científica.

**Primeira Fase** - Esta fase objetiva avaliar o enquadramento da proposta nos requisitos do AO e a viabilidade técnica (tecnologia envolvida, adequação à infraestrutura de bordo, riscos, capacidade humana para o desenvolvimento e infraestrutura da organização proponente), financeira e de prazo de execução. Nessa fase serão eliminadas as propostas que não atendam aos requisitos do AO.

**Segunda Fase** - Esta fase objetiva ordenar os experimentos de acordo com o mérito científico, o nível de qualificação da equipe e a adequação da infraestrutura laboratorial.

A seleção das propostas será realizada pela CTC, auxiliados por especialistas, podendo ser ouvidos os Gerentes dos projetos.

Ao final dessa fase a CTC deverá emitir relatório, classificando os projetos por prioridade e propondo adequações quanto a prazos insumos e recursos, a ser encaminhado ao Comitê de Coordenação para sua apreciação.

#### **D.5.3.6.6 Aprovação**

A aprovação dos projetos será feita pelo Comitê de Coordenação - CCO, de acordo com o relatório da CTC e em face a disponibilidade de recursos.

#### **D.5.3.6.7 Instrumentos de execução**

Os projetos serão executados de forma descentralizada, devendo às instituições proponentes e os gerentes dos projetos assinarem Termo de Compromisso sobre a execução do experimento.

As propostas aprovadas serão objeto de Convênio.

#### **D.5.3.6.8 Acompanhamento**

A CTC deverá acompanhar o andamento dos experimentos, por meio de relatórios e visitas técnicas, informando ao Gerente do Programa qualquer desvio identificado.

As visitas técnicas poderão ser feitas por especialistas, acompanhados ou não dos membros da CTC, que emitirão parecer sobre o desenvolvimento do experimento.

Ao final do projeto os respectivos gerentes deverão elaborar um relatório a ser submetido a CTC.

A cada ano, será realizado um encontro da equipe de Coordenação do Programa MICROGRAVIDADE, e gerentes de projetos para apresentação de resultados alcançados e obstáculos encontrados.

#### **D.5.3.6.9 Divulgação e Propriedade Industrial e Intelectual**

##### **D.5.3.6.9.1 Divulgação**

Os resultados dos experimentos, ainda que parciais, não poderão ser divulgados sem expressa autorização da AEB.

##### **D.5.3.6.9.2 Propriedade**

No caso dos resultados dos experimentos gerarem objetos passíveis de propriedade Industrial e intelectual, será aplicado:

“As vantagens auferidas com a exploração dos produtos e processos desenvolvidos com recursos do presente convênio e que sejam passíveis de patenteamento ou registro, segundo as Leis 9.279/96 e 9.610/98, assim como das que definam a forma e as condições de pagamento pelo órgão ou entidade executora, pertencerão ao CONCEDENTE e ao EXECUTOR, em partes iguais, assegurada a participação ao(s) criador(es) no limite de até um terço do valor das vantagens comprovadamente auferidas, podendo o CONCEDENTE, por deliberação do seu Conselho Superior, e em atendimento ao interesse coletivo, desistir do direito que lhe couber em favor do EXECUTOR, visando o fomento à geração de patentes nacionais na área espacial, sendo sempre resguardada a titularidade das criações intelectuais.”

##### **D.5.3.6.10 Calendário**

Anualmente, será elaborado um Plano Executivo de Ação para o Programa MICROGRAVIDADE definindo as ações de responsabilidade específica de cada núcleo que serão executadas por meio de celebração de Convênios com a AEB.

De acordo com a disponibilidade de ambientes de microgravidade serão publicados AOs específicos para cada lançamento, com as seguintes ações:

- Preparação e divulgação do Anúncio de Oportunidade.

- Aceitação e seleção de propostas.
- Revisões de projeto e de desenvolvimento dos experimentos.
- Integração dos experimentos.
- Lançamento dos experimentos.
- Entrega dos relatórios.

#### **D.5.4 Histórico**

Inicialmente, o Projeto dedicou-se à divulgação do tema para a comunidade científica e à realização de estudos de demanda e de requisitos de infraestrutura. Com esse objetivo realizou-se em maio de 1999 o 1º Workshop Brasileiro de Microgravidade, no Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE, e em julho de 2001 a Reunião de Especialistas: A Utilização da ISS para Experimentos em Microgravidade, na Academia Brasileira de Ciências - ABC, durante a qual foi lançado o primeiro Anúncio de Oportunidades- 1ºAO.

Para a Preparação e divulgação do primeiro "Anúncio de Oportunidades - 1ºAO", no âmbito do Projeto Microgravidade, para realização de experimentos em microgravidade a bordo de um foguete de sondagem (VS-30), com o auxílio do Centro de Tecnologias Especiais (CTE/INPE), foi realizada uma prospecção junto aos pesquisadores, tendo sido encaminhados cerca de 5000 (cinco mil) mensagens eletrônicas (e-mails) às universidades, institutos de pesquisas e pesquisadores, com o objetivo de se dar conhecimento a comunidade científica e levantar interessados no Projeto Microgravidade.

Foram recebidas 14 propostas direcionadas a este 1º AO. Também houve outro grande número de manifestações de interesse de pesquisadores na utilização do ambiente de microgravidade com requisitos específicos, não direcionados a este anúncio, que deverão orientar outras atividades dentro do Projeto Microgravidade.

Foram selecionados oito (8) experimentos para o 1º AO , abrangendo pesquisas nas áreas de bioquímica (FEI e USP/Hohenheim), biológica (UERJ), de materiais (INPE e UFPE), de ciências térmicas (UFSC-1 Labsolar/NCTS),

de fenômenos térmico/transporte (UFSC-2 Labsolar/NCTS), e de medidas de acelerações (UNOPAR).

O lançamento dos experimentos ocorreu em dezembro de 2002, na campanha de lançamento denominada “Operação Cumã”.

Este voo serviu também para ensaiar todo o processo de seleção, desenvolvimento, gerenciamento, testes, interfaces, integração, lançamento e operação dos experimentos, estimulando também a comunidade científica a iniciar os preparativos para o desenvolvimento de experimentos mais complexos e ambiciosos visando a ISS ou outras plataformas suborbitais.

Para dar continuidade apresentamos a proposta de reformulação do Projeto na forma de PROGRAMA MICROGRAVIDADE, sugerindo seus objetivos, forma de execução, organização e cronograma para sua reimplantação.

Com o passar do tempo o Projeto se converteu em Programa.

#### **D.5.1 A participação brasileira na Estação Espacial Internacional**

Em 1997 o Brasil assinou acordo com os EUA para participar no desenvolvimento da Estação Espacial Internacional (EEI). Como direito adquirido pela sua participação neste desenvolvimento o país terá acesso à utilização da EEI para seus experimentos. No presente estes direitos são flexíveis e limitados a um máximo de 290 kg. por um período de 10 anos e mais 225 kg. por um período de um ano. Nestes números estão incluídos experimentos a serem realizados no ambiente pressurizado (interno) da EEI e também experimentos a serem realizados em locais externos, em exposição ao ambiente espacial. Podem, portanto, ser experimentos em sensoriamento remoto, ciências espaciais tais como astrofísica e não somente experimentos onde a microgravidade seja um requisito. Ainda assim estes números são várias dezenas de vezes maiores do que os números com os quais o país está familiarizado em seus projetos espaciais, com respeito a cargas úteis em geral e a experimentos em microgravidade em particular.

Estes direitos podem ser alterados e diminuídos na medida em que a participação brasileira também se altere. De qualquer modo o país terá que



estar preparado para preencher esta oferta, caso contrário a imagem internacional do país poderá ser prejudicada, principalmente com respeito à atuação científica espacial.

O Programa Microgravidade da AEB tem por objetivo colocar ambientes de microgravidade à disposição da comunidade técnico-científica brasileira para o desenvolvimento de tecnologia e avanços do conhecimento, provendo meios de acesso e suporte técnico para a viabilização de experimentos nesses ambientes. Atualmente, os ambientes de microgravidade disponíveis são voos em foguetes de sondagem brasileiros e a Estação Espacial Internacional (EEI).

Em 1998 foi estabelecido o Programa Microgravidade que, até 2011 contabiliza um lançamento orbital (Missão Centenário – 2006) e quatro operações de lançamento suborbital [Operações: Cumã (2002), Cumã II (2007), Angicos (2007) e Maracati II (2010)]. A Estação Espacial Internacional proporciona um ambiente de microgravidade de longa duração (cerca de 8 dias) enquanto que os foguetes de sondagem VS-30 e VSB-30 proporcionam respectivamente um ambiente de microgravidade de aproximadamente 3 e 6 minutos.

Em 2006 foi efetuado o 3º Anúncio de Oportunidade para Voos em Microgravidade, voltado a uma operação suborbital (VSB-30) e a uma missão orbital (Estação Espacial Internacional). A totalidade dos experimentos selecionados para o voo suborbital foram embarcados na Operação Maracati II, sendo recuperados com sucesso. Os experimentos selecionados para a Missão Orbital se encontram em fase final de qualificação, porém não possuem previsão para voo devido ao congelamento das negociações por parte da AEB junto a Roscosmos.

No caso brasileiro, a preocupação da política espacial tem, como um dos seus pontos centrais, a utilização das aplicações espaciais para a solução dos problemas nacionais. Com efeito, as atividades espaciais oferecem diversos benefícios socioeconômicos, decorrentes das aplicações dos satélites artificiais em diversas áreas, como previsão de tempo e clima, inventário e monitoramento de recursos naturais, telecomunicações, navegação e ciência.

As características geoeconômicas do Brasil, como a grande extensão territorial, as vastas regiões de florestas tropicais, as amplas áreas de difícil acesso e baixa ocupação, as extensas fronteiras e costa marítima e o significativo volume de recursos naturais, fazem com que as potencialidades de aplicação da tecnologia espacial sejam ainda mais importantes.

Como forma de garantir o acesso aos serviços providos por essas aplicações de forma autônoma, a política também busca a autonomia tecnológica associada à expansão e consolidação de uma infraestrutura própria de sistemas espaciais, de especialistas, de pesquisa e de serviços, buscando reduzir a dependência com relação às necessidades de acesso a dados e informações providos por esses sistemas ou às decisões tomadas em outros países. Esta infraestrutura espacial deve ser entendida como um conjunto de bens de capital e apoio logístico tão relevante quanto à infraestrutura de transportes, energia, recursos hídricos ou comunicações, dentro das estratégias nacionais de desenvolvimento do país. Assim, considerando que as aplicações espaciais são decorrentes de serviços prestados por satélites, essa autonomia exige a capacidade de produção de satélites no país e de infraestrutura terrestre que permita seu controle e operação. Uma vez que um satélite, para ser funcional, precisa ser lançado em órbita, a autonomia exige também a produção de veículos lançadores de satélites (foguetes) e de centro de lançamento no país, onde possam ser lançados.

No desenvolvimento e construção dessa autonomia, a capacitação da indústria nacional para desenvolver e produzir sistemas espaciais completos constitui em outro importante ponto da política espacial, que busca a ampliação e organização da cadeia de valores e de fornecedores de bens e serviços para o setor espacial.

Atualmente, o Brasil possui dois satélites em órbita, apesar dos seus ciclos de vida útil já terem sido ultrapassados há muito tempo. Tratam-se dos satélites de coleta de dados SCD-1 e o SCD-2, que foram os primeiros satélites desenvolvidos e construídos no Brasil a entrarem em órbita, em 1993 e 1998, respectivamente. O CBERS-2B, terceiro da série de Satélites Sino-Brasileiros

de Recursos Terrestres colocado em órbita em 2007, deixou de gerar imagens da Terra, distribuídas gratuitamente, em maio de 2010. Os dois primeiros satélites da série, o CBERS-1, lançado em 1999, e o CBERS-2, lançado em 2003, também não estão mais operando. Os principais serviços de satélites são ofertados aos brasileiros por satélites desenvolvidos e lançados no exterior.

## **APÊNDICE E – MISSÃO CENTENÁRIO**

### **E.1 Missão Centenário**

Outra vertente do Programa Microgravidade da AEB foi o acesso à Estação Espacial Internacional (EEI, ou “*International Space Station*” – ISS) para a realização de experimentos em um ambiente de microgravidade de maior período de duração. O Apêndice E objetiva registrar o histórico desta missão orbital em aproveitamento desta dissertação, de modo a obter o mosaico completo das atividades do Programa Microgravidade da AEB.

Uma melhor compreensão desta missão poderá ser obtida através da consulta a Bandeira et al. (2007).

### **E.2 Carta do gerente da Missão Centenário**

Carta do Dr. Raimundo Nonato Fialho Mussi, gerente do Programa ISS-Brasil, ao Presidente da AEB, Dr. José Raimundo Braga Coelho enviada à mídia e aos participantes do Programa Microgravidade na data de 26 de dez de 2018, com o objetivo de oferecer um relato adicional da Missão Centenário. Reprodução nesta dissertação autorizada pelo autor, Dr. Raimundo Mussi, em 04 de janeiro de 2019.

#### **E.2.1 Reprodução do e-mail principal**

“From: Raimundo Mussi  
Date: qua, 26 de dez de 2018 às 11:42  
Subject: Missão Centenário - Revista  
To: <presidente@ueb.gov.br>  
Cc: Astronautamp, Astropontes, Marta Humann, Loiva Calderan, Meireluce Fernandes Da Silva

Prezado Raimundo,

Envio anexo versão revista do relato sobre a Missão à qual foram feitas algumas correções e inseridas sugestões de membros da equipe. Também, estou anexando cópia de artigo publicada em revista especializada sobre os experimentos realizados, que creio ser de interesse manter nos anais da AEB.

Aproveito a oportunidade para desejar a todos colegas da AEB um excelente 2019.

Um grande abraço  
Raimundo Mussi”

### **E.2.1 Reprodução integral da carta anexa ao e-mail:**

“MISSÃO CENTENÁRIO. UM RETRATO SEM RETOQUES.

A indicação do Tenente Coronel Marcos Pontes ensejou os mais diversos comentários pela mídia. Em sua maioria, centrados em sua participação como astronauta na Missão Centenário. Lamentavelmente, as referências à Missão Centenário foram feitas de modo parcial ou em alguns casos incorretas, que podem deturpar o entendimento do que foi a Missão Centenário.

Tendo exercido a incumbência de gerenciar a Missão Espacial, senti-me na obrigação de fazer um relato factual dessa Missão, visando descrevê-la em toda sua amplitude, de modo a ser entendido seu papel nas atividades espaciais brasileiras, muitas vezes encoberto por divulgações parciais ou dirigidas.

Por este relato ser baseado em fatos memorizados, há possibilidade de enganos ou omissões. Entretanto, em quase toda totalidade há documentação disponível para corroborá-los.

Aspecto de maior importância, que deve ser inicialmente salientado, é que a participação brasileira na Estação Espacial Internacional – ISS somente foi possível pela atuação, com dedicação e competência de técnicos quer da Agência Espacial Brasileira – AEB; do agora Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial – DCTA; do Instituto Nacional de Pesquisa Espacial – INPE; dos grupos de ensino e pesquisa, quanto aos experimentos que foram realizados a bordo da ISS; e da Federação das Indústrias do Estado de São Paulo - FIESP, na fase posterior à Missão Centenário. O significativo número desses participantes torna impeditivo sua nomeação, por tal razão são omitidos, mas ressaltando que sem sua participação, no mais arraigado espírito de equipe, não teriam sido alcançados os resultados obtidos.

Para o entendimento da Missão Centenário, é necessário retroceder a 1997, pouco antes do lançamento do primeiro módulo da ISS, quando foram

mantidos contatos informais sobre possível participação brasileira na ISS, primordialmente por meio de representante da Boeing Space, empresa que seria responsável pela fabricação de grande parte dos componentes da ISS. Posteriormente, em 1998, o Presidente dos Estados Unidos, em comunicação direta com o Presidente Fernando Henrique, efetuou convite para que o Brasil participasse do empreendimento, pondo a disposição parte da cota norte-americana.

O tema foi analisado por diversas autoridades brasileiras, inclusive com envio de missão brasileira, na qual participei, ao Centro Espacial Lyndon B. Johnson, da NASA, em Houston, no Texas, sede do Projeto ISS, quando o projeto ISS foi detalhadamente apresentado, com seus custos e cronograma, bem como seria eventual participação brasileira. Foram gerados relatórios nos quais era unanimemente reconhecido que o empreendimento, que contava com a participação dos países líderes em atividades espaciais e da Comissão Espacial Europeia, seria novo marco na conquista e utilização do espaço, pois além de ser privilegiado ponto de observação, permitiria a realização de experimentos sob a exposição prolongada em ambientes de microgravidade, o que era almejado pela comunidade técnico-científica mundial, atenderia demanda já existente no país, e que a participação no empreendimento em muito ampliaria as atividades espaciais brasileiras. Entretanto, era salientado que essa participação exigiria a alocação específica de significativos recursos, de modo a que outras atividades espaciais não fossem penalizadas, acrescentando que o orçamento global do empreendimento apresentado pela NASA tinha indícios de serem subestimados, o que veio a ser confirmado.

A decisão governamental brasileira, baseada em parecer não unanimemente aprovado pelo Conselho Superior da AEB, foi de aceitar o convite, e nesse sentido foi firmado Acordo com a NASA, uma vez que essa participação seria decorrente da cessão de pequeno percentual da cota norte-americana.

Pelo Acordo, o Brasil passaria a ter direito de serem executados na ISS experimentos definidos pela Parte brasileira, por astronautas norte-americanos ou brasileiros. Para tal, era previsto o treinamento de dois brasileiros como

astronautas, com respectivos voos e estada na ISS. Em contrapartida, a Parte brasileira ficaria responsável de fornecer um módulo complementar para a ISS, denominado 'Pallet Express', cujo projeto e grande parte de sua fabricação seriam realizados nos Estados-Unidos, e por cobrir os custos do treinamento de seus astronautas.

Logo após a assinatura do Acordo, o lado brasileiro iniciou as ações para a seleção e preparo dos experimentos e acompanhamento da produção do componente que lhe cabia, tendo o Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE, estabelecido programa específico para esse fim, contando inclusive com o assessoramento de perito da NASA.

O outro segmento do Acordo, a formação de dois astronautas, ficou sob a responsabilidade direta da Agência Espacial Brasileira – AEB. A respeito, a NASA informou que o primeiro candidato deveria, em bem curto prazo, se apresentar em Houston para ser incluído em turma que iniciaria seu treinamento.

Obstáculo inicial se apresentava. Como pagar honorários a um astronauta? Não existia na estrutura administrativa brasileira cargo no qual se enquadrasse. Foi então, por esse motivo, decidido que o primeiro candidato deveria ser um militar, pois poderia ser enquadrado como em missão no exterior, sendo adicionada a exigência de ser um piloto, pois não só facilitaria a seleção, como não poderia ser questionado desvio de função.

Nessa ocasião, recebi a incumbência de gerenciar o projeto, no qual foram tomadas duas ações iniciais: criar uma Comissão de Seleção, que foi presidida pelo Professor Luiz Bevillaqua, e solicitar aos Comandos Militares que propusessem candidatos.

Foram apresentados candidatos que satisfaziam as condições estabelecidas e iniciado o processo de seleção, que ocorreu em duas fases: a primeira por análise e currículos e segunda por entrevistas dos selecionados na primeira fase. Para essa segunda fase, a Comissão foi acrescida por dois representantes da NASA, sendo um astronauta. Essa Comissão decidiu,

unanimemente, selecionar o então Capitão Aviador Marcos Pontes para ser treinado como astronauta.

Como etapa final da seleção o Pontes foi submetido a rigoroso exame físico, em centro especializado da Força Aérea, sob padrões estabelecidos pela NASA, após aos quais foi apresentado à NASA para início do treinamento.

As ações brasileiras referentes à participação brasileira na ISS entraram em fase operacional. Foi cumprida a primeira etapa da fabricação da componente da ISS que cabia ao Brasil, a de elaboração do projeto, sob contrato com a Boeing; estabelecidos os requisitos para apresentação de projetos a serem executados na ISS; e o Pontes concluiu seu treinamento sendo habilitado como astronauta.

A AEB iniciou o delineamento do processo de seleção do segundo astronauta, que seria aberto a todos os brasileiros, de ambos os sexos, que satisfizessem os requisitos básicos, não sendo exigida a capacitação como piloto de aeronave.

Pelo ineditismo dessa seleção, que certamente teria repercussão nacional, foi estudada detalhadamente, inclusive com a participação da Força Aérea, a viabilidade de cada etapa do processo, que incluía a adaptabilidade a bordo de aeronave durante manobras, rigoroso exame físico, a identificação de obstáculos legais e administrativos, e a criação do cargo de astronauta na carreira técnico-científica.

Entretanto, dois fatos alteraram esse cenário. Com a mudança de governo foram reduzidos drasticamente os recursos para a participação brasileira na ISS, tendo o INPE descontinuado o projeto correspondente. Em 2003, acidente destruiu a aeronave Columbia quando de sua reentrada na atmosfera. Por tal razão, foi desde então suspensa a utilização dos 'Space Shuttles' para acesso à ISS, ficando o astronauta brasileiro sem perspectiva de realizar seu voo.

Ao final do ano de 2004, teve lugar visita oficial ao Brasil do Presidente da Rússia, fazendo parte de sua delegação Anatoly Perminov, presidente da Agência Espacial Russa – Roscosmos, que em audiência com o Ministro da Defesa, José Alencar, ofereceu a oportunidade da utilização do setor russo da



ISS para a realização de experimentos brasileiros, que seriam realizados por astronauta brasileiro, nos moldes que estavam em curso com a Agência Espacial Italiana.

A proposta foi analisada no mais alto grau governamental, recebendo o Ministério da Ciência e Tecnologia instrução para dar início às negociações a respeito, que foi transmitida à AEB.

Nessa ocasião, já em 2005, recebi novamente o encargo de gerenciar o projeto, do qual estava afastado, sendo informado que missão russa chegaria ao Brasil proximamente para iniciar as negociações.

A primeira ação tomada foi analisar o projeto que estava sendo realizado com a Agência Espacial Italiana, verificando, que de maneira geral, tinha os mesmos componentes do Acordo do Brasil com a NASA, em termos bem mais reduzidos, mas estavam sendo comercializados em valor bastante elevado, situação bem diversa da quando a União Soviética convidava estrangeiros para voos espaciais, exclusivamente com propósitos políticos.

Realizada a primeira reunião, em Brasília, com missão da Roscosmos, foi constatada a viabilidade do projeto, ainda que com especial esforço, pois a única janela disponível para a realização de experimentos a bordo da ISS seria no início de 2006. Foi também clarificado que haveria significativo custo para a realização desse projeto, mas que fariam proposta no menor valor possível.

Segunda reunião foi realizada na sede da Roscosmos, em Moscou, da qual participou também o Pontes, quando foram tratados os três pontos principais do projeto: os experimentos que seriam realizados, o treinamento do Pontes para se adequar a astronave Soyuz, da qual tinha pouca familiaridade e o custo do projeto.

Quanto aos experimentos, seriam selecionados e preparados para embarque pelo lado brasileiro, executados no setor russo da ISS pelo astronauta brasileiro, que seriam transportados à ISS por astronave Soyuz, mas que deveriam ser aprovados previamente pela Roscosmos, bem como acompanhada sua preparação para verificação dos requisitos de segurança

exigidos para embarque na ISS, e com limitações de peso, volume e potência elétrica necessária, a serem posteriormente estabelecidos.

A primeira proposta financeira apresentada pela Roscosmos foi de valor ligeiramente menor do cobrado à Agência Espacial Italiana, que prontamente foi considerada inaceitável pela Parte brasileira. A Roscosmos solicitou vinte e quatro horas para rever essa proposta, e em reunião posterior apresentou proposta de valor aproximadamente de 50% do pago pela Itália, pequena fração do que era ainda devido pelo Acordo com a NASA.

Submetida essa proposta ao Governo brasileiro, foi aprovada e iniciadas imediatamente as ações para consubstanciar o projeto, mesmo antes do Contrato ser assinado, o que somente ocorreu em outubro de 2005, durante visita oficial do Presidente da República à Rússia.

Na AEB, o projeto recebeu a denominação de Missão Centenário, por coincidir com o centenário do voo de Santos Dumont no 14bis, em 23 de outubro de 1906, no Campo da Bagatelle, em Paris.

A Missão estabeleceu sua atuação em duas linhas, cada uma sob a responsabilidade de um Coordenador (efetivamente, foram duas Coordenadoras): astronauta e experimentos.

Quanto ao astronauta, após sua aceitação em enfrentar rigoroso treinamento em ambiente bem diverso, inclusive quanto ao idioma, foi transferido para o Centro de Formação de Cosmonautas, na Cidade das Estrelas, nas cercanias de Moscou, para ser habilitado a voar na aeronave Soyuz e ter conhecimento prévio do setor russo da ISS, onde seriam realizados os experimentos.

Os relatórios recebidos foram bastante animadores. O Pontes estava satisfazendo folgadoamente todos os requisitos, e sua liberação para o voo seria apenas questão de tempo.

Quanto aos experimentos, o quadro era bem mais complexo. Em razão do projeto do INPE sobre a ISS ter sido encerrado, a capacidade de estabelecer experimentos para execução em ambientes de microgravidade estava limitada em alguns núcleos de pesquisa, e direcionada à execução por curtas

exposições em voos suborbitais, realizados em foguetes brasileiros em cooperação com a Agência Espacial Alemã, dentro de projeto da AEB.

Foi então levado desafio a esses grupos, para que utilizando o conhecimento adquirido, propusessem experimentos de bem maior exposição, relacionados a projetos de pesquisa em curso.

A resposta foi imediata. Nove propostas de experimentos foram apresentadas, sendo sete de renomados centros de pesquisas e dois apresentados pela Secretaria de Educação do Município de São José dos Campos. Esses dois últimos foram alvo de várias críticas, mas após realizados, foram reconhecidos como de grande importância, inclusive internacionalmente, pois de modo prático e com a participação diária em sua execução, mostrou a grande número de jovens efeitos reais do ambiente espacial, muitas vezes deturpado pela ficção.

A descrição detalhada desses experimentos foi levada para apreciação de equipes técnicas da Roscosmos, sendo todos aprovados.

Tem início epopeia para concretizá-los. Em um esforço cooperativo entre as entidades que os propuseram, o INPE e o DCTA, em um exemplo de competência e dedicação, sacrificando usuais férias de fim de ano, em quatro meses foram desenvolvidas as estruturas para sua execução, sob severas regras de controle de qualidade exigidas para embarque em voos espaciais tripulados, notando-se que segundo a própria Roscosmos, em média seria necessário um ano.

No início do ano de 2006, veio ao Brasil equipe técnica da Roscosmos, para realizar os mais detalhados testes nos experimentos para embarque na ISS. Desses, oito foram aprovados.

Artigo descrevendo esses experimentos, de autoria de três integrantes da equipe, foi apresentado no Congresso 'Science on European Soyuz Mission to ISS', realizado em 2006 na Espanha, e posteriormente publicado na revista 'Microgravity Science and Technology' (XIX – 5/6 – 2007).

O próximo passo foi dar o treinamento necessário ao Pontes para a correta execução de cada experimento. Foi obtida autorização para vinda do Pontes ao Brasil para tomar conhecimento com os experimentos que iria executar, o que somente foi possível pelo o fato já ter recebido a certificação de cosmonauta. Em poucos dias, o Pontes foi considerado apto para sua execução.

Acompanhados de missão técnica, os experimentos foram enviados à Roscosmos para serem submetidos a novos testes antes de seu embarque.

Poucos dias antes da data programadas para o voo, a equipe técnica da Missão, embarcou para à Rússia para acompanhar seus preparativos e execução. Apresenta-se então severo obstáculo. Embora já corresse o mês de março, o orçamento da União ainda não tinha sido aprovado e por tal razão não foi efetuado o pagamento da parcela final devida à Roscosmos, que informou que o Pontes não embarcaria sem que esse pagamento fosse realizado.

Logo a chegada da equipe em Moscou, representante da Embaixada, que deve ser registrado, prestou valiosa colaboração em todas as fases da Missão, confirmou ter sido recebido similar aviso sobre o pagamento devido, mas poderia ser melhor esclarecido na sessão solene que teria lugar na manhã seguinte.

Realizada a sessão solene, obrigatória na liturgia espacial russa, foi referendado o voo no qual embarcariam o cosmonauta russo, Pavel Vinogradov, o astronauta norte-americano, Jeffrey Willians e o Marcos Pontes, entretanto representante da Roscosmos, particularmente, informou que se o pagamento não fosse efetuado nas próximas 48 horas, o Pontes seria substituído por um cosmonauta russo e os experimentos não seriam realizados.

Em esforço conjunto da AEB, do MCTI e do Ministério da Fazenda, foi encontrado meio contábil para realizar o pagamento, que foi efetuado, e a Missão teve prosseguimento.

Os dias seguintes foram dedicados ao acompanhamento dos testes adicionais dos experimentos, realizados em laboratório da Roscosmos, considerados

satisfatórios; a encontro com o Pontes no Centro de Formação de Cosmonautas, que já estava técnica e emocionalmente pronto para a missão; definir os detalhamentos finais para a realização dos experimentos; estabelecer base de operações no Centro de Controle de Satélites, na cidade de Korolev, e formalizar os procedimentos a serem seguidos durante o voo, quer para a execução dos experimentos, quer para a comunicação com o astronauta.

Três dias antes da data marcada para o voo, a equipe foi transferida para a Base de Lançamentos em Baikonur, no Cazaquistão, onde com a participação dos responsáveis dos experimentos, foram executados os procedimentos finais para embarque. Problema de última hora surgiu, pois na pesagem final foi verificado que, no total, o peso dos experimentos excedia, ainda que por pouco, o contratado. Contornado o problema, graças a boa vontade do Gerente Geral do Lançamento, foi autorizado o embarque dos experimentos.

Concomitantemente, o Pontes e os demais tripulantes do voo também foram transferidos para Baikonur, mas alojados em hotel exclusivamente destinado aos cosmonautas, no centro da cidade de Baikonur, onde também foram alojados o membro da equipe técnica brasileira responsável pelo enlace com o astronauta e o oficial médico da Força Aérea Brasileira, designado para o acompanhamento do Pontes.

Na madrugada da véspera do lançamento, realizou-se o deslocamento do foguete para o local de lançamento, rito tradicional seguido desde o voo histórico de Gagarin. Na tarde, ocorreu o último contato com o Pontes, mas através de parede de vidro, pois já estava em regime de isolamento. Na ocasião, foram definidos os procedimentos que deveriam ser seguidos quando embarque dos cosmonautas e do lançamento. Essa reunião com técnicos da Roscosmos foi interrompida para que pudesse ser observado o eclipse solar que estava ocorrendo.

Na manhã do dia trinta de março, data e hora locais, foi realizada cerimônia prévia ao embarque dos cosmonautas e poucas horas após, efetuado o lançamento, levando a tripulação em astronave Soyuz, certamente não tão sofisticada como o Space Shuttle da NASA, mas com alta performance de

segurança, mesmo em situações adversas, como recentemente pode ser verificado. Minutos após ao lançamento, foi comunicado que a astronave já estava no espaço a caminho da ISS.

Imediatamente, a equipe técnica regressou ao Centro de Controle de Satélites, onde, um dia após, pode apreciar o acoplamento da Soyuz à ISS e o embarque do Pontes. Seguem-se os dias de acompanhamento das atividades a bordo da ISS. Cada tripulante tem suas ações programadas e acompanhadas minuto a minuto, bem como são estabelecidos os horários de comunicação por vídeo e voz, cabendo à equipe brasileira programar e acompanhar todas as atividades do Pontes, diariamente das sete às vinte e quatro horas, quer na execução dos experimentos quer nos contatos de comunicação operacional e social.

Durante oito dias, foi cumprido rigorosamente o programa estabelecido, executados com êxito todos os experimentos, com especial atenção ao acompanhamento diário dos experimentos educacionais, quando muitos estudantes puderam, em tempo real, observar a diferença de germinações no solo e no espaço. Foram realizadas duas transmissões de vídeo, retransmitidas para o Brasil.

No oitavo dia, iniciou-se o embarque do Pontes na astronave Soyuz que permanecia acoplada à ISS, juntamente com os cosmonautas William Mc. Arthur e Valery Tokarev, que já estavam a bordo da ISS, tendo em seguida sido realizado o voo de regresso, sendo seguramente recuperados em pouso no deserto do Cazaquistão.

Após poucos dias, a equipe técnica visitou o Pontes no Centro de Treinamento de Cosmonautas, já totalmente restabelecido, onde o parabenizou pelo correto cumprimento de sua missão e obteve detalhes adicionais sobre o voo.

Cumprido o ritual de deposição de flores no monumento a Yuri Gagarin, a equipe técnica regressou ao Brasil, uma vez que estava terminada essa etapa da Missão Centenário.

Recebidos todos os resultados dos experimentos, foram encaminhados aos grupos de pesquisa e acrescentados aos respectivos projetos em andamento. No dia 23 de novembro realizou-se no INPE, seminário aberto a todos os

interessados, no qual, com a presença do Pontes, foram apresentados detalhes do voo e resultados dos experimentos. Com esse evento, foi encerrada a Missão Centenário.

Resumidamente, a Missão Centenário não foi uma ação extemporânea nem improvisada, mas decorrente de projeto em curso desde 1998, referente à participação brasileira na ISS, visando a capacitação brasileira para a realizar experimentos científicos em ambientes de microgravidade por astronauta brasileiro. Sua adaptação às circunstâncias adversas, foi possível pela oportunidade oferecida e sem de modo algum alterar os objetivos do projeto inicial. Sem dúvida, a repercussão da ida de um brasileiro ao espaço foi muito maior do que a fria execução de experimentos científicos, mas proporcionou ampliação do conhecimento técnico-científico brasileiro e ofereceu particular oportunidade de divulgação das atividades espaciais brasileiras, ressaltando sua importância no processo de desenvolvimento nacional.

Há um capítulo final referente ao término do Acordo com a NASA para participação brasileira da ISS, que praticamente não teve qualquer divulgação. Recebi então o encargo de realizar tratativas com a NASA para adequá-lo a situação existente de não cumprimento por ambas as Partes.

Em tensa reunião com dirigentes da NASA, na sua sede em Washington, DC, ficou decidido que a Parte brasileira iniciaria negociações com a Gerência do projeto ISS, em Houston, para elaborar proposta de alteração do Acordo.

Em ambiente totalmente diverso, com especial espírito de cooperação, foram estabelecidas com a Gerência da ISS, diretrizes que norteariam a alteração do Acordo. Seriam alocados tempo, local e transporte para experimentos brasileiros a serem executados a bordo da ISS por astronautas norte-americanos. Como contrapartida, a parte brasileira forneceria algumas peças complementares para a ISS, de pequeno valor se comparado ao anteriormente acordado, e passíveis de fabricação no Brasil.

A viabilidade dessas diretrizes foi analisada, e concluído que atenderiam a demanda de grupos de pesquisa brasileiros e manteriam, até mesmo amplificando a capacitação adquirida para preparar experimentos para

execução em astronaves tripuladas. O INPE e o DCTA teriam capacidade de preparar os experimentos para embarque e execução, sendo que esse último tinha a qualificação para efetuar o controle de qualidade das peças, que seriam todas fabricadas no Brasil.

Adicionalmente, a Federação das Indústria do Estado de São Paulo - FIESP, em decorrência de gestões iniciais do Pontes, estimulou ação coordenada para capacitar instituições nacionais, tais como o SESI/SP e algumas indústrias nacionais para fabricarem as peças para a ISS, sendo que essas últimas assumiram o compromisso de cobrir custos de fabricação.

Grupo técnico da Gerência da ISS constatou a capacidade e condições existentes no Brasil para a execução das ações que seriam de sua responsabilidade, sendo estabelecida data para reunião em Houston, quando seria formalizada a proposta de alteração do Acordo.

Porém, inesperadamente e inexplicavelmente, dois dias antes da data marcada para a reunião, a Direção na NASA instruiu a Gerência da ISS que suspendesse as negociações, pois era seu propósito denunciar o Acordo, o que ocorreu logo após.

Assim, se encerraram as atividades de realização de experimentos brasileiros a bordo da ISS, restando apenas a esperança de que no futuro possam vir a ser restabelecidas.

Raimundo Mussi

Dezembro de 2018”