



Ministério da
**Ciência, Tecnologia
e Inovação**



sid.inpe.br/mtc-m19/2013/04.22.20.53-TDI

**ESTUDO SOBRE ALGUMAS CAUSAS DA
INDISPONIBILIDADE DE COMPONENTES E
SERVIÇOS E SEUS EFEITOS SOBRE O CICLO DE
VIDA DE UM PROJETO AEROESPACIAL**

Carlos Eduardo Viana Ribeiro

Dissertação de Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Gerenciamento de Sistemas Espaciais, orientada pelo Dr. Marcelo Lopes de Oliveira e Souza, aprovada em 20 de maio de 2013.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP7W/3DUKT2E>>

INPE
São José dos Campos
2013

PUBLICADO POR:

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE

Gabinete do Diretor (GB)

Serviço de Informação e Documentação (SID)

Caixa Postal 515 - CEP 12.245-970

São José dos Campos - SP - Brasil

Tel.:(012) 3208-6923/6921

Fax: (012) 3208-6919

E-mail: pubtc@sid.inpe.br

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

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

Membros:

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

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

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

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

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

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

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

BIBLIOTECA DIGITAL:

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

REVISÃO E NORMALIZAÇÃO DOCUMENTÁRIA:

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

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

EDITORAÇÃO ELETRÔNICA:

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

Luciana Manacero - Serviço de Informação e Documentação (SID)



Ministério da
**Ciência, Tecnologia
e Inovação**



sid.inpe.br/mtc-m19/2013/04.22.20.53-TDI

**ESTUDO SOBRE ALGUMAS CAUSAS DA
INDISPONIBILIDADE DE COMPONENTES E
SERVIÇOS E SEUS EFEITOS SOBRE O CICLO DE
VIDA DE UM PROJETO AEROESPACIAL**

Carlos Eduardo Viana Ribeiro

Dissertação de Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Gerenciamento de Sistemas Espaciais, orientada pelo Dr. Marcelo Lopes de Oliveira e Souza, aprovada em 20 de maio de 2013.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP7W/3DUKT2E>>

INPE
São José dos Campos
2013

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)

Ribeiro, Carlos Eduardo Viana.
R355e Estudo sobre algumas causas da indisponibilidade de componentes e serviços e seus efeitos sobre o ciclo de vida de um projeto aeroespacial / Carlos Eduardo Viana Ribeiro. – São José dos Campos : INPE, 2013.
xxvi + 156 p. ; (sid.inpe.br/mtc-m19/2013/04.22.20.53-TDI)

Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Gerenciamento de Sistemas Espaciais) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2013.

Orientador : Dr. Marcelo Lopes de Oliveira e Souza.

1. engenharia de sistemas. 2. gestão de risco em projetos.
3. confiabilidade de sistemas. 4. ciclo de vida de projetos. 5. gestão de projetos espaciais. I. Título.

CDU 629.7:621.38



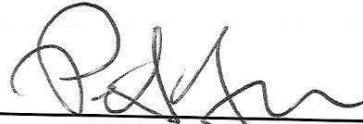
Esta obra foi licenciada sob uma Licença [Creative Commons Atribuição-NãoComercial 3.0 Não Adaptada](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/).

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

Aprovado (a) pela Banca Examinadora
em cumprimento ao requisito exigido para
obtenção do Título de **Mestre** em

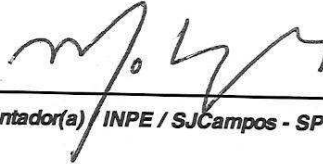
**Engenharia e Tecnologia
Espaciais/Gerenciamento de Sistemas
Espaciais**

Dr. Petrônio Noronha de Souza



Presidente / INPE / SJC Campos - SP

Dr. Marcelo Lopes de Oliveira e Souza



Orientador(a) / INPE / SJC Campos - SP

Dr. Germano de Souza Kienbaum



Membro da Banca / INPE / SJC Campos - SP

Dr. Atair Rios Neto



Convidado(a) / FIBRAFORTE / SJC Campos - SP

Este trabalho foi aprovado por:

() maioria simples

unanimidade

Aluno (a): **Carlos Eduardo Viana Ribeiro**

São José dos Campos, 20 de maio de 2013

“Existe uma forma de fazermos melhor... encontre-a.”

Thomas A. Edison.

A Deus, que me deu toda a força e competência necessárias para realizar este trabalho e colocar as pessoas que me apoiaram em meu caminho.

AGRADECIMENTOS

Ao INPE, pelas facilidades oferecidas por meio da organização do Curso de Pós-Graduação em ETE/CSE e do suporte e autonomia dada à Biblioteca, no sentido de sempre priorizar o conhecimento e evolução intelectual e profissional.

Ao Prof. Dr. Marcelo Lopes de Oliveira e Souza, pela sábia orientação, competência no ensino e exigência no trabalho.

Aos membros da Banca Examinadora, pelas valiosas contribuições para o aprimoramento deste trabalho e pela atenção dispensada ao lerem a minha Dissertação e ao me avaliarem.

Aos professores do Curso ETE/ CSE do INPE, pelos conhecimentos compartilhados e por todas as orientações ao longo da realização do meu de Curso de Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais, e a todos os demais profissionais do INPE que, de alguma maneira, colaboraram para a realização deste trabalho.

À Dra. Maria do Carmo e, mais recentemente, à Dra. Ana Maria Ambrósio, pela oportunidade de crescimento, aprendizado e realização pessoal.

Aos funcionários da Biblioteca do INPE, pela eficiência, pelo auxílio na construção dos roteiros de formatação e também pela revisão deste trabalho.

À minha esposa, Ketty Cristina Alves Viana Ribeiro, pela compreensão, paciência e por todo o seu companheirismo ao apoiar os meus estudos.

A meu pai, Adilson Viana Ribeiro e à minha mãe, Jacinta de Fátima Pereira Ribeiro, pela minha vida, pelo amor, pela dedicação e por toda a exigência ao longo da minha vida.

E em especial a meu filho, Murilo Alves Viana que virá em Agosto próximo, para alegrar ainda mais todos os dias da minha vida, e à alma da minha querida Tia Maria Helena do Nascimento que partiu deste plano recentemente, deixando muitas saudades a todos.

A todas as pessoas que, direta ou indiretamente, contribuíram para a realização desta Dissertação.

O meu muito obrigado.

RESUMO

Esta dissertação apresenta duas propostas de gerenciamento dos riscos da indisponibilidade de componentes e serviços, onde a primeira abordagem proposta visa mitigar tais efeitos sobre o ciclo de vida de um projeto que já esteja avançado em suas fases de desenvolvimento ou até mesmo que já esteja em operação; e a segunda abordagem proposta visa ajudar no desenvolvimento de requisitos futuros que garantam todos os objetivos de projetos futuros. Para isto, o trabalho: 1) estuda algumas causas e casos da indisponibilidade de componentes e serviços; 2) e analisa os efeitos das causas e casos da indisponibilidade de componentes e serviços estudados, sobre o ciclo de vida de projetos aeroespaciais. Ambas as propostas de gerenciamento dos riscos da indisponibilidade de componentes e serviços ao longo do ciclo de vida dos projetos são adequadas para a utilização aeroespacial, especialmente no Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE.

STUDY OF SOME CAUSES OF UNAVAILABILITY OF COMPONENTS AND SERVICES AND THEIR EFFECTS OVER THE LIFECYCLE OF AN AEROSPACE PROJECT

ABSTRACT

This research addresses a proposal for two different approaches of risk management of unavailability of components and service throughout the lifecycle of project from the national aerospace industry, especially, the space projects from the Brazilian National Space Research Institute – INPE. This work presents two proposals for risk management of unavailability of components and services, the first approach has the objective of mitigating the effects of unavailability of components and service over the lifecycle of an aerospace project that is already advanced in its development processes or that is already in its operation phase; and the second approach has the objective of helping in the development of future requirements for assuring all the objectives of future projects. For accomplishing these objectives, this work: 1) studies some causes and cases of unavailability of components and services; 2) performs an analysis of the effects of these studied causes and cases of unavailability of components and services, over the lifecycle of aerospace projects. Both proposals are adequate for the aerospace industry utilization, especially projects developed by the Brazilian National Space Research Institute – INPE.

LISTA DE FIGURAS

	<u>Pág.</u>
Figura 2.1: Processo de Análise do Problema e Desenvolvimento da Solução de Engenharia de Sistemas.....	6
Figura 2.2: <i>The systems engineering engine</i>	8
Figura 2.3: Fases de um projeto do setor espacial.....	10
Figura 2.4: Processo de análise de requisitos.....	11
Figura 2.5: Diagrama de contexto para o processo de definição dos requisitos dos <i>stakeholders</i>	12
Figura 2.6: Diagrama de contexto para o processo de análise dos requisitos.....	13
Figura 2.7: O ciclo de vida de um projeto espacial.....	16
Figura 2.8: Curvas em S de Tecnologias Sucessivas.....	17
Figura 2.9: CBERS-1 e 2.....	19
Figura 2.10: CBERS-3 e 4.....	20
Figura 2.11: Plataforma Multimissão.....	22
Figura 2.12: Fases do Ciclo de Vida de um Sistema associadas à Engenharia de Sistemas e à Suportabilidade.....	23
Figura 2.13: Distribuição de Custos pelas Fases do Ciclo de Vida de um Sistema.....	24
Figura 4.1: Como a solução de material composto foi aplicado ao projeto do B787.....	45
Figura 4.2: Visão futura do cockpit da 2ª geração das aeronaves Embraer E-Jets.....	45
Figura 4.3: Aeronave Embraer E175 nas cores da empresa American Eagle.....	46
Figura 4.4: Cronograma original da EASA para as companhias aéreas demonstrar o cumprimento com o Regulamento da Comissão Européia (EC) No.29/2009.....	48
Figura 4.5: Espaço aéreo europeu designado para demonstrar cumprimento com a EC N ^o 29/2009.....	48
Figura 4.6: O ciclo de vida das tecnologias de componentes eletrônicos está encolhendo desde 1999.....	51
Figura 4.7: Unidade Modular Extraveicular.....	54
Figura 4.8: Migrações de ferramentas de desenvolvimento usadas ao longo das fases de desenvolvimento e suporte ao ciclo de vida do Airbus A300.....	58
Figura 4.9: Satélite CBERS 3 em testes finais de integração dos subsistemas e equipamentos pré-lançamento.....	60
Figura 4.10: Ilustração do Conversor DC/DC da MDI - Modelo 7107R-T15F durante testes de radiação.....	61
Figura 4.11: Aeronave a turbopropulsores Super Tucano e seu cockpit.....	63
Figura 4.12: Placa Controladora de Rede e Processadora de Funções Embarcadas e Placa de Entrada e Saída de Dados do tipo A.....	66
Figura 4.13: Arquitetura Aviônica Modula Integrada Distribuída (<i>Distributed IMA</i>).....	67
Figura 4.14: Unidade Modular Aviônica (MAU).....	67
Figura 4.15: Mapa de Unidades em cada MAU.....	68
Figura 4.16: Ciclo de vida do Projeto de Hardware.....	74
Figura 4.17: Relação entre Sistemas Embarcados, Avaliação de Segurança e Processos de Hardware e Software.....	76
Figura 4.18: Gerenciamento dos Riscos da Indisponibilidade de Componentes e Serviços.....	92
Figura 5.1: Fluxograma de atividades do gerenciamento reativo de risco da indisponibilidade de componentes e serviços.....	107
Figura 6.1: Parcelas para a análise qualitativa do efeito da Indisponibilidade de componente no projeto em desenvolvimento.....	111
Figura 6.2: Formulário proposto para avaliação de risco da indisponibilidade de componentes.....	118
Figura 6.3: Formulário preenchido com dados de um módulo de controle de superfície de uma aeronave regional.....	119

Figura 6.4: Fluxograma de atividades do gerenciamento próativo de risco da indisponibilidade de componentes e serviços.....	123
Figura A.1: Falhas técnicas obrigam Brasil a adiar lançamento de satélite com a China.....	139
Figura A.2: Falhas em componente atrasa lançamento do CBERS.....	141
Figura A.3: Falhas em conversores do CBERS colocam MCTI e INPE em dilema	142
Figura A.4: Falhas que provocaram atraso do CBERS foram alertadas em 2009.....	144
Figura A.5: As questões que envolvem o atraso do CBERS 3 estão longe de terminar.....	145

LISTA DE TABELAS

	<u>Pág.</u>
Tabela 2.1 - Relações entre confiabilidade, manutenibilidade e disponibilidade.	26
Tabela 4.1 – Relação entre criticalidade de sistema e Nível de Garantia de Projeto.....	72
Tabela 4.2 – Casos de Teste para a Garantia da Intermixabilidade entre componentes novos e antigos.	78
Tabela 4.3 – As seções da DO-160 versus as condições ambientais e procedimentos de teste.	88
Tabela 5.1 - Relações de componentes obsoletos utilizados no Projeto Amazônia 1 cadastrados até a data de 25 de Fevereiro de 2013 pelo Departamento de Qualificação e Confiabilidade de Componentes do Laboratório de Integração e Testes (LIT).	96
Tabela 5.2 - Legenda de Cores – Tempo de Estoque por Dificuldade de Substituição.	100
Tabela 5.3 – Tempos de Desenvolvimento e Mínimo de Estoque para substituição de componentes em equipamentos aeronáuticos.	103
Tabela 5.4 - Legenda de Cores – Estoque Por Dificuldade de Substituição vs. Tempos de Desenvolvimento e Mínimo de Estoque.....	103
Tabela 6.1 – Escala do Esforço de Substituição de Componentes.	113
Tabela 6.2 – Escala do Nível de Criticalidade das Funções do Equipamento	114
Tabela 6.3 – Escala do Esforço de Integração do Novo Equipamento	115
Tabela 6.4 – Escala do Esforço de Qualificação do Novo Equipamento.....	116
Tabela 6.5 – Resumo das parcelas para a análise qualitativa do efeito da indisponibilidade de componente no projeto em desenvolvimento.	117
Tabela 6.6 – Melhor e pior casos para as Parcelas Propostas.	120
Tabela 6.7 – Legenda de Cores – Classes para o campo “Somatório das Parcelas”.....	120

LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

AC	Advisory Circular
ACO	Aircraft Certification Office
AEB	Agência Espacial Brasileira
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
ARP	<i>Aeronautical Recommended Practices</i>
ASIC	<i>Application-Specific Integrated Circuit</i>
ATC	<i>Air Traffic Control</i>
ATC	<i>Amended Type Certificate</i>
CBERS	<i>China-Brazil Earth Resources Satellite</i>
CCA	<i>Common Cause Analysis</i>
CCS	Centro de Controle de Satélites
CMCD	Centro da Missão de Coleta de Dados
COTS	<i>Commercial-Off-The-Shelf</i>
CPDLC	<i>Controller Pilot Data Link Communications</i>
CRC	Centro de Rastreamento e Controle
DAL	<i>Design Assurance Level</i>
DO	<i>Directive Order</i>
DoD	<i>Department of Defense</i>
EADS	<i>European Aeronautic Defence and Space</i>
EASA	<i>European Aviation Safety Agency</i>
EC	<i>European Commission Regulation</i>
ECSS	<i>European Cooperation for Space Standardization</i>
E-Jets	<i>Embraer-Jets</i>
ESA	<i>European Space Agency</i>
EVA	<i>Extravehicular Activity</i>
FAA	<i>Federal Aviation Administration</i>
FADEC	<i>Full Authority Digital Engine Controller</i>
FBW	<i>Fly-by-Wire</i>
FCC	<i>Flight Control Computer</i>

FHA	<i>Functional Hazard Assessment</i>
FMEA	<i>Failure Mode and Effect Analysis</i>
FMES	<i>Failure Mode and Effect Summary</i>
FPGA	<i>Field-Programmable Gate Array</i>
FTA	<i>Fault Tree Analysis</i>
G	<i>Green</i>
HAS	<i>Hardware Accomplish Summary</i>
HCID	<i>Hardware Configuration Index Document</i>
HDP	<i>Hardware Development Plan</i>
HVP	<i>Hardware Verification Plan</i>
HW	<i>Hardware</i>
INCOSE	<i>International Council on Systems Engineering</i>
INPE	Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
ISS	<i>International Space Station</i>
ITAR	<i>International Traffic in Arms Regulation</i>
LIT	Laboratório de Integração e Teste
LIT	Laboratório de Integração e Testes
LRU	<i>Line Replaceable Unit</i>
MDI	<i>Modular Device Inc.</i>
MMEL	<i>Master Minimum Equipment List</i>
MTBF	<i>Mean Time Between Failures</i>
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
NBAA	<i>National Business Aviation Association</i>
NDIA	<i>National Defense Industrial Association</i>
OEM	<i>Original Equipment Manufacture</i>
PCD	<i>Plataforma de Coleta de Dados</i>
PDR	<i>Preliminary Design Review</i>
PHAC	<i>Plan for Hardware Aspects of Certification</i>
PLD	<i>Programmable Logic Device</i>
PMBOK	<i>Project Management Body of Knowledge</i>
PMM	Plataforma Multimissão

PSAC	<i>Plan for Software Aspects of Certification</i>
PSSA	<i>Preliminary System Safety Assessment</i>
R	<i>Red</i>
RTCA	<i>Radio Technical Commission for Aeronautics</i>
SAE	<i>Society of Automotive Engineers</i>
SDP	<i>Software Development Plan</i>
SID	Serviço de Informação e Documentação
SPG	Serviço de Pós-Graduação
SRR	<i>System Requirement Review</i>
SSA	<i>System Safety Assessment</i>
STC	<i>Supplemental Type Certificate</i>
SVP	<i>Software Verification Plan</i>
SW	<i>Software</i>
TS	<i>Technical Specification</i>
TSO	<i>Technical Standard Orders</i>
TT&C	Telemetria e Telecomando
UIO A	Unidade de Entrada e Saída – Canal A
UIO B	Unidade de Entrada e Saída – Canal B
UIO C	Unidade de Entrada e Saída – Canal C
UIO D	Unidade de Entrada e Saída – Canal D
V&V	<i>Verification and Validation</i>
VLS	Veículo Lançador de Satélites
Y	<i>Yellow</i>

SUMÁRIO

	<u>Pág.</u>
1. INTRODUÇÃO.....	1
1.1. Contexto deste Trabalho.....	1
1.2. Motivação deste Trabalho.....	1
1.3. Objetivo deste Trabalho.....	2
1.4. Organização deste Trabalho.....	2
2. CONCEITOS BÁSICOS E REVISÃO DA LITERATURA.....	5
2.1. Engenharia de Requisitos e Engenharia de Sistemas.....	5
2.2. Projetos.....	14
2.3. Ciclo de Vida do Projeto.....	15
2.4. Ciclo de Vida da Tecnologia.....	16
2.5. Projeto CBERS – <i>China-Brazil Earth-Resources Satellite</i>	17
2.6. Projeto Plataforma Multi-Missão (PMM).....	20
2.7. Suportabilidade.....	22
2.8. Confiabilidade.....	24
2.9. Manutenibilidade.....	25
2.10. Disponibilidade.....	25
2.11. Redundância.....	26
2.12. Tempo Médio entre Falhas – MTBF.....	26
2.13. Componentes, Equipamentos, Subsistemas e Sistemas.....	27
2.14. Normas ECCS.....	27
2.14.1. ECSS- S-ST-00-01C ECSS System - Glossary of Terms.....	27
2.14.2. ECSS-Q-ST-30C.....	29
2.15. Risco.....	30
2.16. Gestão de Riscos de Projeto.....	30
2.16.1. Plano de Gestão de Riscos.....	32
2.16.2. Identificação dos Riscos.....	32
2.16.3. Análise Qualitativa dos Riscos.....	32
2.16.4. Análise Quantitativa dos Riscos.....	32
2.16.5. Plano de Resposta aos Riscos.....	33
2.16.6. Monitoramento e Controle dos Riscos.....	34
2.17. Regulamentações de Comércio Internacional.....	34

2.17.1.	Regulamentação para o Tráfego Internacional de Armas.....	34
3.	FORMULAÇÃO DO PROBLEMA E ABORDAGENS PARA SUA SOLUÇÃO.....	37
3.1.	Formulação do Problema.....	37
3.2.	Objetivo do Trabalho.....	38
3.3.	Metodologia.....	38
3.4.	Abordagens para sua Solução.....	39
4.	ANÁLISE DAS CAUSAS DA INDISPONIBILIDADE DE COMPONENTES E SERVIÇOS E SEUS EFEITOS SOBRE O CICLO DE VIDA DE UM PROJETO AEROESPACIAL.....	41
4.1.	Causas e Casos da Indisponibilidade de Componentes e Serviços na Indústria Aeroespacial.....	41
4.1.1.	Evolução Tecnológica.....	44
4.1.2.	Obsolescência de Componentes Eletrônicos.....	49
4.1.3.	Diretivas de Aeronavegabilidade (ADs).....	55
4.1.4.	Obsolescência de Ferramentas de Software.....	57
4.1.5.	Formação de Oligopólios de Fornecedores.....	58
4.1.6.	Impedimentos Políticos.....	59
4.2.	Análise dos Efeitos da Indisponibilidade de Componentes e Serviços sobre o Ciclo de Vida de um Projeto Aeroespacial.....	63
4.2.1.	Efeito da Obsolescência e Caso de Aplicação.....	66
4.2.2.	Efeitos sobre os Aspectos de Desenvolvimento de Hardware e/ou Software Embarcado e Certificação.....	69
4.2.2.1.	Efeitos sobre os Aspectos de Desenvolvimento de Hardware Embarcado e Certificação.....	71
4.2.2.1.1.	Efeitos sobre a Intercambialidade e Intermixabilidade de Componentes Embarcados.....	76
4.2.2.2.	Efeitos sobre os Aspectos de Desenvolvimento de Software Embarcado e Certificação.....	79
4.2.3.	Efeitos sobre os Aspectos de Montagem, Integração, Verificação, Validação e Qualificação de Sistemas Embarcados.....	81
4.2.4.	Efeitos sobre Mudanças no Certificado de Tipo da Aeronave.....	89
4.3.	Propostas de Mitigação de tais Efeitos sobre o Ciclo de Vida do Projeto Aeroespacial, e sua suficiência.....	90
5.	GERENCIAMENTO REATIVO DE RISCOS DA INDISPONIBILIDADE DE COMPONENTES E SERVIÇOS.....	93

5.1.	Estado Atual do Gerenciamento de Riscos da Indisponibilidade de Componentes e Serviços.....	95
5.2.	Proposta de Gerenciamento Reativo de Riscos da Indisponibilidade de Componentes e Serviços.....	96
5.3.	Aplicação do Método: Guia Prático de Uso.....	104
6.	GERENCIAMENTO PROATIVO DE RISCOS DA INDISPONIBILIDADE DE COMPONENTES E SERVIÇOS.....	109
6.1.	Proposta de Gerenciamento Proativo de Riscos da Indisponibilidade de Componentes e Serviços.....	111
6.1.1.	Esforço de Substituição de Componentes.....	112
6.1.2.	Nível de Criticalidade das Funções do Equipamento.....	113
6.1.3.	Esforço de Integração do Novo Equipamento.....	114
6.1.4.	Esforço de Qualificação do Novo Equipamento.....	116
6.2.	Plano de Resposta aos Riscos da Indisponibilidade de Componentes e Serviços.....	117
6.3.	Aplicação do Método: Guia Prático de Uso.....	121
7.	CONSIDERAÇÕES FINAIS - LIÇÕES APRENDIDAS E BOAS PRÁTICAS.....	125
8.	CONCLUSÕES E SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS....	129
8.1.	Conclusões.....	129
8.2.	Sugestões para trabalhos futuros.....	130
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	133
	ANEXO A: ARTIGOS DE JORNAIS UTILIZADOS COMO REFERÊNCIA.....	139
A.1	Jornal O Estado de São Paulo – Publicação de sexta-feira, 18 de Janeiro de 2013.....	139
A.2	Jornal do SindCT – Publicação de Novembro de 2012.....	140
A.3	Jornal do SindCT – Publicação de Dezembro de 2012.....	143
	ANEXO B: ITAR PART 121 – A LISTA DE MUNIÇÕES DOS ESTADOS UNIDOS.....	147
B.1	ITAR Part 121 – Sub- Categorias:.....	147
B.2	ITAR Part 121 – SUB- Categorias com impacto direto a Indústria Aeroespacial Brasileira:.....	148
B.2.1	<i>Category VIII-Aircraft, [Spacecraft] and Associated Equipment.....</i>	<i>148</i>

B.2.2 <i>Category XI-Military [and Space] Electronics</i>	150
B.2.3 <i>Category XV-Spacecraft Systems and Associated Equipment</i>	153

1. INTRODUÇÃO

1.1. Contexto deste Trabalho

Projetos da indústria aeroespacial são projetos muito caros e que demandam muito tempo de desenvolvimento, especialmente quando comparados com projetos de outras indústrias, tais como, automotiva, mecânica pesada, ou eletroeletrônica, muitas vezes por conta das necessidades de pesquisas e frequentemente devido às desenvolvimentos específicos, qualificações de componentes e busca por novos materiais. Por outro lado, até mesmo quando a demanda do mercado é elevada, a capacidade de produção desta indústria é normalmente bastante limitada. Portanto, os governos e empresas que investem em projetos aeroespaciais têm conhecimento que estes projetos são considerados investimentos de longo prazo ou até mesmo de fundo perdido, por conta dos projetos espaciais estarem diretamente ligados as estratégias nacionais e devido ao fato que projetos aeronáuticos necessitam de um longo prazo no mercado para atingirem o seu *breakeven* e começarem gerar retorno. Um exemplo para ilustrar tal fato, vem da avaliação do Sr. Steven Udvar-Hazy, sobre o possível retorno financeiro do projeto B787 da empresa Boeing durante a Conferência da Sociedade Internacional de Negociação de Aeronaves de Transporte (ISTATC sigla em Inglês), realizada em Scottsdale, Arizona, USA em Março de 2011, onde ele mencionou que a Boeing precisaria vender no mínimo 1500 aeronaves B787 para atingir o *breakeven* do projeto, após os mais de 3 anos de atraso nas fases de pesquisa e desenvolvimento do mesmo.

1.2. Motivação deste Trabalho

O passado tem mostrado à indústria aeroespacial que, quando um produto obtém sucesso no cumprimento de seus objetivos e é bem aceito por todos os interessados no projeto, é interessante prolongar o tempo de ciclo de vida de tal projeto, a ponto de estender os ganhos dos interessados no projeto, tal como realizado com o Projeto dos Satélites CBERS do INPE e com o Projeto das Aeronaves E-Jets da Embraer. Porém, o gerenciamento de projetos aeroespaciais tem demonstrado que grande parte dos investimentos realizados

para prolongar o ciclo de vida destes projetos, que obtiveram sucesso em realizações passadas, estão diretamente relacionados com necessidades de solucionar problemas que ocorreram devido à indisponibilidade de componentes e serviços, em especial nas fases finais de desenvolvimento ou até mesmo nas fases de operação do produto dentro do seu ciclo de vida.

Tudo isto ocorre, de forma muito intensa na indústria aeronáutica, devido estar ter o número de unidades produzidas bem maior e a necessidade de manutenção e reuso. Na indústria espacial devido ao tempo do ciclo de desenvolvimento, e a necessidade de qualificação de componentes serem maiores, este fenômeno é menos percebido. No entanto, a indisponibilidade de componentes ou serviços pode ter impacto considerável sobre produtos aeroespaciais ao longo do ciclo de vida do projeto, demandando o desenvolvimento de planos de gerenciamento de riscos para lidar com tal problema, motivando as propostas aqui apresentadas.

1.3. Objetivo deste Trabalho

Este trabalho propõe-se a estudar algumas causas da indisponibilidade de componentes e serviços e seus efeitos sobre o Ciclo de Vida de um projeto aeroespacial, e formular planos de gerenciamento de riscos, compostos por recomendações, alternativas e ações a serem adotadas em fases iniciais do desenvolvimento do projeto para: 1) mitigar tais efeitos sobre o ciclo de vida do produto, e sua suficiência; e 2) ajudar no desenvolvimento de requisitos futuros que garantam que todos os objetivos do projeto venham a ser cumpridos no prazo e sem a adição de custos ao longo do ciclo de vida do produto.

1.4. Organização deste Trabalho

Este trabalho está organizado da seguinte forma:

O Capítulo 2 apresenta os conceitos básicos e a revisão da literatura para o desenvolvimento deste trabalho.

O Capítulo 3 trata da formulação do problema e abordagens para sua solução.

O Capítulo 4 apresenta 1) algumas causas e casos da indisponibilidade de componentes e serviços na indústria aeroespacial encontradas na literatura, 2) e uma análise dos efeitos da indisponibilidade de componentes e serviços sobre o ciclo de vida de um projeto aeroespacial.

O Capítulo 5 apresenta uma proposta de gerenciamento reativo dos riscos da indisponibilidade de componentes e serviços, a qual visa mitigar de tais efeitos sobre o ciclo de vida do produto, e sua suficiência.

O Capítulo 6 apresenta uma proposta de gerenciamento pró-ativa dos riscos da indisponibilidade de componentes e serviços, a qual visa ajudar no desenvolvimento de requisitos futuros, tendo por objetivo antecipar e eliminar os efeitos da indisponibilidade de um componente sobre o ciclo de vida do projeto aeroespacial.

O Capítulo 7 apresenta como considerações finais uma lista de Lições Aprendidas e Boas Práticas recomendadas para as fases iniciais do desenvolvimento do projeto para evitar os efeitos da indisponibilidade de componentes e serviços.

O Capítulo 8 apresenta as conclusões e sugestões para trabalhos futuros.

As seções seguintes apresentam as referências bibliográficas consultadas para o desenvolvimento deste trabalho, e os apêndices.

2. CONCEITOS BÁSICOS E REVISÃO DA LITERATURA

Este capítulo referencia alguns conceitos básicos (introdutórios) relacionados aos principais assuntos envolvidos nesse trabalho: Engenharia de Sistemas, Confiabilidade, Manutenibilidade, Disponibilidade, Risco, e Gestão de Riscos.

2.1. Engenharia de Requisitos e Engenharia de Sistemas

São poucos os países do mundo a dominar a tecnologia de projeto, desenvolvimento, fabricação, montagem, integração, testes, lançamentos de veículos espaciais e satélites artificiais no espaço, operação e descarte dos mesmos. Lançar um veículo no espaço e colocar um satélite em órbita envolve a coordenação de complexas atividades relacionadas à sua **missão espacial**.

Segundo a NASA, conforme consta em Loureiro (1999), esta **complexidade** é resultante da interação e do número de conexões entre as partes ou elementos de um conjunto. Isso faz com que o projeto ou modificação de uma parte ou subsistema tenha impacto direto em outras partes ou subsistemas, o que não permite o desenvolvimento isolado das partes.

Para cada tipo de missão espacial: de observação da Terra, observação astronômica, comunicações, meteorologia, coleta de dados, sondagem, militares, recuperáveis, tripuladas, etc. (SOUZA, 2008), existem diversas soluções, com diferentes níveis de complexidade. Assim sendo, o exercício de **Engenharia de Sistemas** contribui para a seleção da melhor solução possível a um dado problema e/ou necessidade.

Pelo fato de um satélite artificial constituir em geral um **sistema** não reparável uma vez colocado em órbita, de elevada precisão e custo, este possui **elementos, atributos e relacionamentos** de modo a atender às especificações, sob condições estabelecidas (são as que cliente espera para que o produto funcione), e por um determinado intervalo de tempo (SOUZA, 2008). A crescente complexidade destes sistemas torna a disciplina de Engenharia de Sistemas muito importante. Desta forma, surge a necessidade

de controlar os processos envolvidos em uma dada missão espacial, de forma a contribuir para o alcance dos seus critérios de sucesso.

Segundo o processo da **Engenharia de Requisitos**, utiliza-se um processo de Elicitação de Requisitos com a finalidade de capturar as necessidades (objetivos e vínculos desejados) do cliente/usuário (**stakeholder**) e transformá-las em requisitos.

Segundo o processo da **Engenharia de Sistemas** as definições deste processo podem ser encontradas em Loureiro, (1999), NASA, (2007) os requisitos são total ou parcialmente transformados em especificações de missão e de sistema, soluções são propostas e avaliadas segundo medidas de eficácia (*Mesures of Effectiveness-MOEs*), e uma solução é escolhida.

Em outras palavras, estes processos interdisciplinares começam com a captura das necessidades dos *stakeholders* e concluem com a proposta de uma solução, que pode ser validada e aceita pelos *stakeholders*. A Figura 2.1 a seguir, conforme consta em Loureiro (1999), ilustra este processo.

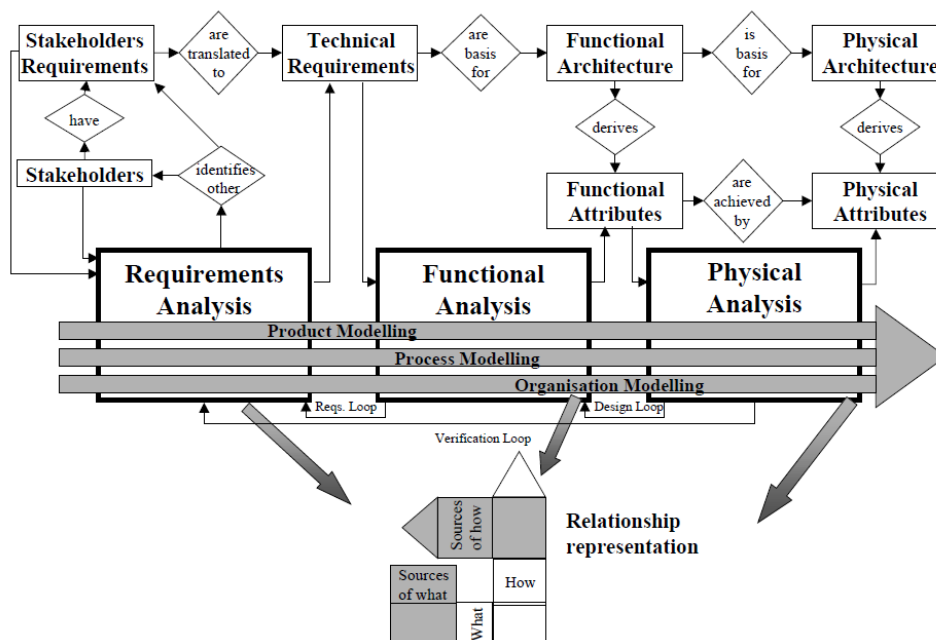


Figura 2.1: Processo de Análise do Problema e Desenvolvimento da Solução de Engenharia de Sistemas

Fonte: Loureiro (1999).

A Elicitação de Requisitos é desencadeada pela identificação de alguns dos interessados iniciais e as suas necessidades expressas pelos requisitos dos stakeholders (interessados). O processo de análise de requisitos, em seguida, identifica outras partes interessadas, suas preocupações e necessidades. Como parte do processo de análise, os requisitos entre as partes interessadas, funções, desempenho, condições, restrições, premissas e objetivos são identificados. Estes são, então, declarados de forma clara e inequívoca, e mensuráveis termos técnicos que constituem os **Requisitos Técnicos** estabelecidos.

A **Análise Funcional** traduz os requisitos técnicos em uma arquitetura funcional, do qual os **atributos funcionais** são derivados. Atributos funcionais descrevem cada elemento na **arquitetura funcional**. A arquitetura funcional descreve as disposições (*arrangements*) funcionais e de sequenciamento de sub-funções resultantes da decomposição do conjunto de funções do sistema às suas sub-funções. A análise funcional é realizada sem a consideração de uma arquitetura física.

A **Análise Física** traduz a arquitetura funcional em uma **arquitetura física** a partir do qual os **atributos físicos** são derivados. Os atributos físicos descrevem cada elemento na arquitetura física. A arquitetura física proporciona uma disposição de elementos, a sua decomposição, interfaces (internas e externas), restrições físicas e de projeto.

O processo de análise proposto na Figura 2.2 tem a intenção de fornecer uma definição estruturada e iterativa do problema e desenvolvimento da solução. A natureza iterativa do processo de análise é caracterizada pelos “**loops**” de requisitos, projeto e verificação na Figura 2.2. O “loop” de requisitos representa o fato de, por exemplo, como novas funções são identificadas, os novos requisitos derivados terão de ser definidos para quantificar a funcionalidade. O “loop” de projeto assegura que as decisões de projeto são feitas, funções específicas, especialmente nos níveis mais baixos serem adicionadas ou reorganizadas. O “loop” de verificação garante que o domínio da solução mapeia corretamente o domínio do problema. O “feedback” dos requisitos

indica a necessidade de confirmar (ou verificar) que as soluções propostas cumprem os requisitos.

Os requisitos, processos de análise funcional e física são realizados através da modelagem simultânea de produtos, processos e organização. Como os requisitos e atributos são identificados, as relações entre eles também podem ser. A matriz na parte inferior da Figura 2.2 representa, essencialmente, as relações entre requisitos e atributos (LOUREIRO, 1999).

Embora nenhum método possa ser considerado completo e aplicável a um número tão grande de missões muito diversas entre si, existem algumas técnicas básicas que são recomendadas.

Segundo o modelo adotado pela NASA, (2007), conforme a Figura 2.2 a seguir, o processo de Engenharia de Sistemas pode ser representado por três tarefas macros: Projeto do Sistema; Realização do Produto; Gerenciamento Técnico. Estas tarefas ocorrem de forma interativa e recursiva.

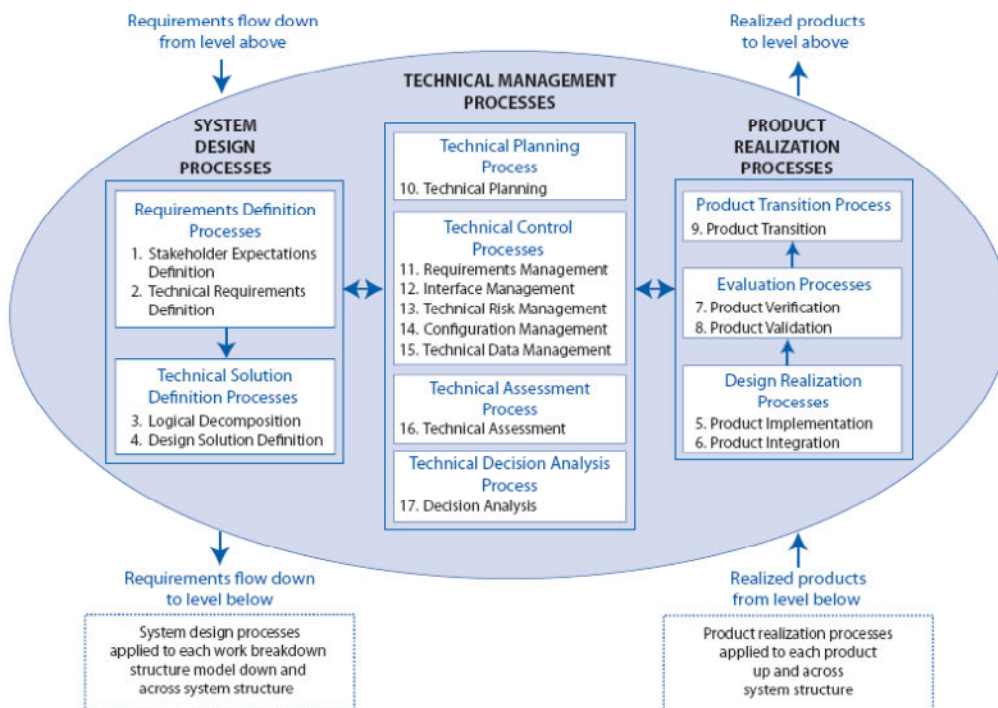


Figura 2.2: *The systems engineering engine.*

Fonte: NASA (2007).

Projeto do Sistema: Define a linha de referência das expectativas dos stakeholders, define a linha de referência dos requisitos técnicos, e converte os requisitos técnicos em uma solução de projeto, o qual satisfaz as expectativas dos stakeholders. Este processo é aplicado em cada elemento da estrutura do sistema na forma Top-down até o nível mais baixo da hierarquia do sistema.

Realização do Produto: Aplicado a cada elemento operacional ou de missão da estrutura do sistema, começando desde o nível mais baixo, atingindo até níveis mais altos de elementos integrados. Estes processos são usados para criar soluções de projeto de cada elemento que visam sua implementação, integração, verificação, validação e transição até os elementos do próximo nível hierárquico, garantindo as soluções de projeto, bem como as expectativas dos interessados no que diz respeito à função da fase do ciclo de vida aplicável.

Gerenciamento Técnico: Estabelece e desenvolve planejamento técnico do projeto para gerenciar comunicações entre interfaces, avaliar os progressos comparando-os com os planos e com os requisitos dos produtos e serviços do sistema, controlar a execução técnica do projeto até a conclusão e auxiliar no processo de tomada de decisão.

Um dos conceitos fundamentais utilizados no setor espacial para o gerenciamento de sistemas é o do ciclo de vida do projeto, que consiste em uma categorização de tudo o que deve ser feito para cumprir um programa ou projeto em fases distintas, separadas por eventos que são revisões de tomada de decisão, ou seja, a autoridade determina se um programa / projeto está pronto para avançar para a próxima fase do ciclo de vida, conforme pode ser visualizado na Figura 2.3 (LOUREIRO, 1999).

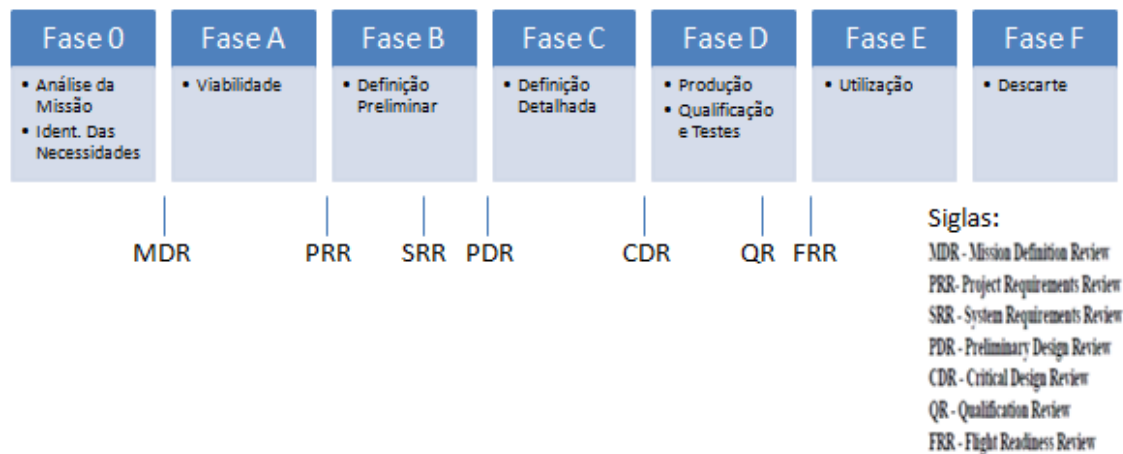


Figura 2.3: Fases de um projeto do setor espacial.

Fonte: Loureiro (1999).

É muito importante que cada etapa seja muito bem documentada, para que em uma etapa posterior seja possível fazer uma reavaliação e também para que o conhecimento adquirido seja utilizado para futuras missões.

Uma vez estabelecido os objetivos qualitativos da missão, ou seja, os objetivos que o sistema deve alcançar para ser produtivo, a próxima etapa é transformá-los em requisitos preliminares da missão e restrições, que são as expressões quantitativas de quão bem consegue-se alcançar os objetivos, equilibrando o que se deseja contra o que o orçamento permite (WERTZ, LARSON, 1999).

Para transformar os objetivos da missão em requisitos, devem-se observar as três grandes áreas:

Requisitos funcionais, que definem quão bem o sistema deve desempenhar para atingir os seus objetivos;

Requisitos Operacionais, que determinam como o sistema funciona e como os usuários interagem com ele, para atingir os seus objetivos gerais;

Restrições, que limitam o custo, cronograma e aplicação das técnicas disponíveis para o projetista do sistema (WERTZ, LARSON, 1999).

O processo de análise de requisitos consiste na identificação inicial de um conjunto de requisitos dos interessados e sua transformação em um conjunto completo e consistente de requisitos técnicos. O conjunto de requisitos técnicos contém condições e requisitos funcionais e de desempenho do produto final e seus processos de ciclo de vida. Os requisitos técnicos devem ser rastreáveis com relação aos requisitos dos stakeholders (interessados) identificados.

A Figura 2.4 fornece uma visão geral do processo de análise de requisitos. Cada um dos sub-processos descritos na Figura 2.4 é descrita nos parágrafos seguintes. O *loop* de refinamento de requisitos assegura o fato de que os requisitos técnicos devem ser mapeados para os requisitos dos *stakeholders* (interessados) e objetivos (LOUREIRO, 1999).

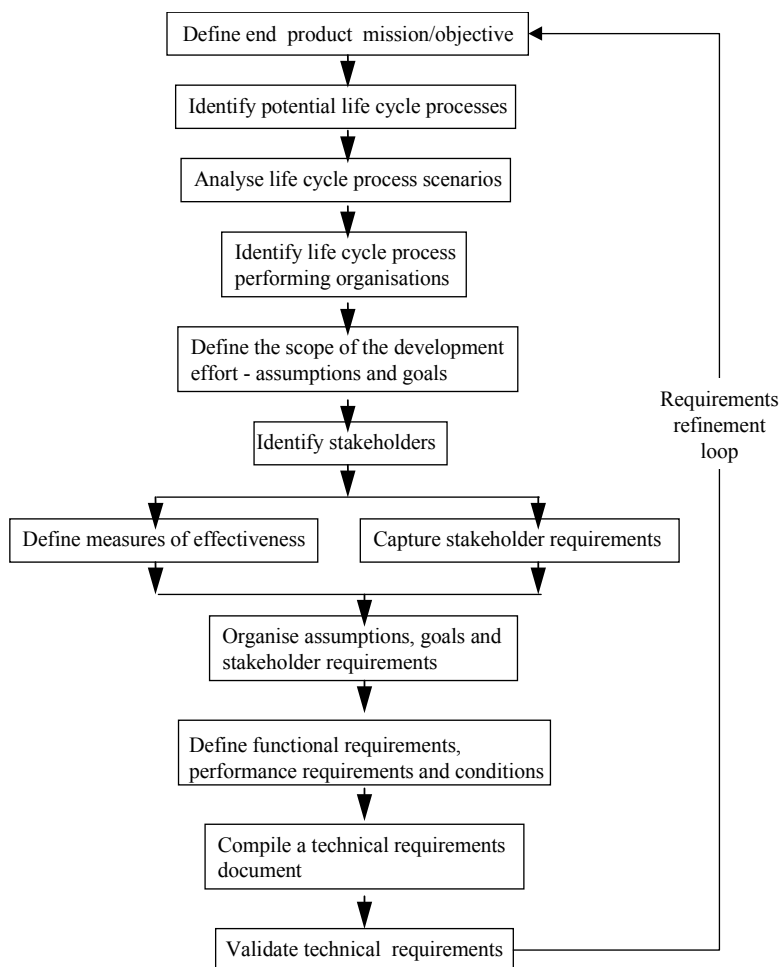


Figura 2.4: Processo de análise de requisitos.

Fonte: Loureiro (1999).

A identificação dos *stakeholders* é realizada mediante a identificação das pessoas ou organizações que são afetadas pelos atributos do produto final, os processos do ciclo de vida e suas organizações no âmbito do esforço de desenvolvimento. Uma maneira de identificar os *stakeholders* é separar o sistema em produtos, processos de ciclo de vida e organizações, e investigar quem são as pessoas ou organizações que interagem diretamente com cada um deles.

Os requisitos dos *stakeholders* governam o desenvolvimento do sistema, e eles são fatores essenciais na definição do escopo do desenvolvimento do projeto. Se uma empresa está adquirindo o sistema, este processo constitui a base para a descrição técnica das prestações de um acordo - geralmente na forma de uma especificação em nível de sistema e interfaces definidas nos limites do sistema (LOUREIRO, 1999).

No processo seguinte (Processo de Análise de Requisitos), os critérios de verificação são acrescentados a esta definição. A Figura 2.5 é o diagrama de contexto para este processo (INCOSE, 2000).

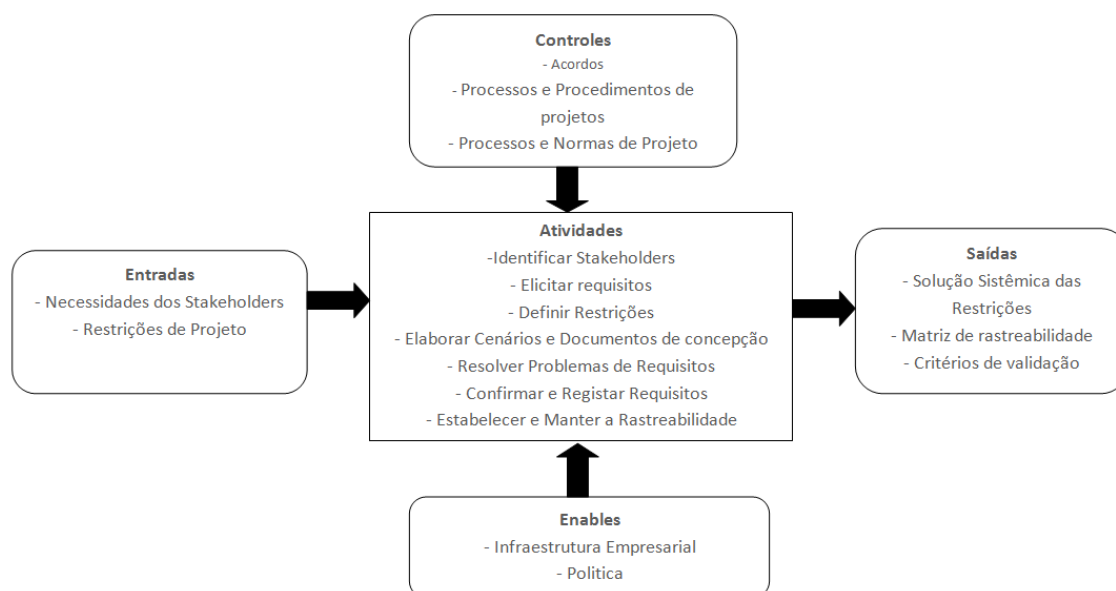


Figura 2.5: Diagrama de contexto para o processo de definição dos requisitos dos *stakeholders*.

Fonte: Maiolino (2011).

O objetivo do processo de análise dos requisitos é avaliar, priorizar e equilibrar todos os stakeholders e requisitos derivados (incluindo restrições), e para transformar estes requisitos em uma visão funcional e técnica de uma descrição do sistema capaz de atender às necessidades dos stakeholders. Essa visão pode ser expressa em uma especificação, conjunto de desenhos ou qualquer outro meio que proporciona uma comunicação eficaz.

A análise de requisitos é um processo “ínterim”: a saída do processo deve ser comparada para a rastreabilidade e coerência com os requisitos dos stakeholders, antes de ser usado para conduzir o Processo de Arquitetura do Projeto. A Figura 2.6 é o diagrama de contexto para análise de requisitos (INCOSE, 2000).

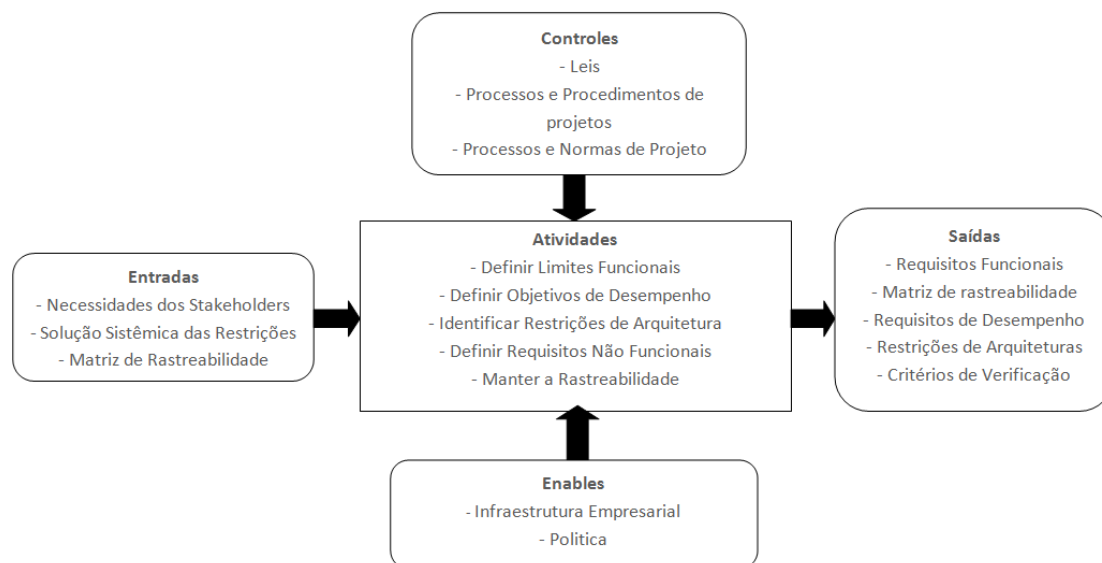


Figura 2.6: Diagrama de contexto para o processo de análise dos requisitos.

Fonte: Maiolino (2011).

Um aspecto importante são as medidas de eficácia, pois correspondem à métrica que os stakeholders utilizarão para medir sua satisfação com relação à solução proposta pelo sistema, definida através de um esforço de desenvolvimento. As medidas de eficácia refletem as expectativas do cliente em geral e sua satisfação. Principais medidas de eficácia podem incluir

desempenho, segurança, operacionalidade, confiabilidade e facilidade de manutenção, ou outros fatores [IEEE, 1995].

Stakeholders não incluem somente os clientes, mas todas as partes interessadas no projeto. A solução do sistema inclui não apenas o produto final, mas também seus processos de ciclo de vida e algumas de suas organizações que o desempenham.

Uma maneira de identificar as medidas de eficácia é identificar as preocupações dos stakeholders com relação a produtos, processos e organização (LOUREIRO, 1999).

Em continuidade ao exercício de Engenharia de Sistemas, é usual realizar a Análise Funcional e a Análise Física para compor a Arquitetura Funcional e a Arquitetura Física, ambas com seus atributos.

2.2. Projetos

De acordo com a norma ECSS-S-ST-00-01C (01/Outubro/2012) o termo projeto é um conjunto de atividades coordenadas e controladas com data de início e fim, e que são realizadas para atingir um objetivo em conformidade com requisitos específicos, incluindo limitações de tempo, custo e recursos.

O *PMBOK® Guide*, 3ed. (PMI, 2004) descreve o projeto com sendo um esforço temporário realizado para criar um produto, serviço ou resultado único.

Onde o termo temporário significa que todo projeto tem um início e um fim definido. O fim é alcançado quando os objetivos do projeto são alcançados, ou quando se torna claro que o objetivo do projeto não será ou não pode ser cumprido, ou que não há mais a necessidade do projeto e o projeto é encerrado. Temporário não necessariamente significa curto em duração; vários projetos duram por vários anos. Por outro lado, projetos são finitos. Projetos não são esforços contínuos.

2.3. Ciclo de Vida do Projeto

O *PMBOK® Guide*, 3ed. (PMI, 2004) descreve o Ciclo de Vida do Projeto como sendo “o conjunto das fases do projeto, as quais servem para definir o início e o fim de um projeto.” O ciclo de vida do projeto determina se o estudo de viabilidade constituirá a primeira fase do projeto ou se deve ser tratado como um projeto a parte.

De acordo com o *PMBOK® Guide* a definição do ciclo de vida do projeto também determina os procedimentos de transição para o ambiente de operação que serão incluídos ao final do projeto, distinguindo-os dos que não serão. Sendo assim, o ciclo de vida do projeto pode ser utilizado para relacionar o projeto aos processos operacionais contínuos da organização executora.

Com exemplo de ciclo de vida de um projeto da indústria espacial podemos citar o ciclo de vida de um satélite, o qual é normalmente dividido em 7 fases, segundo Souza (2008):

Fase 0 – Trata-se da fase onde são definidos os objetivos da missão espacial.

Fase A – Trata-se da fase onde são definidas as especificações funcionais do projeto.

Fase B – Trata-se da fase de revisões preliminares do projeto.

Fase C – Trata-se da fase de revisões detalhadas do projeto.

Fase D – Trata-se da fase de fabricação, integração e testes do projeto.

Fase E – Trata-se da fase de lançamento e operação do projeto.

Fase F – Trata-se da fase de descarte do projeto.

A Figura 2.7 abaixo demonstra a correlação entre cada uma das 7 fases do ciclo de vida de um satélite com etapas do processo de desenvolvimento dos sistemas, subsistemas e equipamentos do satélite.

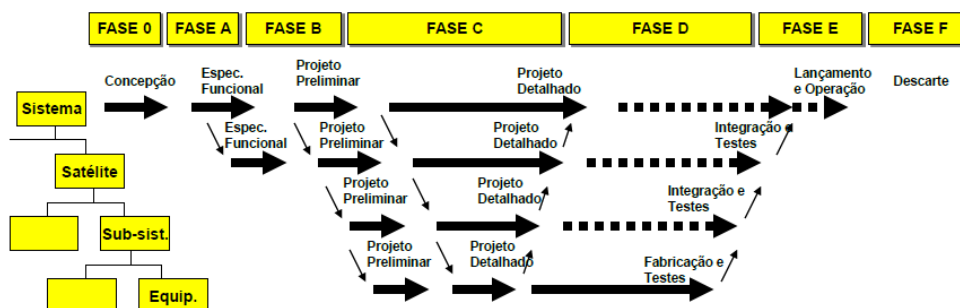


Figura 2.7: O ciclo de vida de um projeto espacial.

Fonte: Souza (2010).

2.4. Ciclo de Vida da Tecnologia

Segundo Valeriano (2005), a evolução de uma dada tecnologia parece seguir graficamente uma curva com o formato de um S muito alongado (veja a Figura 2.8) num sistema de coordenadas em que a abscissa é o tempo e a ordenada e um número de mérito tecnológico, ou seja, um parâmetro que descreve uma propriedade do produto que se deve àquela tecnologia.

As fases do ciclo de vida de uma tecnologia, representados por essa curva S, são:

- Início, quando a tecnologia parte com pequenos progressos, geralmente com poucas pessoas e poucos recursos envolvidos, até que mais conhecimentos técnicos e científicos permitam maiores avanços, quando então ela se consolida, passando para a fase seguinte. Essa parte poderia corresponder à invenção, com idéias, imaginação e esforço; mas onde o funcionamento e o uso ou não existem ou são precários;
- Crescimento exponencial, quando a tecnologia apresenta a capacidade de atender a uma necessidade, tem maior envolvimento de esforços, de recursos e de resultados;

- Estabilização, quando a aceleração diminui até cessar o crescimento. Neste ponto a tecnologia atingiu seu máximo valor e, sem a possibilidade de evoluir, é substituída por outras mais eficientes.

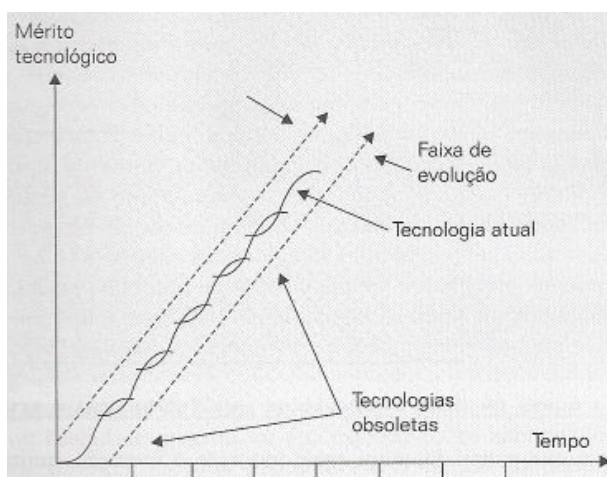


Figura 2.8: Curvas em S de Tecnologias Sucessivas.

Fonte: Valeriano (2005).

O número de mérito tecnológico mencionado como sendo a ordenada do sistema de coordenadas da curva S, mede o nível da evolução da tecnologia ao longo do tempo. No exemplo citado por Valeriano, é o nível de precisão de corte, desde um machado de pedra até o laser.

2.5. Projeto CBERS – *China-Brazil Earth-Resources Satellite*

Conforme descrito no site do INPE, o Programa CBERS nasceu de uma parceria entre o Brasil e a China no setor técnico-científico espacial, em vigor desde 1988. O Programa CBERS contemplou, num primeiro momento, apenas dois satélites de sensoriamento remoto, CBERS-1 e 2. O sucesso do lançamento pelo foguete chinês, Longa Marcha 4B e o perfeito funcionamento do CBERS-1 e CBERS-2 produziram efeitos imediatos.

Ambos os governos decidiram expandir o acordo e incluir outros três satélites da mesma categoria, os satélites CBERS-2B e CBERS-3 e 4, como uma segunda etapa da parceria sino-brasileira. A família de satélites de

sensoriamento remoto CBERS trouxe significativos avanços técnicos ao Brasil. Essa significância é atestada pelos mais de 35.000 usuários de mais de 2.000 instituições cadastrados como usuários ativos do CBERS; e também pelas mais de 500.000 imagens do CBERS distribuídas a razão aproximada de 250 por dia. Suas imagens são usadas em importantes campos, como o controle do desmatamento e queimadas na Amazônia Legal, o monitoramento de recursos hídricos, áreas agrícolas, crescimento urbano, ocupação do solo, em educação e em inúmeras outras aplicações.

Os satélites CBERS-1 e 2 (Figura 2.9) são compostos por dois módulos: 1) o módulo "carga útil" acomoda os sistemas ópticos (CCD – Câmera Imageadora de Alta Resolução, IRMSS – Imageador por Varredura de Média Resolução, e WFI – Câmera Imageadora de Amplo Campo de Visada) usadas para observação da Terra; e o Repetidor para o Sistema Brasileiro de Coleta de Dados Ambientais; e 2) o módulo "serviço" que contém os equipamentos que asseguram o suprimento de energia, os controles, as telecomunicações e demais funções necessárias à operação do satélite. O satélite CBERS-2B é muito semelhante aos CBERS-1 e 2, mas o IRMSS é substituído pela HC - Câmera Pancromática de Alta Resolução.

Os 1100 W de potência elétrica necessária para o funcionamento dos equipamentos de bordo são obtidos através de painéis solares que se abrem quando o satélite é colocado em órbita e se mantêm continuamente orientados na direção do Sol por controle automático.

Para cumprir os rigorosos requisitos de apontamento das câmeras necessários à obtenção de imagens de alta resolução, o satélite dispõe de um preciso sistema de controle de atitude. No caso do CBERS-2B, uma melhoria significativa deve-se à instalação de um receptor de GPS (*Global Positioning System*) e de um sensor de estrelas para assistir os mecanismos de controle de atitude. Esse sistema é complementado por um conjunto de propulsores a hidrazina que também auxilia nas eventuais manobras de correção da órbita nominal do satélite.

Os dados internos para monitoramento do estado de funcionamento do satélite são coletados e processados por um sistema distribuído de computadores antes de serem transmitidos à Terra. Um sistema de controle térmico ativo e passivo provê o ambiente apropriado para o funcionamento dos sofisticados equipamentos do satélite.

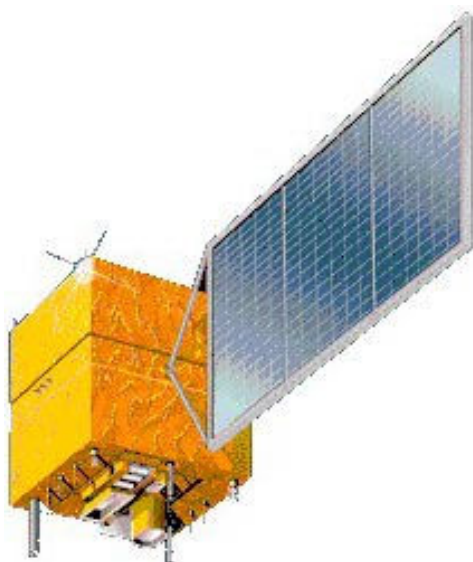


Figura 2.9: CBERS-1 e 2.

Fonte: INPE - CBERS (2012).

Os satélites CBERS-3 e 4 (Figura 2.10) representam uma evolução dos satélites CBERS- 1 e 2. Para o CBERS-3 e 4, serão utilizadas 4 câmeras (Câmera PanMux - PANMUX, Câmera Multi Espectral - MUXCAM, Imageador por Varredura de Média Resolução – IRSCAM, e Câmera Imageadora de Amplo Campo de Visada – WFICAM) no módulo de carga útil, com desempenhos geométricos e radiométricos melhorados. As órbitas dos satélites CBERS-3 e 4 serão as mesmas que as dos CBERS-1 e 2.

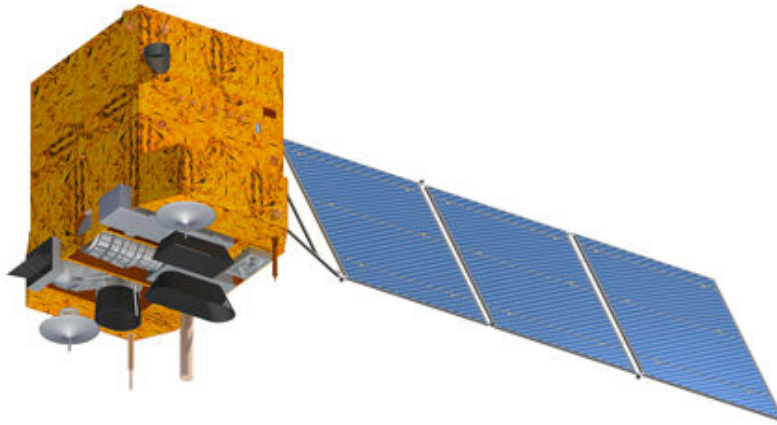


Figura 2.10: CBERS-3 e 4.

Fonte: INPE - CBERS (2012).

2.6. Projeto Plataforma Multi-Missão (PMM)

De acordo com o site do INPE, o Projeto da Plataforma Multimissão foi concebido para esta ser uma plataforma modular capaz de servir como base para várias missões científicas, de comunicação e de observação da Terra em órbitas terrestres baixas. A PMM é constituída de subsistemas básicos que fornecem o essencial para o funcionamento do satélite e um suporte para a integração de uma carga útil que será escolhida de acordo com a missão que o satélite ira desempenhar.

Os subsistemas que compõem a PMM são:

- Subsistema de Estrutura, para prover suporte mecânico para todos os subsistemas da PMM, para equipamentos, acessórios e para o módulo de carga útil, enquanto mantida no solo, durante o lançamento e no ambiente espacial.
- Subsistema de Suprimento de Energia, para converter a energia solar incidente no conjunto de painéis fotovoltaicos em energia elétrica, para armazenar essa energia em baterias e para prover controle e distribuição dessa energia para vários equipamentos da plataforma e da

carga útil, usando uma arquitetura não regulada de distribuição de energia.

- Subsistema de Controle de Temperatura, para prover distribuição de calor de forma que todos os equipamentos a bordo operem dentro de suas faixas designadas de temperatura, em todas as possíveis atitudes do satélite experimentadas durante a vida nominal da missão.
- Subsistema de Controle de Atitude e Tratamento de Dados, para prover controle de atitude e órbita em um modo estabilizado em três eixos, possibilitando apontamento para a Terra, para uma posição inercial e para o Sol, com as respectivas precisões especificadas. Este subsistema também deverá prover processamento de dados, capacidade de armazenamento, gerenciamento da comunicação com a carga útil e para controlar os equipamentos da PMM através de um computador de bordo central.
- Subsistema de Propulsão, para prover aquisição de órbita e manutenção usando um tipo de propulsor monopropelente a hidrazina.
- Subsistema de Telemetria e Telecomando (TT&C), para prover comunicação entre a plataforma e as estações terrestres de TT&C garantindo a monitoração e o controle do veículo espacial durante todas as fases da missão.

A PMM deve prover os seguintes serviços para a carga útil:

- Telemetria, telecomando e transmissão de dados através de linhas seriais dedicadas.
- Suprimento de energia.
- Armazenamento de dados.

Uma visão da disposição interna dos equipamentos da PMM pode ser vista na Figura 2.11.



Figura 2.11: Plataforma Multimissão.

Fonte: INPE (2012).

2.7. Suportabilidade

Conforme apresentado por Battaglia (2010), a Suportabilidade (*Suportability*): 1) traduz as necessidades operacionais em parâmetros verificáveis de desempenho de sistemas; 2) integra e otimiza parâmetros técnicos, assegura compatibilidade de interfaces físicas, funcionais e de programas; e 3) integra especialidades em um processo de desenvolvimento total (Gerenciamento e Recursos, Suporte Logístico, Segurança, Produtibilidade, Fatores Humanos, etc.), Figura 2.12.

Segundo Battaglia (2010), o termo Suportabilidade é composto por outros 19 termos, e são eles: Confiabilidade, Testabilidade, Diagnóstico, Prognóstico, Manutenibilidade, Comunalidade, Permutabilidade, Produtibilidade, Acessibilidade (tanto no sentido do termo *Affordability* quanto *Accessibility* do Inglês), Sustentabilidade, Dependabilidade, Interoperabilidade, Reabastecimento, Verificação, Validação, Transportabilidade, Descartabilidade e Custo de Ciclo de Vida.

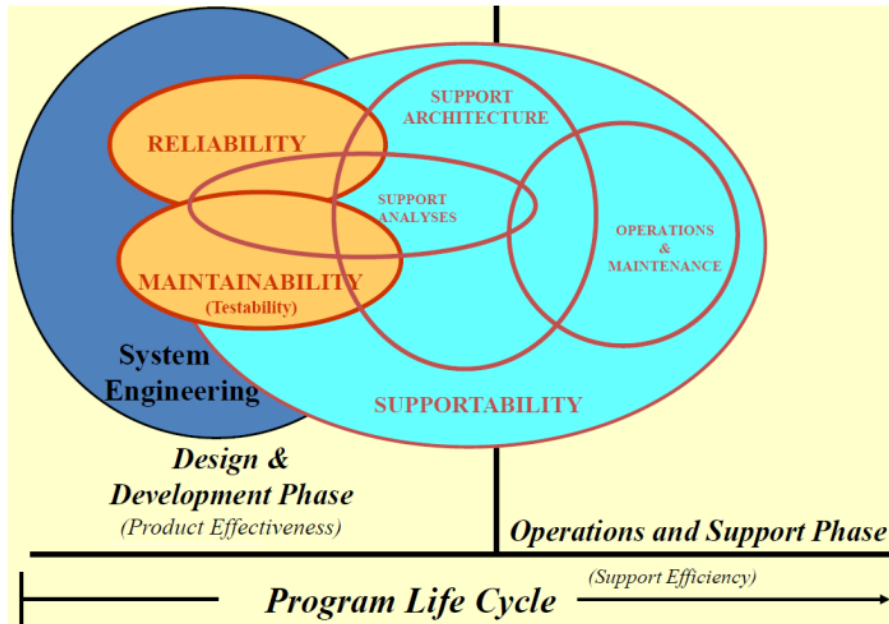


Figura 2.12: Fases do Ciclo de Vida de um Sistema associadas à Engenharia de Sistemas e à Suportabilidade.

Fonte: Battaglia (2010).

A Figura 2.13 ilustra a distribuição de custos pelas fases do ciclo de vida de um sistema, a partir do custo total da posse de um sistema (*Total Cost of Ownership – TCO*) pela perspectiva da suportabilidade. Nela podemos ver que a maior porcentagem do custo total da posse do sistema está associada com os Custos Operacionais e de Suporte, os quais são frequentemente subestimados durante as fases de desenvolvimento, onde todo o foco é frequentemente direcionado somente aos custos de aquisições.

Conforme Battaglia (2010) ilustra na Figura 2.13, aproximadamente 70% dos custos do ciclo de vida de um sistema são determinados na fase de concepção do sistema; mas são realizados nas fases de operação e suporte do sistema.

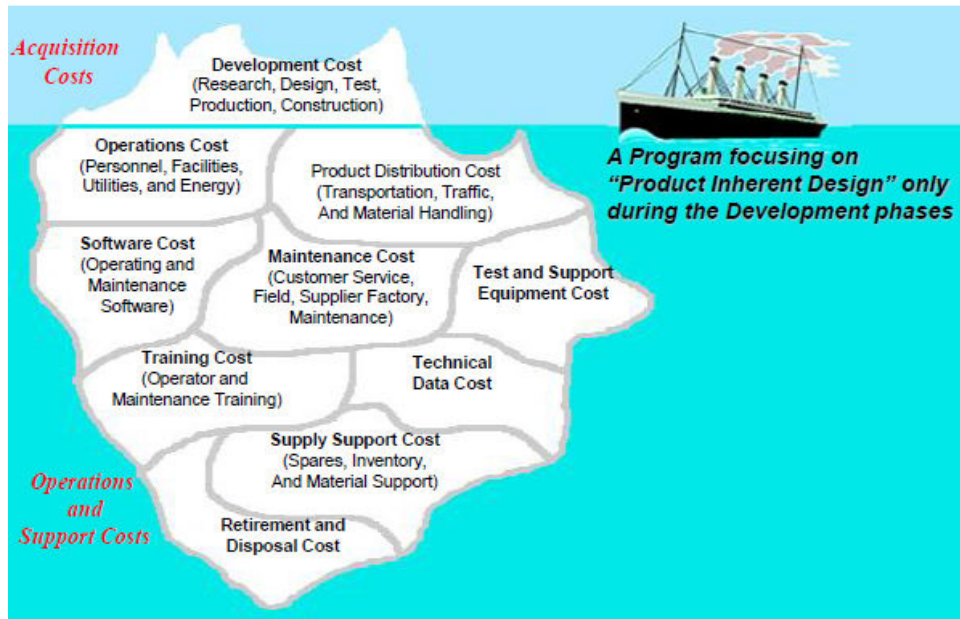


Figura 2.13: Distribuição de Custos pelas Fases do Ciclo de Vida de um Sistema.

Fonte: Battaglia (2010).

Goffin e Bennekom (2000) apresentam quatro fatores que inibem as empresas de desenvolver sistemas com alto grau de suportabilidade, que são:

- Requisitos vindos do Departamento de Suporte ao Cliente são considerados tardiamente dentro do ciclo de desenvolvimento do produto;
- Os Engenheiros e Gestores de Suporte de Campo, os quais são os primeiros a terem acesso aos problemas enfrentados pelos clientes, têm sempre pouca ou nenhuma influência sobre o produto projetado;
- Os modelos de custo do produto consideram somente os custos de desenvolvimento e produção, e ignoram os custos de suporte e utilização do cliente;
- Características de produtos têm prioridade sobre as considerações do suporte ao produto.

2.8. Confiabilidade

Confiabilidade (*Reliability*) é apresentada por Souza e Carvalho (2005) como sendo “uma métrica que representa a probabilidade de um componente,

dispositivo, sistema ou serviço desempenhar a sua função requerida, dentro de condições previamente especificadas, por um determinado período.” A confiabilidade de um componente, dispositivo, sistema ou serviço é apresentada em termos estatísticos, como uma probabilidade, o que reflete o fato de as falhas ocorrerem em momentos imprevisíveis.

Também são importantes para este estudo as definições de: Manutenibilidade (*Maintainability*), Disponibilidade (*Availability*), Redundância (*Redundancy*) e Tempo Médio entre Falhas (*Mean Time Between Failures* - MTBF). Todas serão rephraseadas adiante na Seção 3.7 sobre as Normas ECSS.

A análise da confiabilidade de determinado sistema pode ser tanto qualitativa quanto quantitativa. No segundo caso, a mais importante característica do sistema é a chamada “Taxa de Falhas”. Dada à natureza probabilística da análise, pode-se entender esse parâmetro como a frequência temporal e porcentual com que o sistema ou componente falha.

Para a análise de confiabilidade, os métodos mais conhecidos são o Método Combinatório Direto (*Direct Combinatorial Method-DC*), os Diagramas de Bloco de Confiabilidade (*Reliability Block Diagram Method-RBD*), e as Árvores de Falhas (*Fault Tree Analysis Method-FTA*), dentre outros citados por Souza e Carvalho (2005).

2.9. Manutenibilidade

Manutenibilidade (*Maintainability*) é apresentada por Souza e Carvalho (2005) como sendo “uma métrica que representa a probabilidade de um componente, dispositivo, sistema ou serviço ser retido ou restaurado ao estado operacional em um determinado período de tempo com recursos e procedimentos prescritos”.

2.10. Disponibilidade

Disponibilidade (*Availability*) é apresentada por Souza e Carvalho (2005) como sendo “uma métrica que representa a probabilidade de um componente,

dispositivo, sistema ou serviço ser capaz de exercer a sua função requerida em um determinado instante de tempo.” Isto depende da confiabilidade e da manutenibilidade do componente, dispositivo, sistema ou serviço, conforme apresentado na Tabela 2.1.

Tabela 2.1 - Relações entre confiabilidade, manutenibilidade e disponibilidade.

Confiabilidade	Manutenibilidade	Disponibilidade
= Constante	▼ Diminui	▼ Diminui
= Constante	▲ Aumenta	▲ Aumenta
▲ Aumenta	= Constante	▲ Aumenta
▼ Diminui	= Constante	▼ Diminui

Fonte: Reliasoft (2007).

A maior parte deste trabalho irá trabalhar com o termo **indisponibilidade** de um componente, dispositivo, sistema ou serviço. Este termo é o complemento da disponibilidade. Portanto, indisponibilidade deverá ser considerada como sendo uma métrica que representa a probabilidade de um componente, dispositivo, sistema ou serviço não ser capaz de exercer a sua função requerida em um determinado instante de tempo.

2.11. Redundância

Redundância (*Redundancy*) é apresentada por Souza e Carvalho (2005) como sendo “uma propriedade de um dispositivo ou sistema de ter mais de um meio de executar sua função.” Esta é a propriedade do sistema que permite este tolerar uma falha de um ou mais componentes do sistema.

2.12. Tempo Médio entre Falhas – MTBF

Tempo Médio entre Falhas (*Mean Time Between Failures – MTBF*) e apresentado por Souza e Carvalho (2005) como sendo “o tempo esperado durante o qual o componente operará corretamente entre falhas”. O mesmo

conceito aplica-se a situação na qual não se permite reparo. Nela é mais significativo chamar este tempo esperado de operação de Tempo Médio para a Falha (*Mean Time To Failure – MTTF*).

2.13. Componentes, Equipamentos, Subsistemas e Sistemas

Componentes são partes consideradas indivisíveis para os processos de uma organização. Podem ser pequenas como um componente eletrônico; ou grandes como um FADEC (*Full Authority Digital Engine Controller*), as LRUs (*Line Replaceable Units*), etc.

Componentes Eletrônicos são partes eletrônicas com as características acima, como circuitos integrados, resistores, diodos, transistores, e outros dispositivos eletrônicos encapsulados individualmente.

Equipamentos/Subsistemas referem-se a produtos de maior porte montados a partir de componentes pelos processos de uma organização.

Sistema refere-se ao produto final qualificado, seja uma aeronave, um satélite ou um subsistema de uma aeronave ou de um satélite.

2.14. Normas ECSS

A ECSS (*European Cooperation for Space Standardization – Cooperação Europeia para a Padronização do Espaço*) é considerada um esforço conjunto entre a Agência Espacial Europeia (ESA), as agências espaciais nacionais e a indústria europeia com o objetivo de desenvolver padrões espaciais comuns.

Alguns desses padrões são aplicáveis ao escopo deste trabalho e, portanto, farão parte dos estudos realizados. As seções subsequentes ilustram as principais normas utilizadas para este trabalho.

2.14.1. ECSS- S-ST-00-01C ECSS System - Glossary of Terms

A norma ECSS-S-ST-00-01C (01/Outubro/2012) é o glossário de termos que são utilizados nos demais padrões da ECSS. Um conjunto de importantes

definições para este trabalho, segundo a referida norma, pode ser visto a seguir.

- Confiabilidade (*Reliability*): A probabilidade de um item realizar a função requerida sobre condições determinadas em um intervalo de tempo determinado;
- Manutenibilidade (*Maintainability*): a capacidade de um item, sob determinadas condições de uso, de se manter, ou restaurar, um estado no qual ele possa executar uma função requerida, quando a manutenção é realizada sob determinadas condições e utilizando procedimentos e recursos definidos.
- Disponibilidade (*Availability*): a capacidade de um item estar em um estado para realizar uma função requerida sob certas condições, em um determinado instante de tempo ou durante um determinado período de tempo, assumindo que os recursos externos requeridos são providenciados.
- Requisito (*Requirement*): Uma condição que deve ser cumprida;
- Dependabilidade (*Dependability*): É uma métrica recente, em evolução, sem definição única, composta de várias outras como Confiabilidade, Disponibilidade, Segurança contra Acidentes (*Safety*), Segurança contra Intrusões (*Security*), etc.
- Permutabilidade (*Interchangeability*): a habilidade de um produto em ser utilizado no lugar de outro, atendendo aos mesmos requisitos.
- Verificação (*Verification*): processo o qual demonstra através de provisões de evidências objetivas que o produto foi projetado e produzido de acordo com as suas especificações, dentro dos desvios e renúncias, e é livre de defeitos.
- Validação (*Validation*): processo o qual demonstra que o produto é capaz de realizar a sua utilização pretendida no ambiente operacional pretendido.

2.14.2. ECSS-Q-ST-30C

A norma ECSS-Q-ST-30C (06/Março/2009) é um padrão publicado pela ECSS que define o programa de garantia da dependabilidade e os requisitos de dependabilidade para sistemas espaciais. A norma considera que a garantia da dependabilidade é um processo contínuo e iterativo ao longo do processo do ciclo de vida do projeto.

De acordo com a norma, a política de dependabilidade da ECSS para projetos espaciais é aplicada através da implementação de um programa de garantia da dependabilidade que compreende:

- Identificação de todos os riscos técnicos com relação às necessidades funcionais que podem levar à não conformidade com os requisitos de dependabilidade;
- A aplicação de métodos de desenvolvimento e análise para garantir que as metas de dependabilidade sejam cumpridas;
- Otimização dos custos e prazos totais, certificando-se de que:
 - Regras de desenvolvimento, análise de dependabilidade e ações de redução de risco sejam realizadas sob medida, com relação a uma categorização apropriada de severidade.
 - Ações de redução de risco sejam implementadas de forma contínua desde as fases iniciais de um projeto e, em especial, durante as fases de projeto (*design*).
- Entradas para as atividades de produção em série.

Os requisitos de dependabilidade para funções implementadas em software, e que interagem entre hardware e software, são identificados neste procedimento.

2.15. Risco

A ECSS descreve risco em seu glossário (Documento ECSS P-001B, 2004) como sendo uma situação indesejável ou circunstância que tem uma probabilidade de ocorrência e uma possível consequência negativa sobre um projeto.

Já o PMBOK® Guide, 3ed. (PMI, 2004), descreve o risco em projetos como sendo uma condição ou um evento incerto que, se ocorrer, terá um efeito positivo ou negativo sobre ao menos um objetivo do projeto. O PMBOK® Guide, 3ed. (PMI, 2004) considera que os riscos em projetos podem resultar em uma oportunidade.

Seguindo a definição da ECSS, os riscos surgem da incerteza devido à falta de previsibilidade ou controle dos eventos, e são inerentes a qualquer projeto, e podem surgir a qualquer momento durante o ciclo de vida do projeto (ECSS, 2004), podendo ter impactos nas mais diversas áreas do projeto, tais como: cronograma, orçamento, escopo, processos, político, ou legal. Sendo assim, a redução destas incertezas negativas ou o aproveitamento das oportunidades apresentadas pelas incertezas positivas estão diretamente relacionados com o sucesso ou o fracasso de algum dos objetivos do projeto. Com isto, surge a necessidade da Gestão dos Riscos de Projeto.

2.16. Gestão de Riscos de Projeto

Não há dúvida de que projetos críticos para a missão, tais como os projetos aeroespaciais, estarão sujeitos a riscos ao longo de todos os processos do ciclo de vida deste; por isso têm a necessidade de lidar com tais riscos. Risco em projetos é um evento futuro que pode ocorrer e tem potencial para impactar um ou mais objetivos do projeto. Esperar pela realização do risco antes de se antecipar aos efeitos desde, não é a melhor estratégia de Gestão de Riscos de qualquer projeto, muito menos para projetos com alto custo agregado. Para lidar com riscos, é necessário se antecipar e prevenir que este ocorra. Sendo assim, faz-se necessário contarmos com ferramentas e mecanismos de Gestão

de Riscos de Projeto nos processos de Gestão do Projeto, que sirvam de sinais de alerta de possíveis problemas ou oportunidades futuras; ou que, ao menos, nos ajudem a minimizar os efeitos de riscos negativos ou maximizar os efeitos de riscos positivos ao longo das fases do ciclo de vida do projeto. Conforme o PMBOK® Guide, 3ed. (PMI, 2004), risco nem sempre se trata de algo negativo: aceitar riscos, os quais tenham sido previamente avaliados e bem calculados, que tenham apresentado possíveis resultados positivos, e para os quais seja possível minimizar eventuais impactos negativos, pode ser crucial para o sucesso do projeto em execução.

Gestão de Riscos é a otimização sistemática e iterativa dos recursos do projeto, realizada de acordo com o estabelecimento de Políticas de Gestão de Riscos do Projeto. Por sua vez, a ECSS descreve as Políticas de Gestão de Riscos do Projeto, como sendo o documento que descreve a atitude da organização para os riscos, como a organização conduz a Gestão de Riscos, os riscos que a organização está disposta a aceitar, e define os principais requisitos para o Plano de Gestão de Riscos (Norma ECSS, 2004).

Com isto, é necessário conhecer em detalhes os seis processos da Gestão de Riscos de Projetos apresentados pelo PMBOK® Guide, 3ed. (PMI, 2004):

- Plano de Gestão de Riscos.
- Identificação dos Riscos.
- Análise Qualitativa dos Riscos.
- Análise Quantitativa dos Riscos.
- Plano de Resposta aos Riscos.
- Monitoramento e Controle dos Riscos.

Na Gestão de Riscos a diferença entre o sucesso e o fracasso do projeto, quando comparado com a execução de um concorrente, está diretamente

relacionada com a maneira como são desenvolvidos os Planos de Gestão de Riscos e na maneira de reagir ao risco (PMI, 2004).

2.16.1. Plano de Gestão de Riscos

Plano de Gestão de Riscos é o processo que estabelece uma estratégia de com lidar com os riscos em projetos, incluindo atividades que tenham como objetivo a gestão dos riscos identificados.

2.16.2. Identificação dos Riscos

Identificação dos Riscos é processo que determina os riscos potenciais que podem afetar o projeto, documentando suas características de causa.

Conforme o PMBOK® Guide, 3ed. (PMI, 2004):

A identificação dos riscos deve abranger tanto os riscos internos quanto os externos. Os riscos internos são coisas que a equipe do projeto pode controlar ou influenciar, tais como designação de pessoas e estimativas de custos. Os riscos externos são coisas além do controle ou influência da equipe, tais como mudanças no mercado ou ação governamental. Na sua forma literal, risco envolve somente a possibilidade de uma perda ou dano. Entretanto, no contexto do projeto, a identificação dos riscos diz respeito também às oportunidades (resultados positivos) assim como as ameaças (resultados negativos) (PMI, 2004).

2.16.3. Análise Qualitativa dos Riscos

Análise Qualitativa dos Riscos é o processo de priorizar os riscos, classificando-os de acordo com as probabilidades e os impactos que este pode ter sobre o projeto.

2.16.4. Análise Quantitativa dos Riscos

Análise Quantitativa dos Riscos é o processo de quantificar o risco utilizando escalas numéricas.

Conforme o PMBOK® Guide, 3ed. (PMI, 2004):

A quantificação dos riscos envolve a avaliação dos riscos e suas interações para previsão do espectro de prováveis resultados do projeto. Seu principal foco é na determinação dos eventos de risco que justificam uma resposta. Ela é complicada por uma série de fatores incluindo, porém não se limitando, aos seguintes: 1) As oportunidades e ameaças podem interagir de formas não previstas (atrasos de cronograma podem forçar a consideração de uma nova estratégia que reduza a duração global do projeto). 2) Um evento de risco único pode causar múltiplos efeitos, como quando a entrega tardia de um componente chave produz um estouro no custo, atrasos de cronograma, pagamentos de penalidades, e um produto de baixa qualidade. 3) As técnicas matemáticas utilizadas podem criar a falsa impressão de precisão e confiabilidade (PMI, 2004).

2.16.5. Plano de Resposta aos Riscos

Plano de Resposta aos Riscos é o processo de planejar como maximizar o número de oportunidades a serem aproveitadas dos riscos identificados, enquanto minimizando os eventuais impactos negativos que este possa trazer para o projeto.

Conforme o PMBOK® Guide, 3ed. (PMI, 2004):

O desenvolvimento de respostas aos riscos envolve definir os passos necessários para o aproveitamento das oportunidades e respostas às ameaças. As respostas às ameaças geralmente se enquadram em uma das três categorias: 1) Evitar – eliminar uma ameaça específica, normalmente eliminando sua causa. A equipe do projeto nunca pode eliminar todo o risco, mas alguns eventos de risco podem, frequentemente, ser eliminados. 2) Mitigar – reduzir o valor monetário esperado de um evento de risco, através da redução da probabilidade de ocorrência (por exemplo, usando tecnologia dominada para diminuir a probabilidade de que o produto do projeto não funcione), reduzindo o valor do evento de risco (p. ex., comprando seguro), ou ambos. 3) Aceitar – aceitar as consequências. A aceitação pode ser ativa (por exemplo, desenvolver um plano de contingência a ser executado na ocorrência de um evento de risco) ou passivo (por exemplo, aceitar um lucro menor se alguma atividade atrasar) (PMI, 2004).

2.16.6. Monitoramento e Controle dos Riscos

Monitoramento e Controle dos Riscos tratam da execução das ações apresentadas no plano de respostas aos riscos e a monitoração e identificação contínua dos riscos do projeto.

2.17. Regulamentações de Comércio Internacional

É de responsabilidade do Departamento de Estado americano, através da Direção de Controle do Comércio de Defesa, todo o controle da exportação temporária e permanente e da importação temporária de artigos e serviços de defesa, o qual é primeiramente descrito pelo Artigo de Lei 22 U.S.C. 2778 de 30 de Junho de 1976 - Ato sobre os Controles de Exportação de Armas (*Arms Export Control Act - AECA*) e pela Ordem Executiva 11958 de 18 de Janeiro de 1977 – Administração dos Controles de Exportação de Armas (*Administration of Arms Export Controls - AAEC*), como Emenda.

O Artigo de Lei 22 U.S.C. 2778 provê a autoridade de controle de exportação de artigos e serviços de defesa, e obriga o Presidente a exercer tal autoridade. A Ordem Executiva 11958, como Emenda, delega tal autoridade estatutária ao Secretário de Estado. Por sua vez, a Regulamentação do Tráfego Internacional de Armas (*International Traffic in Arms Regulations – ITAR*, de 30 de Junho de 1976, cuja versão mais recente é 01 de Abril de 2012, implementa tal autoridade.

2.17.1. Regulamentação para o Tráfego Internacional de Armas

A Regulamentação para o Tráfego Internacional de Armas (*ITAR*) é disponibilizada pelo Escritório de Imprensa do Governo Americano tanto como uma Publicação Anual Impressa como parte do Código de Regulamentação Federal (CFR - *ITAR*, 22 CFR 120-130) ou através de um documento eletrônico disponível no sítio do Departamento de Estado Americano.

A Regulamentação do Tráfego Internacional de Armas (*ITAR*) está dividida em 11 Códigos de Regulamentação Federal Americano, que são:

- ITAR Part 120 – Propósito e Definições
- ITAR Part 121 – A Lista de Munições dos Estados Unidos
- ITAR Part 122 – Registro de Fabricantes e Exportadores
- ITAR Part 123 – Licenças para Exportação de Artigos de Defesa
- ITAR Part 124 – Acordos, Compras Internacionais e Outros Serviços de Defesa
- ITAR Part 125 – Licenças para Exportação de Dados Técnicos e Artigos de Defesa Classificados
- ITAR Part 126 – Políticas Gerais e Disposições
- ITAR Part 127 – Violações e Penalidades
- ITAR Part 128 – Procedimentos Administrativos
- ITAR Part 129 – Registros e Licenças de Corretores
- ITAR Part 130 – Contribuições Políticas, Taxas e Comissões

Dentre os onze (11) Códigos de Regulamentação Federal Americano descritos acima, o código ITAR Part 121, a Lista de Munições dos Estados Unidos, trata-se do Código com maior impacto sobre a indústria aeroespacial brasileira, pois dentre as vinte e uma (21) categorias, nas quais este código está dividido, três (3) categorias em especial (a VIII, a XI e a XV), têm relação direta nas aquisições de componentes e serviços utilizados pela indústria aeroespacial brasileira, provenientes da indústria de defesa americana, e são elas:

- Categoria VIII – Aeronaves, [Naves Espaciais] e Equipamentos Associados;
- Categoria XI – Eletrônicos Militares [e Espaço];
- Categoria XV – Sistemas Espaciais e Equipamentos Associados.

Estas três (3) categorias são descritas em detalhe no Apêndice B deste documento.

3. FORMULAÇÃO DO PROBLEMA E ABORDAGENS PARA SUA SOLUÇÃO.

3.1. Formulação do Problema

Projetos espaciais críticos para a missão, tais como, os projetos espaciais desenvolvidos pelo Brasil (CBERS, PMM, VLS, etc.), são projetos com longo tempo de ciclo de desenvolvimento, com exigências de elevados níveis de qualificação, com necessidades de desenvolvimento de tecnologias especiais e dedicadas aos objetivos a serem atingidos. Portanto, são projetos caros, com elevada demanda de recursos provenientes de investimentos públicos. Por tal motivo, faz-se necessário sempre ao longo do desenvolvimento da Fase 0 de um novo projeto - a fase onde são definidas as concepções do projeto espacial - pensar em reutilizar tecnologias desenvolvidas em projetos passados, que obtiveram êxito no cumprimento de suas missões. Como por exemplo, ao longo das fases de concepção de projetos como o CBERS-3 e 4 ou em especial o projeto da Plataforma Multimissão em desenvolvimento pelo INPE, - com objetivo principal de ser uma plataforma modular capaz de servir como base para várias missões científicas, de comunicação e de observação da Terra em órbitas terrestres baixas – faz-se necessário avaliar a possibilidade de reaproveitar sistemas, subsistemas ou até simplesmente componentes avaliados e qualificados por projetos anteriores, tais como o projeto CBERS-1 e 2.

Mas reutilizar tecnologias passadas implica o aumento do tempo do ciclo de vida daquele componente, produto, sistema ou plataforma reutilizada o que, em alguns casos, pode significar um aumento maior do que o dobro do ciclo de vida originalmente pensado para tal componente, produto, sistema ou plataforma reutilizada. Com isto, ao longo das discussões sobre reutilização de um componente, produto, sistema ou plataforma que obteve sucesso no cumprimento de uma missão passada é necessário avaliar a disponibilidade de tal componente, produto, sistema ou plataforma por um tempo igual ou maior ao tempo de ciclo de vida do novo projeto em desenvolvimento. Isto deve ser feito porque, ao longo do novo ciclo de vida, aparecerão vários tipos de causas

da indisponibilidade de componentes e serviços que, se não bem gerenciadas por todos os interessados do projeto, poderão afetar a disponibilidade do produto espacial em ao menos uma das fases dos processos do ciclo de vida do produto.

3.2. Objetivo do Trabalho

Assim sendo, este trabalho tem por objetivo estudar algumas causas da indisponibilidade de componentes e serviços e seus efeitos sobre o ciclo de vida de um projeto aeroespacial, tal como o Projeto CBERS-3 e 4. Com o intuito de propor recomendações, alternativas e ações a serem adotadas nas fases iniciais do desenvolvimento de um projeto espacial para: 1) mitigar tais efeitos sobre o ciclo de vida do produto, e discutir sua suficiência; e 2) ajudar no desenvolvimento de requisitos futuros que garantam que todos os objetivos do projeto venham a ser cumpridos no prazo e sem a adição de custos ao longo do ciclo de vida do produto.

3.3. Metodologia

Para atingir o objetivo deste trabalho, adotou-se a seguinte metodologia:

1. Buscou-se na literatura e junto as experiências das instituições de maior acesso do autor e discutiu-se: 1.1) algumas causas da indisponibilidade de componentes e serviços; e 1.2) alguns dos efeitos dos casos de tais indisponibilidade sobre o ciclo de vida dos projetos estudados.
2. Selecionou-se um projeto aeronáutico (Sistema Aviônico Primus Epic da Honeywell INC) para estudo de caso de aplicação (indisponibilidade de componentes eletrônicos por motivo de obsolescência) e alguns casos de Indisponibilidades de Componentes em projetos espaciais do INPE (CBERS e PMM).
3. Por fim, propôs-se recomendações, alternativas e ações a serem adotadas ao longo das fases do desenvolvimento de um projeto aeroespacial para: 3.1) mitigar tais efeitos sobre o ciclo de vida do

produto e sua suficiência; e 3.2) ajudar no desenvolvimento de requisitos futuros que garantam que todos os objetivos do projeto venham a ser cumpridos no prazo e sem a adição de custos ao longo do ciclo de vida do produto.

3.4. Abordagens para sua Solução

Neste trabalho serão propostas duas abordagens de gerenciamento dos riscos da indisponibilidade de componentes e serviços sobre o ciclo de vida dos projetos da indústria aeroespacial brasileira, em especial aos projetos espaciais do INPE.

A primeira abordagem busca propor um plano de atuação composto por recomendações, alternativas e ações a serem tomadas para ajudar na mitigação dos efeitos de tais indisponibilidades sobre projetos aeroespaciais em fases de desenvolvimento ou operação, tais como os projetos do CBERS 4 e a Plataforma Multimissão.

Já a segunda abordagem proposta, visa ajudar no desenvolvimento de requisitos a serem utilizados nas fases de iniciais de projetos futuros, tal como o Projeto do Satélite Geoestacionário Brasileiro sendo concebido pela empresa nacional Visiona, com o intuito de evitar já nas fases iniciais do desenvolvimento dos projetos aeroespaciais, que tais projetos sofram com algum efeito de possíveis causas da indisponibilidade de componentes ou serviços.

As duas abordagens de gerenciamento dos riscos da indisponibilidade de componentes e serviços sobre o ciclo de vida de um projeto aeroespacial propostos neste trabalho serão denominadas como:

1. Gerenciamento dos Riscos da Indisponibilidade de Componentes e Serviços de forma Reativa; e o
2. Gerenciamento Riscos da Indisponibilidade de Componentes e Serviços de forma Proativa.

Ambas as abordagens propostas são apresentadas em detalhes nos Capítulos 5 e 6 deste trabalho.

4. ANÁLISE DAS CAUSAS DA INDISPONIBILIDADE DE COMPONENTES E SERVIÇOS E SEUS EFEITOS SOBRE O CICLO DE VIDA DE UM PROJETO AEROESPACIAL

Neste capítulo, são apresentadas e discutidas algumas causas da indisponibilidade de componentes e serviços durante o ciclo de vida de um projeto aeroespacial, enfrentada pelas indústrias espacial e aeronáutica nacional e internacional, abordando casos específicos da indisponibilidade de componentes enfrentados pelo Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE, os quais são considerados de relevância e estão mais diretamente relacionados com o desenvolvimento desta dissertação.

4.1. Causas e Casos da Indisponibilidade de Componentes e Serviços na Indústria Aeroespacial

Projetos espaciais críticos para a missão (Lala, 1994), no qual a falha de um sistema ou de um equipamento de um sistema pode causar a perda total ou parcial da missão, tais como os desenvolvidos pelos Institutos Nacionais de Pesquisas (CBERS, PMM, VLS, etc.), são projetos com longo tempo de ciclo de desenvolvimento, com exigências de elevados níveis de qualificação, integração, verificação e validação e com necessidades de desenvolvimento de tecnologias especiais dedicadas aos objetivos de cada missão.

Projetos aeronáuticos críticos para a vida (Lala, 1994), no qual a falha de um sistema ou de um equipamento de um sistema pode causar a perda vidas, tais como os projetos aeronáuticos desenvolvidos por empresas nacionais (Embraer E-Jets, Phenon 100 e 300, Legacy 450/500, etc.), ou por empresas internacionais (Boeing B787, Boeing B737, Airbus A380, Airbus A320, etc.) também são projetos com longo tempo de ciclo de desenvolvimento, com exigências de elevados níveis de qualificação, integração, verificação e validação, com necessidades de desenvolvimento de tecnologias especiais e com longo tempo de ciclo de vida. Este vem sendo aumentado ao ponto onde o produto é desenvolvido para estar disponível no mercado por mais de 50 anos. Isto é, 30 anos a mais do que o tempo original do ciclo de vida do produto em

contrato, mas com necessidades diárias de serviços de suporte e peças de reposição.

Na Conferência de Inverno sobre Simulação de 2010, realizada na cidade de Baltimore, Maryland, USA, o Dr. Simon Bradley (2010), Vice-Presidente Global de Inovações da EADS, mencionou o caso da aeronave Airbus A300, a primeira aeronave a receber a classificação *wide-body* de duplo corredor, desenvolvida para o mercado da aviação comercial, com lançamento do programa realizado em 1972 e com a sua produção interrompida em 2007. Mas isto com um Tempo de Suporte de Longo Prazo (responsável para prover serviços de suporte diário e peças de reposição para todas as aeronaves Airbus A300/310 em operação) até 2050, dando um ciclo de vida de 78 anos ao programa. Mesmo com esta aeronave não sendo mais produzida pela Airbus, a empresa mantém um constante desenvolvimento voltado para a evolução das aeronaves Airbus A300/310, integrando novas tecnologias e materiais, com a finalidade de garantir que o Airbus A300 mantenha níveis econômicos e de performance de operação atraente aos seus clientes, a fim de gerar lucro para as companhias aéreas ao longo do século 21, Airbus (2011).

Este exemplo demonstra que projetos aeronáuticos críticos para a vida (Lala, 1994), tal como o projeto de uma aeronave, podem sofrer com vários tipos de causas da indisponibilidade de componentes e serviços que, se não bem gerenciadas por todos os interessados do projeto, poderão afetar a disponibilidade do produto aeronáutico em ao menos uma das fases dos processos do ciclo de vida do produto. Por exemplo, a indisponibilidade de um Computador Concentrador de Dados (*Data Concentrator Computer*), componente essencial dentro da arquitetura do sistema aviônico de qualquer aeronave ou da arquitetura dos satélites desenvolvidos pelo INPE, pode afetar tanto a despachabilidade de uma aeronave em campo, como as atividades de qualificação de vôo de um satélite, portanto, afetando as métricas de manutenibilidade do sistema como um todo e então afetando a disponibilidade da aeronave, no caso aeronáutico, ou as métricas de avanço das etapas de integração, qualificação pré-lançamento do satélite. Ou a indisponibilidade de

Rádios Transponders com testes e inspeções aprovadas para operação em campo, devido aos problemas de serviços oferecidos por alguma empresa prestadora de serviços de manutenção, poderia levar uma empresa aérea ter que despachar suas aeronaves com os transponders listados na Lista Master de Equipamentos Mínimos (*Minimum Master Equipment List* - MMEL sigla em Inglês), FAA (2011), se aplicável à aeronave, e pelo período de tempo permitido. Então, se após este período, unidades testadas e inspecionadas não forem providenciadas, a operação da aeronave sofrerá limitações no máximo teto permitido para operação dependendo do modelo da aeronave. Por requisitos, rádios transponders não são equipamentos embarcados essenciais para aeronaves de transporte de passageiros, mas estas aeronaves não podem ser despachadas com rádios transponders ligados, caso estes não estejam com os seus prazos de testes e inspeções dentro do exigido pelas autoridades de homologação aeronáutica, como descrito pela Agência Americana de Homologação Aeronáutica (*Federal Aviation Administration – FAA*) que, na “*14 CFR parte 91, seção 91.413 requer que um rádio transponder antes de ser utilizado sob 14 CFR parte 91, seção 91215(a), tem que ser testado e inspecionado dentro dos 24 meses anteriores*”, FAA (2011).

Conforme verificado em estudo realizado com pesquisadores e engenheiros do INPE, Embraer e Honeywell, a lista de causas da indisponibilidade de componentes e serviços em projetos aeronáuticos críticos para a vida e em projetos espaciais críticos para a missão é extensa. A seguir, listamos algumas das causas da indisponibilidade de componentes e serviços já sofridas por projetos aeroespaciais de tais instituições, a saber:

- Evolução Tecnológica
- Obsolescência de Componentes Eletrônicos
- Diretivas de Aeronavegabilidade
- Obsolescência de Ferramentas de Software
- Formação de Oligopólios de Fornecedores

- Impedimentos Políticos

Nas subseções seguintes, cada uma destas causas da indisponibilidades de componentes e serviços será detalhada, comentada e exemplificada.

4.1.1. Evolução Tecnológica

Usualmente, evoluções tecnológicas em projetos críticos para a vida podem ocorrer de três diferentes formas, a saber: 1) Tendências de Mercados; 2) Liderança Tecnológica sobre certas funcionalidades.

As duas primeira tem origem nos requisitos normalmente propostos por interessados no produto aeronáutico, em busca de criar um diferencial para seu produto, quando comparado ao produto concorrente, em níveis de: economia total da aeronave, performance operacional, confiabilidade e manutenibilidade do sistema, etc. Já a terceiro 3) Regulamentos Mandatórios de Autoridades de Certificação de Produtos Aeronáuticos, decorre de regulamentação imposta por alguma agência internacional de aviação, tal como a Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC), a Agência Federal de Aviação (FAA) americana, ou a Agência Européia de Segurança da Aviação (EASA). Estas exigem que a empresa responsável por qualquer projeto aeronáutico que vise ser utilizado em um país sob sua jurisdição desenvolva alguma característica específica de alguma funcionalidade básica ou especial seguindo certas características, ou requisitos; ou exige o desenvolvimento de uma nova funcionalidade que atenda a novos requisitos para a melhoria dos aspectos de segurança dos passageiros, tripulação e/ou do espaço aéreo.

Exemplos de 1) Evoluções Tecnológicas devido a Tendências de Mercados são: o desenvolvimento de peças em material composto, novos formatos de pontas de asas para a melhoria da performance operacional da aeronave, ou a substituição de Unidades de Indicação com Telas de Tubos de Raio Catódicos por Unidades de Indicações com Telas de Cristal Líquido, com o intuito de melhorar o aspecto geral de confiabilidade e manutenibilidade da aeronave.

No lançamento da aeronave B787 (*Dreamliner*) da empresa americana Boeing em 2005, a empresa informou que tal aeronave seria a primeira aeronave de tal porte a utilizar materiais compostos como material primário a ser utilizado na construção da estrutura da aeronave (Figura 4.1).

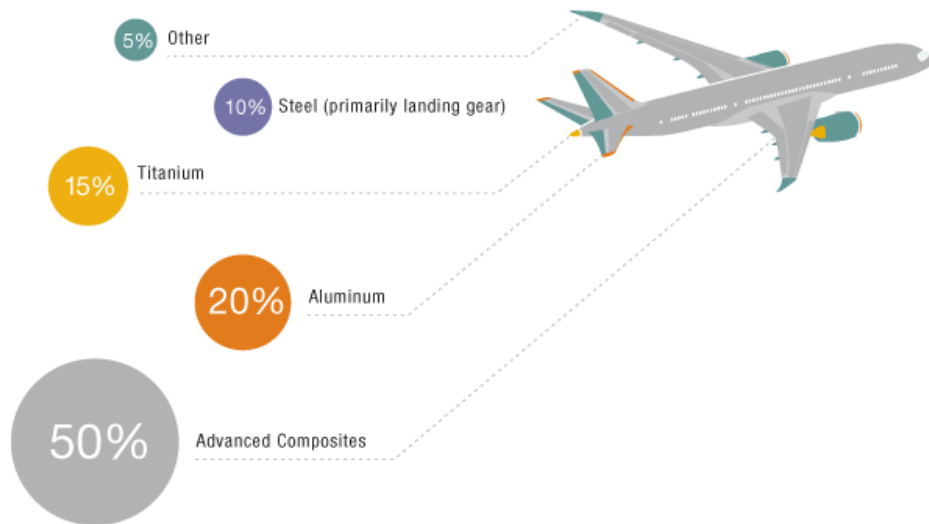


Figura 4.1: Como a solução de material composto foi aplicado ao projeto do B787.

Fonte: Boeing (2006).

Em Fevereiro de 2013, ao anunciar a modernização do sistema aviônico utilizado pela família de aeronaves E-Jets, a Embraer anunciou a substituição das unidades de indicação de 8 X 10 polegadas que vinham sendo utilizadas por unidades de indicação de 13 x 10 polegadas, além da substituição das unidades de indicação e controle múltiplo, por unidades de indicação com tecnologia de toque de tela (Figura 4.2).



Figura 4.2: Visão futura do cockpit da 2ª geração das aeronaves Embraer E-Jets.

Fonte: Embraer (2013).

Ao anunciar o contrato de U\$ 4 Bilhões assinado entre as empresas Embraer e a empresa americana *Republic Airways* em Janeiro de 2013, para aquisição de 94 aeronaves E175, as quais serão entregues nas cores da empresa *American Eagle* (Figura 4.3), a Embraer anunciou a modificação das pontas das asas das aeronaves E175, junto com refinamentos aerodinâmicos e otimizações de sistemas, com o intuito de prover a redução de 5% do consumo de combustível das aeronaves a serem entregues a partir do segundo semestre de 2013.



Figura 4.3: Aeronave Embraer E175 nas cores da empresa American Eagle.

Fonte: Embraer (2013).

Exemplos de 2) Evoluções Tecnológicas devido à Liderança Tecnológica sobre certas funcionalidades são: o desenvolvimento de motores que operam com combustíveis alternativos, com o intuito de oferecer aeronaves com melhor flexibilidade e custos operacionais, provendo melhores níveis econômicos para os operadores de aeronaves com tais motores.

Durante a convenção americana da Associação Nacional de Aviação Executiva (do Inglês *National Business Aviation Association* - NBAA), realizada em Outubro de 2012 na cidade de Orlando, Flórida, Estados Unidos, a empresa americana *Gulfstream Aerospace* fez o anúncio do vôo de cinco aeronaves, modelos *Gulfstream* G150, G280, G450, G550 e G650, que saíram de sua matriz em Savannah, Georgia, USA, e pousaram no aeroporto de Orlando

utilizando o combustível renovável (*Honeywell Green Jet Fuel™*) desenvolvido e produzido pela empresa Honeywell (Honeywell 2012).

Exemplo de 3) Regulamentos Mandatórios de Autoridades de Certificação de Produto Aeronáuticos, para a melhoria de uma função específica ou para o desenvolvimento de uma nova funcionalidade que atenda a novos requisitos para melhoria dos aspectos de segurança dos passageiros, tripulação e/ou do espaço aéreo é a publicação do Regulamento da Comissão Europeia (EC) N°. 29/2009 de 16 Janeiro de 2009, desenvolvido pela EASA em conjunto com a Eurocontrol que exige a implementação da função de Comunicação Datalink Piloto-Controlador – CPDLC (do Inglês *Controller Pilot Data Link Communications*), para todas as aeronaves operando IFR no espaço aéreo europeu, em qualquer nível de vôo acima 285. Tal exigência surge do intuito das Autoridades de Aviação Civil Europeia de aliviar o congestionamento de informações via os canais de comunicação de voz, e, portanto melhorar a segurança do tráfego aéreo e do espaço aéreo europeu, Eurocontrol (2009).

A Figura 4.4 mostra o cronograma imposto pela EASA às companhias aéreas que operavam no espaço aéreo europeu para demonstrar sua adequação ao Regulamento da Comissão Europeia (EC) No. 29/2009. O plano original apresentado pela EASA para a mandatória da função CPDLC exigia tal função instalada, para todas as aeronaves com certificados de aeronavegabilidade emitidos a partir de 1 de Janeiro de 2011, para aeronaves com objetivo de operar IFR no espaço aéreo europeu acima do nível de vôo 285. E exigia que todas as aeronaves com certificados de aeronavegabilidade emitidos antes de 01 de Janeiro de 2011 deveriam demonstrar cumprimento com o Regulamento da Comissão Europeia (EC) No. 29/2009 até 05 de Fevereiro de 2015.



Figura 4.4: Cronograma original da EASA para as companhias aéreas demonstrar o cumprimento com o Regulamento da Comissão Europeia (EC) No.29/2009.

Fonte: Eurocontrol (2011).

A mandatória da função CPDLC é parte do Programa *LINK 2000+* da Eurocontrol, o qual também solicita melhorias por parte do Controle de Tráfego Aéreo Europeu (ATC). Atualmente, a função CPDLC está operacional para a maior parte do espaço aéreo europeu designado a receber tal controle. A operação da função CPDLC no espaço aéreo do leste europeu é esperada estar completamente operacional em 2015, Figura 4.5.

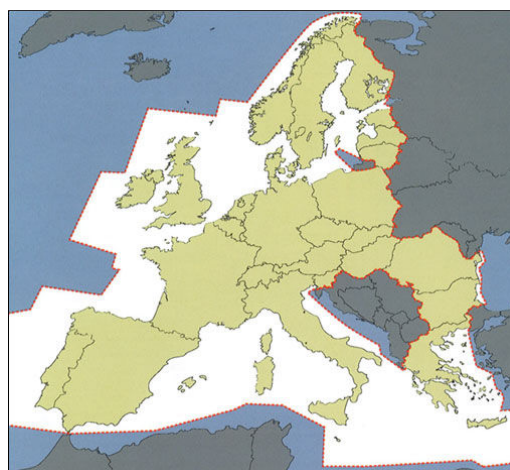


Figura 4.5: Espaço aéreo europeu designado para demonstrar cumprimento com a EC N° 29/2009.

Fonte: SpectraluxTM Corporation (2011).

De acordo com a definição da mandatória da função CPDLC, as companhias aéreas em busca do certificado de aeronavegabilidade dos serviços de datalink em conformidade com o Regulamento da Comissão Européia (EC) N^o 29/2009, mas que não forem capazes de demonstrar cumprimento com tal mandatória, não serão permitidos operar suas aeronaves acima do nível de vôo de 28.500 ft. Tal limitação forçaria a maior parte das empresas aéreas a iniciar um plano para substituição das aeronaves com tais limitações em suas frotas, por modelos de aeronaves que cumpram com o EC N^o 29/2009.

O certificado de aeronavegabilidade dos serviços de datalink e conformidade com o Regulamento da Comissão Européia (EC) N^o 29/2009 das aeronaves Embraer E-Jets foram emitidos no segundo semestre de 2012, EASA (2012), *Major Change Approval* 10042020.

4.1.2. Obsolescência de Componentes Eletrônicos

A partir do desejo de tomar vantagem da rápida evolução tecnológica da Indústria civil, o Departamento de Defesa (DoD) dos Estados Unidos fez, pela primeira vez em 1998, a introdução do uso de produtos comerciais e componentes eletrônicos em projetos militares da indústria aeronáutica, Alford (1999). Estes componentes eletrônicos comerciais são usualmente chamados de Componentes de Prateleira (ou do Inglês *Commercial Off The Shelf* – COTS), os quais são componentes desenvolvidos para aplicações eletrônicas domésticas, tais como, computadores pessoais, produtos eletrônicos de consumo, telefones celulares, etc, Souza e Neto (2009). O uso dos componentes COTS em projetos aeronáuticos militares pelo DoD foi motivado por inúmeros benefícios potenciais por conta da aparente redução de custos e da incorporação rápida de novas tecnologias nos sistemas militares durante as fases de desenvolvimento do ciclo de vida do produto, Alford (1999). Mais tarde, estes pressupostos foram também adotados pela indústria aeroespacial ao redor do mundo (incluindo indústrias comerciais e militares), com componentes COTS substituindo componentes eletrônicos de fins aeronáuticos que, inicialmente, eram desenvolvidos visando especialmente aplicações aeroespaciais.

Com o rápido crescimento da indústria de aplicações eletrônicas domésticas, a indústria aeroespacial perdeu toda a sua força para requerer determinadas características especiais junto às empresas de componentes eletrônicos, tais como, Motorola, Intel, AMD, dentre outras, responsáveis pelo desenvolvimento e produção de componentes eletrônicos do tipo COTS. De acordo com o que foi apresentado pelo Sr. Lloyd W. Condra, *Technical Fellow* da empresa Boeing Company na Associação Nacional Americana da Indústria de Defesa (NDIA) em Setembro de 1999, Condra (1999), de repente, o total de componentes eletrônicos consumidos por toda a indústria aeroespacial (incluindo os ramos comercial e militar) foi reduzida a menos de 0.5% do total do mercado de componentes eletrônicos. Portanto, a indústria de aplicações eletrônicas domésticas, a qual não requer um longo ciclo de vida dos componentes eletrônicos, tal como a indústria aeroespacial, começou a ditar todos os requisitos dos componentes eletrônicos e o ciclo de vida destes componentes para atender a demanda da evolução tecnológica. Com isto, a indústria aeroespacial começou a se deparar com problemas de obsolescência de componentes eletrônicos, por conta do curto ciclo de vida (4 a 6 anos) dos componentes eletrônicos; e, por vezes, de certas tecnologias eletrônicas, enquanto comparadas com o longo ciclo de vida (de 20 a mais de 70 anos) de produtos eletrônicos. Figura 4.6, mostra que o ciclo de vida das tecnologias de componentes eletrônicos está encolhendo.

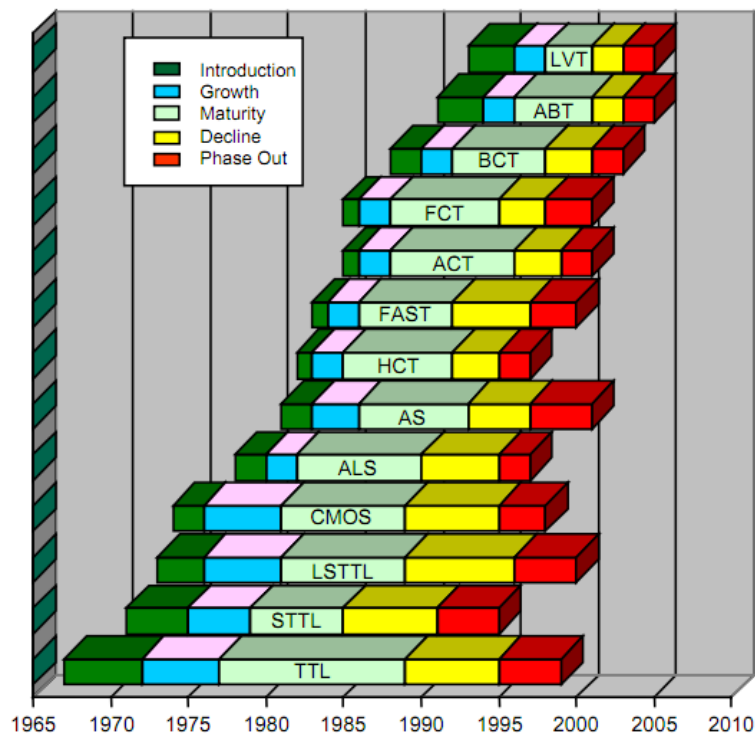


Figura 4.6: O ciclo de vida das tecnologias de componentes eletrônicos está encolhendo desde 1999.

Fonte: Condra (1999).

Exemplos de produtos aeronáuticos de alta integridade são: um Computador de Comandos de Vôo (FCC) usado em sistemas de Vôo-*Por-Fios* (do Inglês *Fly-by-Wire* –FBW); ou um módulo Controlador Eletrônico Digital de Motor com Total Autoridade (do inglês *Full Authority Digital Electronic/Engine Controller* - FADEC) usado para executar o controle eletrônico dos motores de uma aeronave. Ambos têm requisitos de integridade de $1.0E-10$ falhas catastróficas por hora de vôo, e ambos normalmente requerem de 4 a 5 anos para serem completamente desenvolvidos e certificados de acordo com os requisitos das Agências Internacionais de Regulamentação da Aviação Civil.

Isto tem requerido o reprojeto continuado de hardware, e a verificação dos novos hardwares nas arquiteturas aplicadas devido à obsolescência de componentes eletrônicos chaves, tais como microprocessadores. Estes são usualmente selecionados no começo das fases de concepção do processo de desenvolvimento do produto, mas eles podem se tornar obsoletos antes ou, às

vezes, logo após ter o sistema demonstrado cumprimento das regulamentações para um produto crítico para a segurança.

Em uma pesquisa realizada com a ajuda da Engenheira Priscila Custódio de Matos do Departamento de Qualificação e Confiabilidade de Componentes do Laboratório de Integração e Testes (LIT) do INPE, foram encontrados os seguintes casos da indisponibilidades de componentes utilizados em projetos espaciais recentes do INPE, os quais geraram ao menos um efeito sobre o produto final no qual o componente foi utilizado:

No Projeto CBERS:

1. Caso 1: Componente: Circuito Integrado, Translator, Outros/ Especial/ Miscellaneous, Cmos, Rad Hard, Fp, 16pin, Cerâmico. Número da Peça: 5962R9664501VXC. Fornecedor: Intersil Corp. Aplicação: Subsistema AOCC. Documento aplicável: End of Life (EOL): 207.06.11,

A Solução encontrada pelo INPE foi qualificar dois novos componentes fabricados pela empresa STM, para ser utilizado como componente substituto ao componente obsoleto. Os componentes utilizados como substitutos foram: 1.a) Número da Peça: STM-940700301; e 1.b) Número da Peça: STM-940700302.

2. Caso 2: Componente: Circuito Integrado, LM158A, micro circuito, linear, duplo amplificador operacional de baixa potência, silício monolítico, CERDIP, 8P. Número da Peça: 5962L8771002VPA. Fornecedor: National Semicondutor. Aplicação: Subsistema TTCS – Produtos: DCS, MUX e WFI.

A Solução encontrada pelo INPE foi qualificar um novo componente, do mesmo fabricante utilizando um encapsulamento diferente para ser utilizado como componente substituto ao componente obsoleto.

Nota: Não foi possível identificar o número da peça do componente utilizado como equivalente ao componente obsoleto.

3. Caso 3: Componente: Diodo, 35CGQ150, Schottky, Retificador de Potência, cátodo comum, ânodo comum, 150VRRM, duplo, 3T. Número da Peça: 35CGQ150SCV. Fornecedor: International Rectifier. Aplicação: Subsistema EPSS.

A Solução encontrada pelo INPE foi adquirir o último lote disponível do componente para uso nos satélites CBERS 3 e 4. Até o presente momento não houve a necessidade de qualificar um novo diodo, equivalente ao componente obsoleto para uso no Programa CBERS.

No Projeto PPM – Amazônia 1:

1. Caso 1: Componente: Circuito Integrado, Porta NOR, Quad 2-Input CMOS. Número da Peça: 5962R9567901VCC. Fornecedor: Intersil Corp. Aplicação: Subsistemas OBDH, ACE, TCE.

A Solução encontrada pelo INPE foi qualificar um componente equivalente disponível no mercado. Nota: Não foi possível identificar o número da peça do componente utilizado como equivalente ao componente obsoleto.

2. Caso 2: Componente: Microprocessador, Power-On, Circuito Reset. Número da Peça: 5962R0053801VXC. Fornecedor: Intersil Corp. Aplicação: Subsistemas OBDH, ACE, TCE.

A Solução encontrada pelo INPE foi utilizar os componentes disponíveis no mercado. Até o presente momento não houve a necessidade de qualificar um novo componente, equivalente ao componente obsoleto para uso no Programa CBERS.

Durante a revisão da literatura aplicada a programas internacionais aeroespaciais foi encontrado o relatório público intitulado Lições Apreendidas da NASA de número 1147, NASA (2000), cujo título é Programa Estação

Espacial Internacional (ISS)/ Atividade Extra Veicular (EVA)/ Pesquisa e Desenvolvimento (do Inglês *International Space Station (ISS) Program/Extravehicular Activity (EVA)/Research and Development*). Este diz que, em 1999, foi aprovado o reprojeto do Sistema de Alerta e Prevenção da Unidade de Mobilidade Extraveicular (do Inglês *Extravehicular Mobility Unit - EMU*) utilizada pelo Programa ISS devido à obsolescência de componentes utilizados em tal sistema. E em 2000, foi realizada a avaliação sobre possível necessidade de reprojeto do Módulo de Controle e Indicação da Unidade Modular Extraveicular, também devido à obsolescência de componentes.

A Unidade de Mobilidade Extraveicular (Figura 4.7) é aquela roupa branca utilizada pelos astronautas durante uma caminhada espacial, a qual provê características similares às encontradas no interior dos veículos espaciais, porém dando a mobilidade necessária para a execução de atividades externas a tais veículos.



Figura 4.7: Unidade Modular Extraveicular.

Fonte: NASA (2000).

Outro problema que não é completamente apresentado neste trabalho, mas que vem requerendo alguns cuidados especiais no momento da busca por componentes eletrônicos ditos obsoletos, com a ajuda de consultorias especializadas na busca por tais componentes é o surgimento de componentes

falsificados (ou *counterfeit parts*), principalmente provenientes do mercado de componentes eletrônicos asiáticos. Há relatos de produtos aeronáuticos onde, após a investigação de incidentes ocorridos durante as fases de operação, vieram a ser encontrados componentes eletrônicos falsificados, os quais sequer atendiam com toda a especificação do componente original, Hughitt (2008).

4.1.3. Diretivas de Aeronavegabilidade (ADs)

Diretivas de Aeronavegabilidade (ADs) são exigências legais que podem ser emitidas por uma agência internacional de aviação civil por dois motivos: 1) para impor ações corretivas sobre um produto aeronáutico certificado que venha apresentar problemas que podem afetar a segurança do voo e outros produtos do mesmo tipo enquanto em operação; 2) para notificar operadores sobre condições apropriadas, limitações ou inspeções.

As ADs emitidas pela Agência Americana de Aviação Civil (FAA) de acordo com o 14 CFR Part 39 tem como objetivo requisitar ações corretivas para uma condição não segura de um produto aeronáutico. O FAA define como produto uma aeronave, um motor aeronáutico, uma hélice, ou uma ferramenta aeronáutica, FAA (2011). As ADs emitidas pela Agência Europeia de Segurança Aeronáutica (EASA) de acordo com a Regulamentação (EC) 2042/2003 Annex I, Part-M.A.301 tem como objetivo garantir que a aeronave continue aeronavegável. A EASA emite tais ADs agindo de acordo com a Regulamentação (EC) No 216/2008 em nome da Comunidade Europeia, de seus Estados Membros, e em nome de países europeus terceiros participantes de atividades da EASA sobre o artigo 66 desta Regulamentação.

O tempo requerido para que a Empresa Fabricante Original (OEM) do produto aeronáutico ou para que a companhia aérea demonstre cumprimento com uma AD emitida por uma agência internacional de aviação civil é determinado pelo fator de severidade da falha, mas este tempo pode variar de 0 a 2 anos. Um produto aeronáutico que não demonstre cumprimento com uma AD é proibido de operar sobre certas circunstâncias sobre certo espaço aéreo.

Quando um OEM recebe uma AD, por exemplo, uma emitida contra um Computador de Controle de Comandos de Vôo (FCC) devido a uma condição não segura encontrada durante as fases de operação em serviço, e o OEM não demonstrar cumprimento com a AD emitida dentro de período de tempo requerido, todas as aeronaves em serviço voando em espaço aéreo sobre jurisdição da agência internacional de aviação civil responsável pela emissão da AD serão proibidas de voar usando o modelo do FCC com tal problema. Portanto, a indisponibilidade somente de um FCC pode impactar na disponibilidade de um ou mais tipos de aeronaves utilizando o modelo de FCC problemático.

Como exemplos da indisponibilidade de um componente aeronáutico devido a uma diretiva de aeronavegabilidade afetando a indisponibilidade de um modelo de aeronave, podemos citar dois casos ocorridos com aeronaves certificadas recentemente:

1. A indisponibilidade da série de motores R211 Trend 900 da empresa Rolls Royce devido a uma AD emergencial emitida pela EASA após falha não contida na decolagem de uma aeronave Airbus A380 em Singapura. A AD emitida pela EASA solicitava inspeções repetitivas: 1.a) do 1º estágio de lâminas da Turbina de Baixa Compressão (LPT) e dreno; 1.b) *HP/IP structure air buffer cavity*; 1.c) e dos tubos de serviço de óleo, com o intuito de detectar qualquer vazamento anormal de óleo. Por conta da falta das conclusões da causa do incidente, a AD solicitava a proibição da operação dos motores da família R211 Trend 900 da empresa Rolls Royce em caso de qualquer discrepância encontrada, *Flight Safety Foundation* (2010).
2. A indisponibilidade do sistema elétrico fornecido pela empresa francesa Thales devido a uma AD emergencial emitida pelo FAA para a aeronave Boeing 787 por conta de incidentes envolvendo falhas das baterias de Ion Lítio fornecidas pela empresa japonesa GS Yuasa, a qual resultou na liberação de eletrólitos inflamáveis, aquecimentos e fumaça em duas aeronaves. A AD 2013-02-51,

emitida em 16 de Janeiro de 2013, solicita a modificação do sistema de baterias, ou outra ação de acordo com algum método aprovado pelo Escritório de Certificação de Aeronaves de Seattle (ACO). Tal AD foi emitida por entender que tal condição de falha, se não corrigida, poderia resultar em danos de sistemas críticos, danos estruturais, e potencial de fogo no compartimento elétrico da aeronave.

4.1.4. Obsolescência de Ferramentas de Software

Obsolescência de Ferramentas de Software é uma das causas possíveis da indisponibilidades de serviços especializado requeridos ao longo das fases de desenvolvimento ou de suporte técnico ao longo do ciclo de vida de um projeto aeronáutico. Quando a obsolescência da ferramenta não é muito bem gerenciada pelos *stakeholders* do projeto, estas podem ter algum efeito sobre o produto aeronáutico final.

Durante a apresentação do Sr. Dr. Simon Bradley na Conferência de Inverno sobre Simulação de 2010, ele apresentou a Figura 4.8, mostrando algumas das ferramentas/plataformas que foram utilizadas pelos times de Engenharia de Suporte e de Desenvolvimento da Airbus, ao longo das fases de desenvolvimento e suporte do ciclo de vida da aeronave Airbus A300; e que foram requeridos serem migrados a uma nova ferramenta/plataforma, por conta de: 1) obsolescência da ferramenta ou dos serviços de suporte a ferramenta; 2) fusões de empresas resultando em novas ferramentas; ou 3) ferramentas de diferentes fornecedores reunidas em uma só ferramenta devido à aquisição de empresas.

Complexity & Rationalization in the supplier base

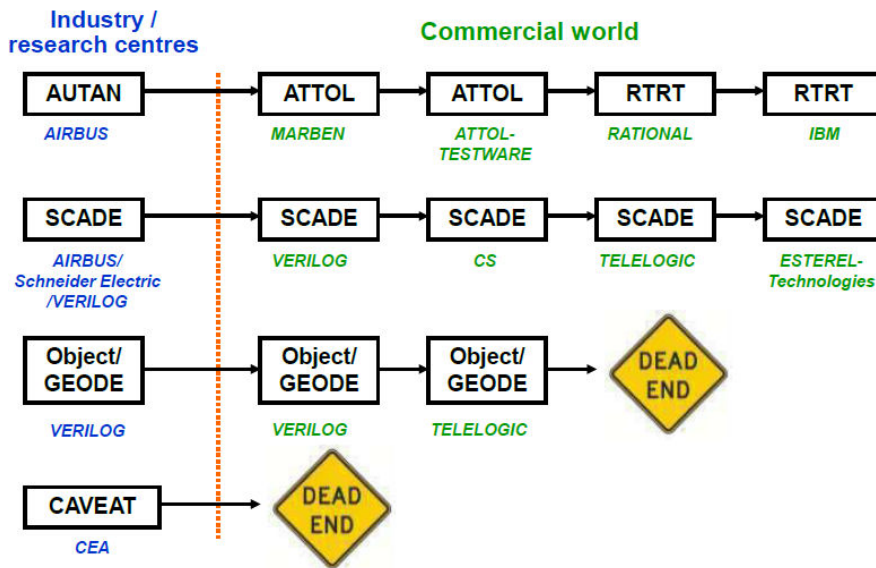


Figura 4.8: Migrações de ferramentas de desenvolvimento usadas ao longo das fases de desenvolvimento e suporte ao ciclo de vida do Airbus A300. Fonte: Bradley (2010).

É importante ter em mente que a decisão de utilizar uma nova ferramenta pode trazer alguns efeitos sobre a arquitetura do sistema, devido à compatibilidade com os componentes do sistema e às necessidades de tempo para treinamento de todos os times que serão requeridos a utilizar a nova ferramenta.

4.1.5. Formação de Oligopólios de Fornecedores

Formação de Oligopólio de Fornecedores aparece como uma tendência para todos os segmentos de indústrias nos dias atuais. O que nós presenciamos hoje são as grandes corporações ao redor do mundo, adquirindo ou se fundindo com as melhores empresas de cada segmento da indústria, tanto com o intuito de se tornarem mais lucrativas quanto obter o domínio sobre certas tecnologias, ou até mesmo para verticalizar suas linhas de produção. Com tal tendência, um projeto aeroespacial pode repentinamente começar a sofrer problemas, tais como, a falta de diferentes fornecedores para uma tecnologia ou componente, o qual por trazer limitações para negociações de preços, demandas de componentes, ou até mesmo para solicitar alguns requisitos

especiais para o componente fornecido, que pode requerer modificações na arquitetura do sistema existente.

Em Outubro de 2000, duas das maiores empresas americanas da indústria aeroespacial surpreenderam o mercado dos negócios com o anúncio da fusão com valor de US\$ 42 bilhões. Mais tarde, em Junho de 2001, uma Comissão Européia anunciou a sua decisão em bloquear a fusão proposta entre ambas as empresas, por entender que a fusão representava uma infração à política de competição internacional, já que a nova companhia representaria um oligopólio de negócios envolvendo sistemas aviônicos, Maclaren (2000).

4.1.6. Impedimentos Políticos

Impedimentos políticos é uma causa especial da indisponibilidade de componentes e serviços, onde uma empresa, normalmente de um país emergente ou de um país em desenvolvimento, utiliza um produto ou componente, tal como um motor com turbina a gás ou um giroscópio, que está sob controle de exportação, seja para uso militar ou comercial. Esta empresa pode sofrer algum tipo de embargo comercial, ao oferecer o seu produto final para um cliente de um país que não cumpra com as políticas de controle de exportação internacional. Tais impedimentos políticos são impostos para precaver que tecnologias com controle de exportação por parte de países desenvolvidos sejam comercializadas com países que não cumpram com as restrições comerciais e de defesa das Nações Unidas.

A Indisponibilidade de componentes por impedimentos políticos vem se tornando algo crítico para instituições de pesquisas de segmentos estratégicos do ponto de vista de nação, tais como, os segmentos de prospecção de petróleo e de pesquisas espaciais. Tal indisponibilidade tem obrigado, ao menos no caso dos institutos de pesquisas espaciais, buscarem alternativas viáveis para a substituição de componentes indisponíveis por impedimentos políticos, porém imprescindíveis para a continuidade da execução de projetos em curso. Porém tais alternativas, por vezes, não são as melhores opções do ponto de vista da garantia da qualidade final ou da confiabilidade do produto,

por exemplo: 1) a utilização de um componente com nível de qualificação inferior, substituindo componentes com qualificação espacial por componentes com qualificação militar; ou 2) a aquisição de componentes com qualificação espacial, porém proveniente de um fornecedor de segunda linha. Como exemplos, podem-se citar:

No Projeto CBERS:

Isto ocorreu de forma dramática no caso noticiado pelo Jornal O Estado de São Paulo (18/01/2013), onde conversores de tensão DC/DC, comprados pelo INPE da empresa americana *Modular Devices Inc.* (MDI), autorizada a vender tais componentes ao INPE entre 2003 e 2007, seguindo as restrições internacionais impostas através da Regulamentação para Tráfego em Armas Internacional (ITAR), apresentaram falhas técnicas nos testes finais dos modelos de vôo do satélite CBERS 3, ao realizarem os testes de integração dos subsistemas e equipamentos montados do satélite CBERS 3 em instalações de testes e integração de sistemas na China, Figura 4.9.

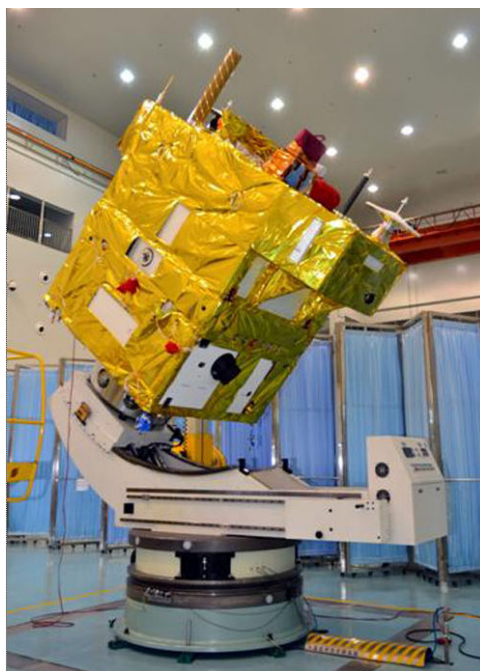


Figura 4.9: Satélite CBERS 3 em testes finais de integração dos subsistemas e equipamentos pré-lançamento.

Fonte: Jornal do SindCT (2012).

De acordo com o Jornal do SindCT (2013), haveriam outros modelos de conversores DC/DC instalados no CBERS 3, adquiridos pelos chineses de outro fornecedor. Todos os conversores que apresentaram tais falhas foram componentes fornecidos pela empresa MDI ao INPE. Segundo o Jornal do SindCT (2013), 19 módulos em um universo de 44 utilizados no satélite CBERS 3, isto é 43%, apresentaram alguma forma de não conformidade.

A Figura 4.10 apresenta uma ilustração de um conversor DC/DC da empresa americana *Modular Devices Inc.* (MDI), durante testes de radiação - *single event upset* (SEU).

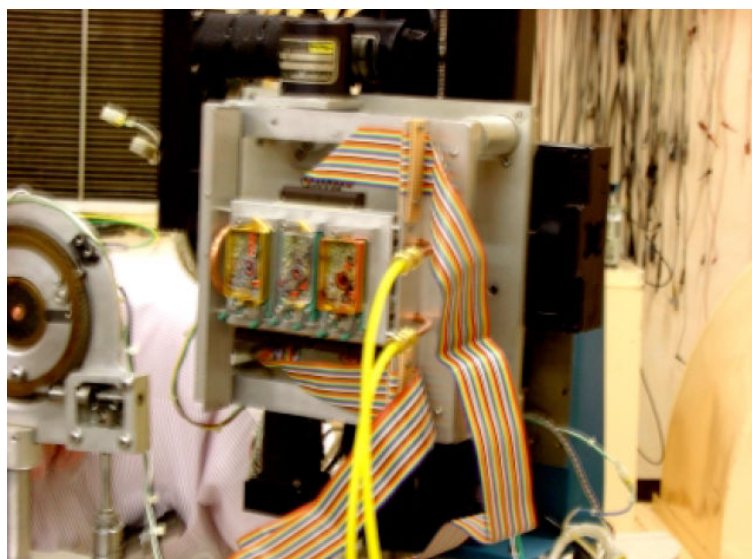


Figura 4.10: Ilustração do Conversor DC/DC da MDI - Modelo 7107R-T15F durante testes de radiação.

Fonte: MDI (2004).

Ainda segundo o Jornal Estado de São Paulo (18/01/2013), o lançamento do satélite CBERS 3 que tem como objetivo o monitoramento de florestas, sofrerá um atraso de ao menos seis meses na data de lançamento inicialmente previsto para Novembro de 2012. De acordo com as discussões no fórum NASASpaceFlight.com (2013), o atraso no lançamento do satélite CBERS 3 pode chegar a 2 anos, caso seja necessário à substituição dos conversores DC/DC por um modelo de outro fornecedor.

Através da pesquisa realizada com a ajuda da Engenheira Priscila Custódio de Matos do Departamento de Qualificação e Confiabilidade de Componentes do Laboratório de Integração e Testes (LIT) do INPE, vimos que existem outros casos da indisponibilidade de componentes por impedimentos políticos. Dentre eles podem-se citar:

No Projeto PMM:

O caso do componente *FPGA Accelerator Family* 612K Gates 12096 Cells 649 MHz 0.15 μ m (CMOS) *Technology* 1.5V 352-Pin CQFP, número de peça: AX1000-CQ352M, fornecido pela empresa Actel, com objetivo de ser aplicado ao projeto da Plataforma Multimissão – Amazônia 1, que não se encontra mais disponível para uso do INPE por motivos de impedimentos políticos.

Exemplos de impedimentos políticos na indústria aeronáutica são vistos em comércios internacionais de fins civis e de defesa, porém como maior ênfase na área de defesa. Como exemplo, pode-se citar:

Na Embraer:

O embargo do governo americano quanto às vendas da Embraer para a Força Aérea Venezuelana noticiada em Outubro de 2005. A transação da Embraer com a Força Aérea Venezuelana consistia na venda de 12 aeronaves Turbo Propulsores Super Tucano (Figura 4.11) para fins de treinamento militar, com o valor do negócio estimado em U\$ 169,7 milhões, Poder Aéreo (2005). Como a aeronave Super Tucano contém um valor considerável em tecnologias americanas, qualquer transação envolvendo forças militares requer aprovação do governo americano.



Figura 4.11: Aeronave a turbo propulsores Super Tucano e seu cockpit.

Fonte: Poder Aéreo (2005).

4.2. Análise dos Efeitos da Indisponibilidade de Componentes e Serviços sobre o Ciclo de Vida de um Projeto Aeroespacial

Como visto na subseção anterior deste trabalho, um projeto aeroespacial pode ser afetado de formas distintas pela indisponibilidade de componentes e serviços a qualquer momento ao longo das fases do seu ciclo de vida do projeto. A indisponibilidade pode ocorrer durante as fases iniciais de desenvolvimento do projeto, o que poderia ser considerado de certa maneira mais fácil do ponto de vista da Gestão do Projeto por parte da empresa fabricante do produto ou sistema aeroespacial, ou a qualquer momento após as fases de verificação e qualificação de um modelo de voo para o caso de um produto espacial, ou após a emissão do certificado de tipo por parte de uma Agência Internacional de Regulamentação Aeronáutica para o caso de um produto aeronáutico.

Projetos Aeroespaciais antigos, tais como a Estação Espacial Internacional, e o Airbus A300 são mais susceptíveis a se deparar com a obsolescência de componentes eletrônicos de alguma unidade ou de um de seus sistemas, do

que projetos mais recentes como o Projeto da Plataforma Multimissão do INPE e da aeronave Legacy 450/500 da Embraer. Contudo, estes também não estão livres dos riscos da indisponibilidade, vide os exemplos citados da indisponibilidade de componentes com efeito sobre o projeto da Plataforma Multimissão. Por outro lado, ambos os projetos têm as mesmas chances de serem requisitados a desenvolver um sistema completamente novo para atender as necessidades de ao menos um interessado no projeto, como no caso aeronáutico, a necessidade de atender uma Regulamentação Mandatória de algumas das agências internacionais de regulamentação de aviação, tal como a mandatória para o desenvolvimento do sistema CPDLC. Neste caso, tanto a Airbus com os 39 anos do Projeto A300 quanto a Embraer com o seu novo Projeto Legacy 450/500 teriam que estar preparadas para desenvolver uma solução para os seus clientes, atendendo às necessidades do cronograma determinado por tais Agências de Aviação.

Portanto, esta seção apresenta o desenvolvimento de atividades requeridas a serem completadas pelas empresas fabricantes do projeto aeroespacial, afetado por ao menos um dos casos da indisponibilidade de componentes ou serviços, ao desenvolver uma solução para seus interessados, em especial o seu cliente, com o intuito de evitar a indisponibilidade do produto aeroespacial nas fases de operação deste.

Este trabalho não tem como objetivo apresentar os efeitos da indisponibilidade de componentes e serviços, tais como mostrar as limitações quanto:

- 1) às características de lançamento e operação de produtos espaciais;
ou
- 2) à operação em um teto de vôo limitado, como os 28.500 pés que foi imposto pela EASA sobre as aeronaves que não venham demonstrar o cumprimento com a Regulamentação Européia (EC) No 29/2009.

Com exceção da causa da indisponibilidade de componentes e serviços por conta de Evoluções Tecnológicas para atender a um Regulamento de uma

Autoridade, a qual pode requerer um sistema totalmente novo ou o desenvolvimento de uma nova função, todas as outras causas da indisponibilidade de componentes e serviços estudadas neste trabalho irão requerer apenas a modificação em uma característica específica, seja em um componente, ou em um requisito do produto aeroespacial como todo. Usualmente, tais modificações não afetam as características funcionais, de forma física ou de interface do produto aeroespacial.

Nos seis casos de indisponibilidades de componentes e serviços estudados neste trabalho, para aplicar qualquer mudança requerida no produto aeroespacial para evitar qualquer efeito da indisponibilidade do produto ou a disponibilidade do produto com um nível maior, o qual este se faz presente, seriam necessários:

1) reprojeto de hardware, de software, ou de ambos, hardware e software; e

2.a) no caso espacial, a requalificação deste produto junto ao modelo de vôo ou 2.b) para o caso aeronáutico, a certificação deste novo produto e sua instalação junto à aeronave na qual este produto venha ser instalado.

As boas práticas da indústria aeroespacial mostram que para o reprojeto de um hardware com importância considerável junto à arquitetura do sistema, como para a substituição de componentes eletrônicos não básicos, como por exemplo, Microprocessadores, FPGAs (do inglês *Field-Programmable Gate Arrays*), Circuitos Integrados com Aplicações Específicas (ASICs – do inglês *Application Specific Integrated Circuits*), ou Dispositivos Lógicos Programáveis (PLDs – do inglês *Programmable Logic Devices*) vão sempre requerer mudanças de software, para atender aos requisitos do novo componente. Mas, isto não é verdade para mudanças de hardware para substituição de componentes eletrônicos, tais como resistores, diodos, transistores, e alguns outros componentes eletrônicos individuais.

4.2.1. Efeito da Obsolescência e Caso de Aplicação

De forma a exemplificar alguns dos tópicos apresentados nas subseções seguintes, utilizaremos a necessidade de reprojeto das placas controladora de rede e processadora de funções embarcadas; e das placas de entrada e saída de dados do tipo A, B e C (Figura 4.12), devido à obsolescência do microprocessador utilizado por estas unidades.

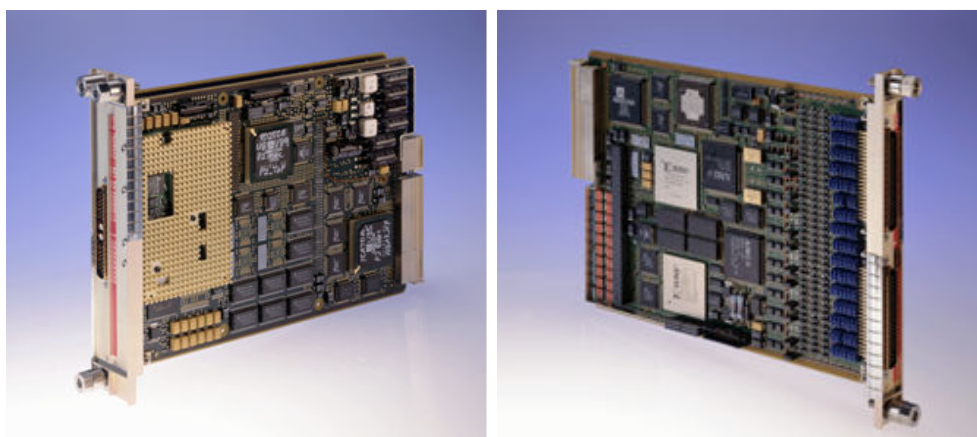


Figura 4.12: Placa Controladora de Rede e Processadora de Funções Embarcadas e Placa de Entrada e Saída de Dados do tipo A.
Fonte: Honeywell Primus Epic System Training Material (2001).

Todas as unidades que passaram por reprojeto fazem parte da mesma arquitetura Aviônica Modula Integrada Distribuída (Figura 4.13), a qual está disponível em uma família de aeronaves do segmento de transporte regional de passageiros.

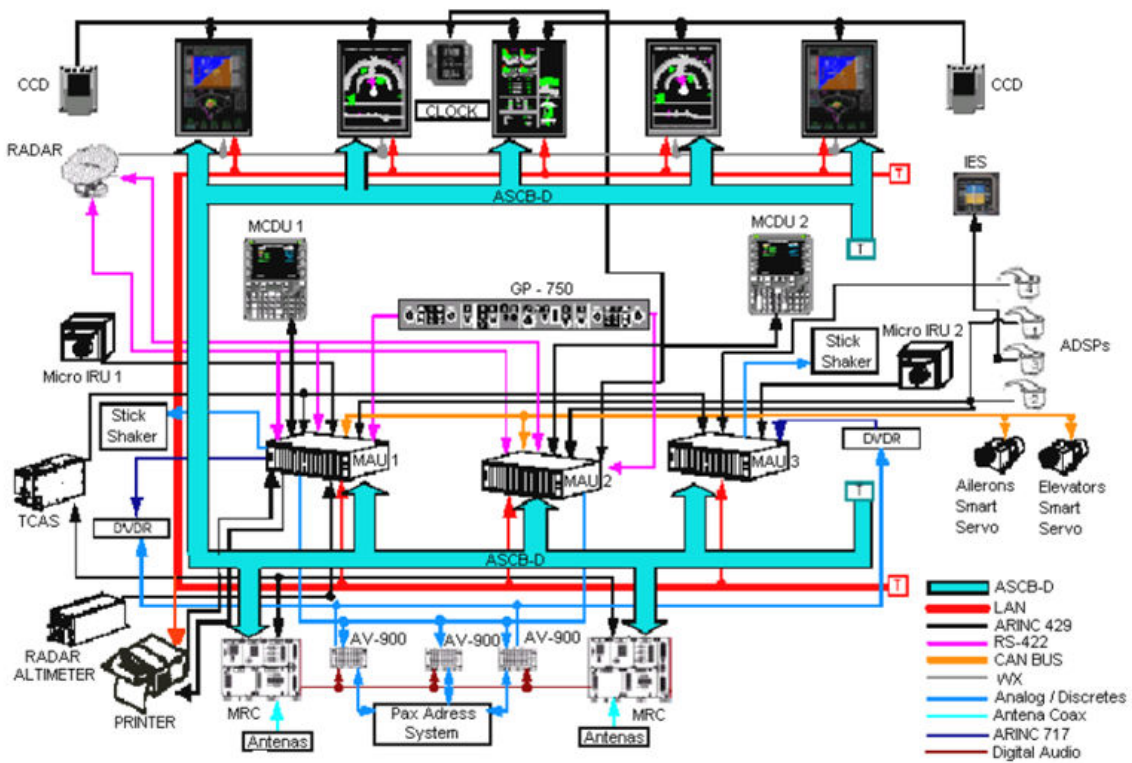


Figura 4.13: Arquitetura Aviônica Modular Integrada Distribuída (*Distributed IMA*).

Fonte: Honeywell Primus Epic System Training Material (2001).

Dentro da arquitetura Aviônica Modular Integrada Distribuída mostrada na Figura 4.14, as unidades que passaram por reprojeto são instaladas em Unidades Modulares de Aviônica conforme apresentadas abaixo.

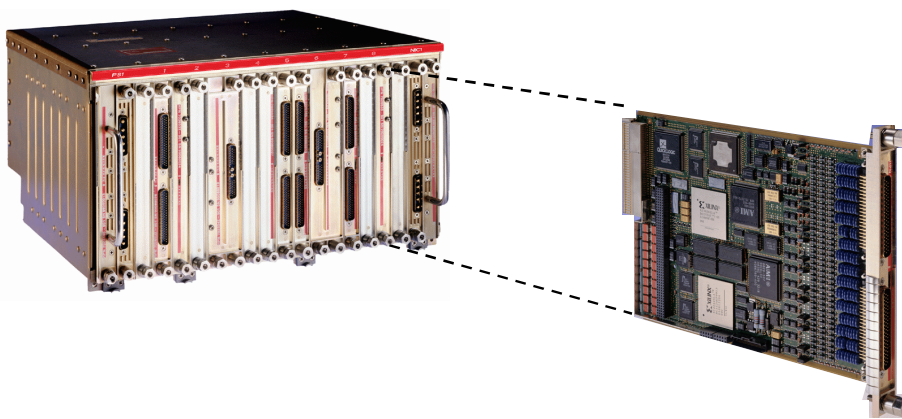


Figura 4.14: Unidade Modular Aviônica (MAU).

Fonte: Honeywell Primus Epic System Training Material (2001).

A arquitetura de Aviônica Modular Integrada Distribuída apresentada na Figura 4.14, conta com três unidades modulares de aviônica (MAU) de dois canais onde, em cada canal, tem-se uma Placa Eletrônica de Alimentação, uma Placa Controladora de Rede e Processador de Funções Embarcadas (CR) e um dos canais da Placa de Entrada e Saída de Dados do tipo A (UIO A). Duas Placas de Entrada e Saída de Dados do tipo B (UIO B) de dois canais são instaladas na MAU 1 e 3, e duas Placas de Entrada e Saída de Dados do tipo C (UIO C) de um canal são instaladas no canal A da MAU 1 e canal B da MAU 2, Figura 4.15.

#	C	H	Placa de Alimentação 2	C	H	#	C	H	Placa de Alimentação 2	C	H	#	C	H	Placa de Alimentação 2	C	H
20	B		AGM 1			16	B		BRAKES (INBD)			16	B		ENGINE VIBE		
19	B					15	B		-- UIO C --			15			GPS 2	A	
18	B		CMC			14	B		Piloto Automático A			14			Trem de Pouso		A
17	B		GPS 1			13						13					A
			Placa de Alimentação 3			12			SPARE			12	B		FCC		A
16	B		FCC		A	11			SPARE			11			FCC		A
15						10	B		-- UIO A --	A		10	B		-- UIO A --		A
14	B		-- UIOB --		A	9						9			CR2		
13						8	B		CR2			8	B		CR2		
			CR2			7			PROCESSADORA 2			7			PROCESSADORA 2		
			PROCESSADORA 2			6	B		PROCESSADORA 1	A		6	B		PROCESSADORA 1	A	
12	B		-- UIO A --		A	5			CR 1	A		5			PROCESSADORA 1	A	
11						4	B		CR 1	A		4			CR 1		A
10			Piloto Automático B		A	3						3			-- UIOB --		A
9						2			PROCESSADORA 1	A		2	B		Piloto Automático B		A
			PROCESSADORA 1		A	1			CR 1	A		1			SPARE		
			CR 1		A	8	B					8	B		-- UIOB --		A
8	B		FCC		A	7			SPARE			7					
7						6	B		DATABASE			6					
6			-- UIO C --		A	5	B		AUTOBRAKE	A		5			Piloto Automático B		A
5			BRAKES (OUTBD)		A	4			EGPVM			4			SPARE		
4						3			SPARE	A		3			SPARE		
3			Trem de Pouso		A	2			SPARE	A		2	B		FCC		
2						1			SPARE	A		1					A
1			Piloto Automático A		A										Placa de Alimentação 1		
			Placa de Alimentação 1		A												

Figura 4.15: Mapa de Unidades em cada MAU. Fonte: Honeywell Primus Epic System Training Material (2001).

As unidades modificadas passaram por todo o processo de Verificação e Validação, incluindo a Integração com as unidades obsoletas, para demonstrar a intercambialidade e a intermixabilidade das novas unidades com as unidades utilizadas atualmente nas fases de operação da aeronave já certificada. Assim que certificadas, as novas unidades serão utilizadas como peça padrão nos

processos de produção das aeronaves aplicáveis, e também serão oferecidas como peças de reposição para as aeronaves em operação.

Possivelmente, o problema enfrentado pelo Projeto CBERS 3 opte por um desenvolvimento similar, caso os Gestores do Projeto decidam-se pela necessidade de substituição de todos os conversores DC/DC por componentes provenientes de outro fornecedor, como por exemplo, utilizando o mesmo conversor DC/DC utilizado pelo lado Chinês do Projeto CBERS 3, ou até mesmo por um componente conversor DC/DC diferente, porém proveniente do mesmo fornecedor. Pois dada a confiabilidade demonstrada pelo conversor DC/DC utilizado, os riscos para a missão CBERS 3 são expressivos caso decida-se por prosseguir com o mesmo componente. E isto mesmo que venha a ser decidido pela realização de testes de robustez de cada um dos componentes a serem instalados no modelo de vôo, devido à redução do tempo de vida útil de tais componentes devido aos ensaios executados.

4.2.2. Efeitos sobre os Aspectos de Desenvolvimento de Hardware e/ou Software Embarcado e Certificação

Uma vez decidido pelos interessados no projeto aeroespacial que será necessário realizar alguma modificação ou uma melhoria sobre o produto, por conta da indisponibilidade de componentes e serviços, as atividades a serem desenvolvidas em conjunto serão:

- 1) definir o escopo da modificação ou da melhoria requerida, detalhando as necessidades na forma de requisitos completos; e
- 2) definir o plano para o desenvolvimento, a implementação e a verificação das mudanças requeridas para o produto (ex. para um transponder) e para o sistema ou produto final aplicável (ex. sistema de navegação, um satélite ou uma aeronave).

Os requisitos definidos através da definição de escopo podem ser tanto requisitos novos, para atender a uma nova especificação de um dos interessados no projeto, ou uma modificação em um requisito existente: 1) para

determinar um comportamento esperado para o produto ou sistema, 2) ou para melhorar um fator específico do sistema, tal como, performance ou os níveis de economia do produto enquanto em operação. Usualmente, a Definição de Escopo de Projeto é chamada pela Indústria Aeroespacial de Fase de Definição Conjunta (do inglês *Joint Definition Phase - JDP*),

A definição do escopo, como planejamento do escopo, estrutura de divisão de trabalho (*Work Breakdown Structure -WBS*), verificação do escopo e o controle do escopo são processos de gestão de projetos da gestão de escopo do projeto, os quais são definidos pelo PMBOK® Guide (2004) como “*the processes required to ensure that the project includes all the work required, and only the work required, to complete the project successfully. Project Scope Management is primarily concerned with defining and controlling what is and is not included in the project*”. “Os processos requeridos para garantir que o projeto inclui todo o trabalho requerido e somente o trabalho requerido, para completar o projeto com sucesso. A Gestão de Escopo do Projeto se preocupa de forma primária com a definição e controle do que é incluído ou não no projeto”.

Depois de completadas todas as atividades previstas nos três primeiros processos da Gestão de Escopo do Projeto, quanto à gestão das modificações e/ou melhorias requeridas para o produto e ao seu sistema final, os seguintes documentos são esperados como saídas, RTCA/DO-178B (1992):

- O Contrato do Projeto, com as restrições e suposições expostas de maneira direta;
- A Declaração do Escopo do Projeto, com as metas quanto aos cronogramas e orçamentos definidos;
- A Estrutura de Divisão de Trabalho, com as listas de todos os responsáveis (nomes de pessoas e times) para cada fase do projeto;
- A Especificação de Requisitos do Sistema (SRS) definida, revisada e assinada por todos os interessados aplicáveis;
- O Plano de Mitigação de Riscos;

No caso aeronáutico, caso haja modificação de hardware e/ou software serão necessários desenvolver os documento abaixo, em apoio os processos de certificação da modificação:

- O Plano para os Aspectos de Certificação de Hardware (PHAC) e o Plano para Verificação do Hardware (HVP), quando forem necessárias modificações de Hardware;
- O Plano para os Aspectos de Certificação de Software (PSAC) e o Plano para Verificação do Software (SVP), quando forem necessárias modificações de Software;

Nas subseções seguintes deste trabalho serão apresentadas as principais atividades de desenvolvimento requeridas para o reprojeto ou a melhoria de um hardware ou de um software, para integrar ambos, e para aprovar as mudanças requeridas junto ao interessado competente.

No caso espacial, a aprovação do produto espacial compete a um laboratório de integração e testes, qualificado e certificado para realização de qualificação de sistemas espaciais com alto grau de confiabilidade, tal como o Laboratório de Integração e Testes do INPE. No caso aeronáutico, a certificação de produtos ou sistemas aeronáuticos compete a uma Agência Internacional de Regulamentação da Aviação, tal como a Agência Nacional de Aviação Civil do Brasil, (ANAC).

4.2.2.1. Efeitos sobre os Aspectos de Desenvolvimento de Hardware Embarcado e Certificação

Os processos e recomendações para a garantia do desenvolvimento de hardware e os aspectos de certificação frequentemente utilizados como bases pelas agências internacionais regulamentadoras da aviação, também como fundamentação para *Technical Standard Orders (TSO's)* são os da RTCA DO-254 (1992), intitulada "*Design Assurance Guidance for Airborne Electronic Hardware*" (Considerações de Hardware em Certificação de Equipamentos e Sistemas Embarcados), documento publicado pela *Radio Technical Comission*

for Aeronautics - RTCA em 1992 que mostra as diretrizes de desenvolvimento e produção de hardware embarcado que exerce suas funções com um nível de confiança compatível com os requisitos de aeronavegabilidade. O documento RTCA DO-254 é apoiado pelo documento RTCA DO-160 (1997), intitulado “*Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment*” (Condições Ambientais e Procedimentos de Teste para Equipamentos Embarcados) para os propósitos de qualificação de hardware.

O Guia para a Garantia do Desenvolvimento de Hardware e os Aspectos de Certificação, documento RTCA DO-254, foi criada para disciplinar o desenvolvimento de hardware para aplicações de projetos aeronáuticos. A guia RTCA DO-254 atua em todas as fases do desenvolvimento de hardware, desde as atividades de planejamento do desenvolvimento até a gestão das mudanças de configurações durante as operações em serviço. O rigor aplicado para desenvolvimento de hardware e a quantidade de esforço requerido para satisfazer os requisitos da norma, depende dos efeitos sobre a aeronave/tripulação/passageiros quanto às falhas de hardware, Souza e Neto (2009). A criticalidade do sistema e o DAL (*Design Assurance Levels*) correspondentes são classificados de A até E, de acordo com a Tabela 4.1.

Tabela 4.1 – Relação entre criticalidade de sistema e Nível de Garantia de Projeto.

<i>Design Assurance Level (DAL)</i>	<i>System criticality</i>	<i>Description of effects on aircraft/crew/passengers</i>
A	<i>Catastrophic</i>	<i>Failure conditions which would prevent continued safe flight and landing</i>
B	<i>Hazardous</i>	<i>Failure conditions which would reduce the capability of the aircraft or the ability of the crew to cope with adverse operating conditions</i>

Continua.

Conclusão.

Design Assurance Level (DAL)	System criticality	Description of effects on aircraft/crew/passengers
C	Major	<i>Failure conditions which would reduce the capability of the aircraft or the ability of the crew to cope with adverse operating conditions to the extent that there would be, for example, a significant reduction in safety margins or functional capabilities, a significant increase in crew workload or in conditions impairing crew efficiency, or discomfort to occupants, possibly including injuries.</i>
D	Minor	<i>Failure conditions which would not significantly reduce aircraft safety, and which would involve crew actions that are well within their capabilities. Minor failure conditions may include, for example, a slight reduction in safety margins or functional capabilities, a slight increase in crew workload, such as, routine flight plan changes, or some inconvenience to occupants.</i>
E	No safety effect	<i>Failure conditions which do not affect the operational capability of the aircraft or increase crew workload.</i>

Fonte: RTCA/DO-254 (2000).

O uso da guia RTCA DO-254 foi aprovada pela Agência Federal de Aviação Americana (FAA) através da AC (*Advisory Circular*) 20-152 liberada em Junho de 2005; e a Agência Europeia de Segurança da Aviação (EASA) aceitou o uso da RTCA DO-254 em 2000, publicada através da EuroCAE ED-80.

O Guia para Garantia do Desenvolvimento de Hardware Eletrônico Embarcado, documento RTCA DO-254, não prescreve um modelo preferencial de ciclo de vida para hardware, nem implica uma estrutura para a organização executora. Por outro lado, ela apresenta o Ciclo de Vida de Desenvolvimento de Hardware para um Hardware de uso Embarcado reproduzido na Figura 4.16, sendo composto pelos seguintes processos:

- 1) Planejamento de Hardware;
- 2) Desenvolvimento de Hardware; e

3) Suporte ao Hardware.

Os Processos de Planejamento de Hardware são responsáveis pela definição e coordenação das atividades de desenvolvimento de hardware e por apoiar os processos para o projeto do hardware.

Os Processos de Desenvolvimento de Hardware são responsáveis por gerar os dados do projeto e o hardware resultante. Os Processos de Projeto do Hardware consistem em: captura de requisitos, projeto conceitual, projeto detalhado, implementação e a transição para a produção. Os Processos de Suporte ao Hardware produz os dados do ciclo de vida do projeto do hardware que assegura a correção e controle do ciclo de vida de projeto do hardware e as suas saídas, incluindo o planejamento, projeto, avaliação dos aspectos de segurança do hardware, e os processos para o suporte.

Os Processos de Suporte ao Hardware são tipicamente realizados concorrentemente com o planejamento e com os processos de desenvolvimento do hardware. Estes processos são: validação, verificação, gestão da configuração, garantia do processo e contato de certificação.

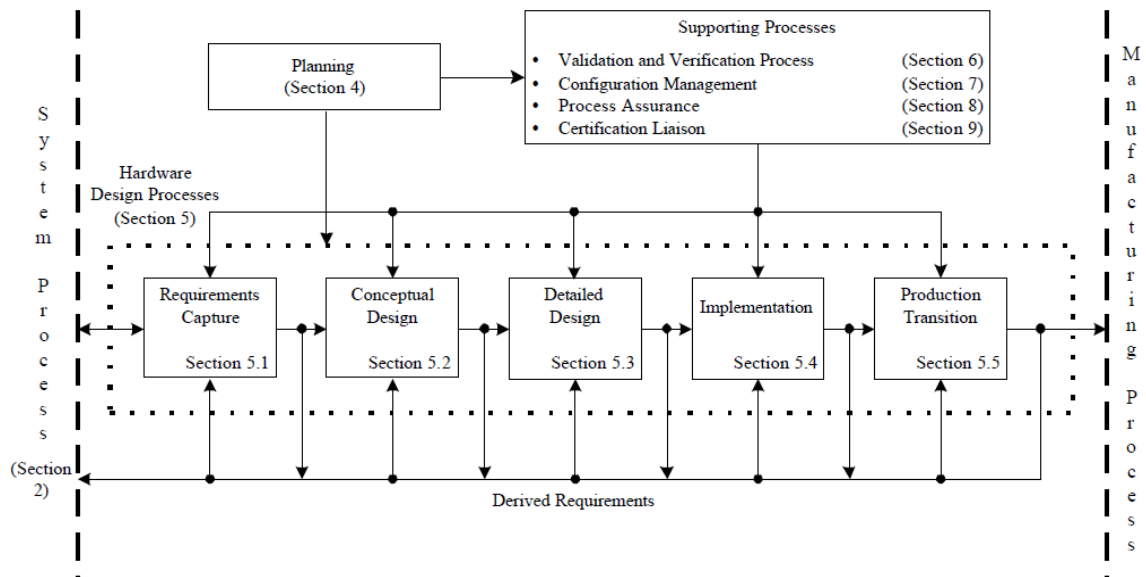


Figura 4.16: Ciclo de vida do Projeto de Hardware.

Fonte: RTCA/DO-254 (2000).

Segundo a guia DO-254, o Plano de Certificação dos Aspectos de Hardware (PHAC – do Inglês *Plan for Hardware Aspect Certification*) e o Plano de Verificação do Hardware (HVP – do Inglês *Hardware Verification Plan*) devem ser submetidos à Agência Internacional de Aviação Civil – Escritório de Certificação de Aeronaves (ACO – do inglês *Aircraft Certification Office*) ainda nas fases iniciais do processo de desenvolvimento. Os relatórios *Hardware Accomplishment Summary* (HAS) e *Hardware Configuration Index Document* (HCID) são submetidos mais à frente no Processo de Desenvolvimento de Hardware, enquanto submetendo todo o pacote de documentação para a aprovação do TSO do componente desenvolvido.

De acordo com a norma DO-254, existem três processos de avaliação de segurança de sistemas: 1) *Functional Hazard Assessment* (FHA), 2) *Preliminary System Safety Assessment* (PSSA) e o 3) *System Safety Assessment* (SSA). Segundo o Guia DO-254, os processos de avaliação de segurança de sistemas “are used to establish the system safety objectives applicable to the system development assurance process, and to determine that the system functions achieve the safety objectives”. Portanto, qualquer modificação crítica de hardware ou software ao projeto de um produto aeronáutico, com Certificado de Tipo requer a atualização do documento de Avaliação da Segurança do Sistema - o documento usado para relacionar a Garantia de Projeto do Hardware com o Processo de Avaliação da Segurança do Sistema. A Figura 4.17 demonstra a relação entre sistemas embarcados, avaliação de segurança e os processos de hardware e software. Ao longo da Garantia de Projeto de Hardware é necessário realizar a FMEA (*Failure Modes and Effects Analysis*) do hardware modificado. A FMEA é uma análise de baixo para cima de cada zona do hardware e de seus componentes principais. Após ter completado a FMEA do hardware, faz-se necessário utilizar os eventos básicos de falha, com as suas taxas de falha associadas e probabilidades de falhas, e alimentá-las nas Análises das Árvore de Falhas (FTA) existentes para o sistema aplicado, para avaliar as novas taxas de falhas e probabilidades de falhas de todo o sistema. A FTA é uma análise de cima para baixo de todo o sistema, incluído com outros métodos na norma SAE ARP-4761. O documento

SAE ARP-4761 prove diretrizes e métodos para conduzir o Processo de Avaliação da Segurança para Sistemas Embarcados e Equipamentos instalados em aeronaves civis, e são de extrema importância para a certificação de sistemas.

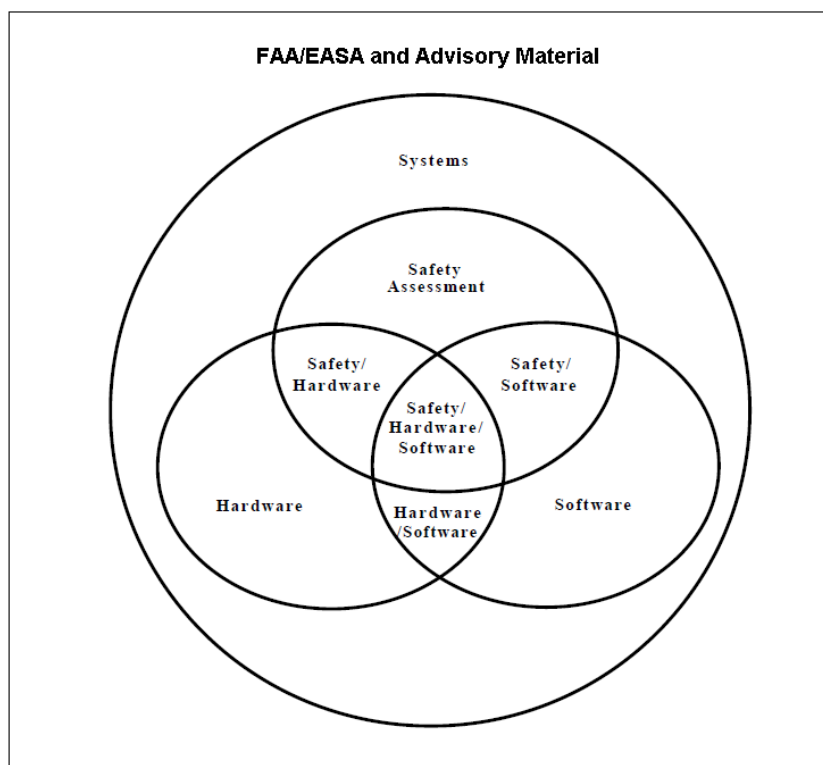


Figura 4.17: Relação entre Sistemas Embarcados, Avaliação de Segurança e Processos de Hardware e Software.

Fonte: RTCA/DO-254 (2000).

4.2.2.1.1. Efeitos sobre a Intercambialidade e Intermixabilidade de Componentes Embarcados

Enquanto implementando uma modificação requerida ou redesenhando uma LRU (*Line Replaceable Unit*), tal como um FADEC, por conta da obsolescência de um componente eletrônico, tal qual um microprocessador, será importante realizar uma análise de mercado para determinar se o novo componente do sistema a ser certificado deverá ser:

1. *Backward Compatible*: compatível com o componente certificado anteriormente, dentro mesma da arquitetura de sistema, pois tal característica do componente, permitirá que as empresas aéreas continuem utilizando as unidades de FADECs certificados na configuração anterior, que ainda possam estar disponíveis em seus estoques; ou
2. *Forward fit only*: compatível somente com componentes de mesma linha. Tal característica requer que as empresas aéreas retrofitem ou substituam todas as unidade de FADECs certificados na configuração anterior, por unidades da nova geração, uma vez que a empresa aérea decida iniciar o uso do novo componente certificado para o sistema.

A característica do processo de desenvolvimento de hardware que garante que o novo componente do sistema seja compatível com a configuração do componente do sistema já certificado é conhecida como intercambialidade de componentes.

Quando a intercambialidade de componentes é requerida para o componente do sistema em desenvolvimento ou passando por melhoria, se faz necessário determinar se a intermixabilidade de componentes do sistema também é aplicável para os sistemas que usem mais de uma unidade do componente do sistema em desenvolvimento ou melhoria, na sua arquitetura de sistema.

Intermixabilidade de componentes é a mistura aleatória de componentes com diferenças de projeto, mas com as mesmas características de forma, instalação e de funções. Por exemplo, se o FADEC do Motor Turbofan CF34-8E da empresa *General Electric*, instalado em uma família de aeronaves do segmento de *Air Transport & Regional*, tais como a família de aeronaves ERJ170/190 da Embraer, *Flight Safety Foundation* (2010), passar por redesenvolvimento; e se a intermixabilidade dos FADECs for aplicada ao projeto, então será requerido pelas Agências Internacionais de Aviação Civil que seja demonstrado que cada um dos dois motores das aeronaves da família ERJ170/190 podem ser controlados tendo diferentes FADECs entre eles, ou até mesmo, tendo dois

FADECs de configurações distintas instaladas no mesmo motor, durante os processos de desenvolvimento do no FADEC.

A intercambialidade e a intermixabilidade de componentes de sistema devem ser definidas no documento de definição de escopo do projeto, por conta dos custos adicionais do projeto, e porque tais características podem ter um impacto considerável nas diferentes configurações requeridas para a verificação do novo componente, ao longo da fase de integração do novo componente a arquitetura do sistema.

No caso do reprojeto das placas controladora de rede e processadora de funções embarcadas e das placas de entrada e saída de dados do tipo A, B e C, devido à obsolescência do microprocessador utilizado, tanto a intercambialidade quanto a intermixabilidade de componentes foram exigidas por contrato, por parte da empresa desenvolvedora da aeronave que utilizaria tais módulos. Com isto, as sete diferentes configurações de componentes de sistemas apresentadas na Tabela 4.2 foram propostas no Plano para os Aspectos de Certificação de Hardware (PHAC), como sendo as configurações mínimas requeridas para garantir a intermixabilidade de todos os componentes, tanto da configuração atual, quanto da nova configuração.

Tabela 4.2 – Casos de Teste para a Garantia da Intermixabilidade entre componentes novos e antigos.

Num.	MAU 1					MAU 2				MAU 3			
	CR1	UIO A1	UIO B1	UIO C1	CR2	CR3	UIO A2	UIO C2	CR4	CR5	UIO A3	UIO B2	CR6
1	novo	atual	atual	atual	novo	novo	atual	atual	novo	novo	atual	atual	novo
2	atual	novo	novo	novo	atual	atual	novo	novo	atual	atual	novo	novo	atual
3	novo	novo	novo	novo	novo	novo	novo	novo	novo	novo	novo	novo	novo
4	novo	atual	atual	x	atual	novo	atual	x	atual	atual	atual	atual	novo
5	atual	atual	atual	x	novo	atual	atual	x	novo	novo	atual	atual	atual

6	novo	novo	novo	x	atual	novo	novo	x	atual	novo	novo	novo	novo
7	atual	novo	novo	x	novo	atual	novo	x	novo	novo	novo	novo	atual

Nota: CR: Controlador de Redes; UIO A: Unidade de Entrada e Saída do Tipo A; UIO B: Unidade de Entrada e Saída do Tipo B; UIO C: Unidade de Entrada e Saída do Tipo C.

4.2.2.2. Efeitos sobre os Aspectos de Desenvolvimento de Software Embarcado e Certificação

O Guia sobre Considerações de Software em Certificação de Sistemas Embarcados e Equipamentos, documento RTCA DO-178B (1992), foi criado para disciplinar o desenvolvimento de software para aplicações aeronáuticas. A guia RTCA DO-178B (1992), utiliza a mesma estrutura do Guia DO-254, mas aplicada a desenvolvimento de software. Em sua introdução, o Guia apresenta:

“The rapid increase in the use of software in airborne systems and equipment used on aircraft and engines in the early 1980s resulted in a need for industry-accepted guidance for satisfying airworthiness requirements. DO-178B, “Software Considerations in Airborne Systems and Equipments Certification,” was written to satisfy this need.”

Similar ao guia DO-254, o guia DO-178B atua em todas as fases do processo de desenvolvimento de software. Desde o planejamento até a gestão de configuração de alterações realizadas durante as fases de operação e serviços do produto aeronáutico. O rigor aplicado ao desenvolvimento de software e a quantidade de esforço requerido para satisfazer os requisitos da norma dependem dos efeitos da falha de software no nível de sistemas. A guia DO-178B aplica a mesma classificação de severidade versus o DAL apresentada para a guia DO-254 na Tabela 4.1.

As Considerações de Software em Sistemas Embarcados não prescreve nenhum modelo de ciclo de vida preferencial para software, e também não determina uma estrutura organizacional para a empresa desenvolvedora de software aplicado a sistemas embarcados. Contudo, a guia demonstra o Ciclo

de Vida para Desenvolvimento de Software para software embarcados compostos pelos seguintes processos:

- 1) Planejamento de Software;
- 2) Desenvolvimento de Software; e
- 3) Software Integral.

Os Processos de Planejamento de Software são responsáveis pela definição e coordenação das atividades dos processos de desenvolvimento e integral de software para o projeto.

Os Processos de Desenvolvimento de Software são responsáveis por produzir o produto de software resultante. Os Processos de Desenvolvimento de Software consistem dos: Processos de Desenvolvimento de Requisitos de Software, Processos de Projeto de Software, Processos de Codificação de Software, e o Processo de Integração de Software.

Os Processos Integrais de Software asseguram a correção, controle, e confiança dos processos de ciclo de vida do software e suas saídas. Os Processos Integrais de Software consistem dos: Processos de Verificação de Software, Processo de Gerenciamento de Configuração de Software, Processo de Garantia da Qualidade, e o Processo de Contato com a Certificação.

Conforme a DO-178B:

“It is important to understand that the integral processes are performed concurrently with the software development processes throughout the software life cycle” RTCA DO-178B (1992).

Segundo as Considerações de Software em Sistemas Embarcados, guia DO-178B, o Plano de Certificação dos Aspectos de Software (PSAC – do Inglês *Plan for Software Aspect Certification*) e o Plano de Verificação do Software (SVP – do Inglês *Software Verification Plan*) devem ser submetidos à Agência Internacional de Aviação Civil – Escritório de Certificação de Aeronaves (ACO – do Inglês *Aircraft Certification Office*) ainda nas fases iniciais do processo de

desenvolvimento. Os relatórios *Software Accomplishment Summary* (SAS) e *Software Configuration Index Document* (SCID) são submetidos mais à frente no Processo de Desenvolvimento de Software, enquanto submeter-se todo o pacote de documentação para a aprovação do TSO do componente desenvolvido.

4.2.3. Efeitos sobre os Aspectos de Montagem, Integração, Verificação, Validação e Qualificação de Sistemas Embarcados

A integração de sistemas é descrita pelo INCOSE (2010) como sendo:

“the process that includes activities to perform the integration of system elements (hardware/physical, software, and procedures) and the demonstration of the end-to-end operation (system build). System build is bottom-up. That is, elements at the bottom of the system hierarchy are integrated and verified first. This process verifies that all boundaries between system elements have been correctly identified and described, including physical, logical, and human-system interfaces and interactions (physical, sensory, and cognitive), and that all system element functional, performance, and design requirements and constraints are satisfied. Interim assembly configurations are verified to ensure correct flow of information and data across internal and external interfaces to reduce risk and minimize errors and time spent isolating and correcting them” INCOSE (2010).

Por sua vez, a verificação de sistemas é descrita pelo INCOSE (2010) como:

“the process that confirms that the system-of-interest and all its elements perform their intended functions and meet the performance requirements allocated to them (i.e., that the system has been built right). Verification methods include inspection, analysis, demonstration, and tests. Verification activities are determined by the perceived risks, safety, and criticality of the element under consideration” INCOSE (2010).

E a validação de sistemas é descrita pelo INCOSE (2010) como:

“the process invoked during the Stakeholders Requirements Definition Process to confirm that the requirements properly reflect the

stakeholder needs and to establish validation criteria (i.e., that the right system has been built)” INCOSE (2010).

As atividades de montagem, integração, verificação e validação de sistemas embarcados ocorrem ao menos em três fases diferentes ao longo dos processos de desenvolvimento de um projeto aeronáutico:

1. Enquanto integrando componentes eletrônicos com *firmware* e com *core* software, resultando em componentes aeronáuticos eletrônicos, tais como FCC, FADEC, etc;
2. Enquanto integrando componentes com seus softwares de aplicações e com barramentos de tráfego de dados, resultado em arquiteturas de sistemas aeroespaciais, tais como, o sistema de *fly-by-wire*, o sistema de controle de motores, etc;
3. Enquanto integrando arquiteturas de sistemas aeroespaciais com outras arquiteturas de sistemas aeroespaciais, resultando em produtos aeroespaciais finais, tais como, uma aeronave civil, um motor, ou uma hélice.

As atividades de validação de sistemas embarcados ocorrem enquanto integrando componentes aeroespaciais e enquanto integrando arquiteturas de sistemas aeroespaciais. As atividades de qualificação de hardware embarcados usualmente ocorrem em paralelo com a integração de arquiteturas de sistemas aeroespaciais, após ser declarado que os componentes do sistema atendem com todos os requisitos de sistemas do projeto aeroespaciais.

As atividades de montagem de sistemas embarcados de um produto aeroespacial têm que ser consistentes com o projeto arquitetural, e estas atividades confirmam a correta funcionalidade dos produtos montados, através da integração, testes e análises em cada fase sucessiva da montagem.

Este processo também é chamado enquanto é realizada a integração da arquitetura de sistemas aeroespaciais para lidar com as atividades de aceitação dos sistemas.

Particularmente, as atividades de testes de sistemas embarcados de produtos aeroespaciais são ações pelas quais a operabilidade, a suportabilidade, e a capacidade de performance de um item são verificadas enquanto sujeito a condições controladas que podem ser reais ou simuladas. Testes de sistemas embarcados são normalmente realizados em Estações de Integração e Testes de Sistemas, com sistemas montados por completo ou parcialmente e com equipamentos e instrumentos especiais de testes, que visando obter dados quantitativos bem precisos para análise INCOSE (2010).

A qualificação de componentes e equipamentos embarcados é conduzida para comprovar que o produto desenvolvido atende aos seus requisitos predeterminados quando operando sob as condições esperadas para a operação do componente.

A qualificação de componentes e equipamentos embarcados para produtos espaciais do INPE segue os padrões ECSS da Agência Espacial Europeia – ESA que, disciplinam de Garantia da Qualidade do Produto (Padrões ECSS-ST-Q-20) e Componentes Elétricos, Eletrônicos e Eletromecânicos (EEE – Padrões ECSS-ST-Q-60).

Para tanto as contratadas pelo INPE para executar o desenvolvimento, produção e testes dos subsistemas dos satélites que compõem um programa espacial do INPE devem seguir as exigências descritas nos requisitos da qualidade da missão.

A contratada deve possuir um plano de gerenciamento de partes elétricas, eletrônicas e eletromecânicas (EEE Parts) que contemple o gerenciamento da seleção, aplicação, compras, controle e normatização destas partes de modo sejam reduzidas as falhas, reduzidos os custos e que a confiabilidade não seja prejudicada.

Neste plano a contratada deve descrever os métodos, processos e procedimentos que ela irá adotar e no qual deve estar incluído: controle de seleção de componentes EEE, controle da rastreabilidade, controle de

obsolescência, controle de obsolescência, métodos para estocagem e manipulação, participação nas revisões de projeto, registro/controlado de não conformidades, submissão da lista de componentes EEE para aprovação do INPE, entre outros requisitos.

A contratada deve fornecer ao INPE uma lista contendo todos os componentes que serão utilizados no subsistema, esta lista é denominada *Declared EEE Parts List* e deve conter no mínimo as seguintes informações: descrição genérica, número de identificação, encapsulamento, valor, tolerância, nível de qualidade, fabricante, especificação de referência (genérica/detalhada), nome do subsistema, quantidades, PAR se necessário.

A seleção do componente é de responsabilidade da contratada que deve considerar o desempenho do componente, tempo de vida, condições ambientais, material, qualidade, segurança, confiabilidade e os requisitos da missão na qual o componente será inserido. A contratada deve selecionar componentes do Grupo A; em caso de indisponibilidade do componente no Grupo A passa-se ao Grupo B; do mesmo modo caso não exista disponibilidade do componente no Grupo B passa-se ao Grupo C de modo que o Grupo D deve ser evitado e a preferência recai sobre os componentes do Grupo A. é importante ressaltar que para componentes classificados como grupo C ou D deve ser submetido ao INPE o *Parts Approval Request* (PAR).

O documento para Garantia da Qualidade da Missão classifica os componentes (elétricos, eletrônicos e eletromecânicos) em quatro grupos distintos, e são eles: 1) Grupo A: os componentes com qualificação de uso espacial listados no *Military Qualified Products List* (QPL), *ESA Qualified Parts List*, nível 1 da *NASA Parts Selection List* (NPSL) – classe V para circuitos integrados, classe K para híbridos ou ESA-PSS-01-608, JANS para semicondutores, nível R ou S para resistores e capacitores, nível B da *ESCC Specifications*, 2) Grupo B: os componente qualificados, porém não para uso espacial listados no nível 2 da *NASA Parts Selection List* (NPSL), ESA-PSS-01-603 – classe H para híbridos, classe Q para circuitos integrados, JANTXV para semicondutores, 3) Grupo C: os componente de uso militares com *screening* adicional aplicados as partes

classificadas como Grupo B e 4) Grupo D: componentes de uso “comercial” que já tenham sido aprovados e utilizados em outros programas espaciais adicionados de *screening* compatível as partes classificadas como grupo B.

Conforme apurado com a Engenheira Priscila Custódio de Matos do Laboratório de Qualificação e Confiabilidade de Componentes do Laboratório de Integração e Testes (LIT) do INPE, o processo para a aprovação de componentes, que não estão formalmente qualificados, para uso embarcados em produtos espaciais do INPE, começa com a emissão de um *Part Approval Request* (PAR) por parte do desenvolvedor do equipamento ou produto a ser utilizado em uma missão espacial; atualmente isto é feito por uma empresa externa ao INPE por meio da Engenharia e Tecnologia Espaciais do INPE, solicitando ao Laboratório de Qualificação e Confiabilidade de Componentes do Laboratório de Integração e Testes (LIT) a aprovação de uso do componente para a missão.

No *Part Approval Request* emitido pelo solicitante da qualificação, espera-se constar as seguintes informações: 1) projeto e subsistema no qual o componente será utilizado; 2) o número de identificação do componente (PN) e a descrição exata do componente, pois para os componentes não qualificados, faz-se necessário confrontar o número de identificação com a descrição exata do componente, para garantir que esteja sendo avaliado o componente correto. 3) o encapsulamento; 4) fabricante do componente e qual a sua localização, principalmente para 4.a) verificação da qualidade deste fabricante, se é um fabricante certificado para fabricação de componentes de uso espacial, se há histórico de fornecimento para programas espaciais. De fabricantes americanos espera-se a qualificação NASA e/ou MIL, e dos fabricantes europeus espera-se a qualificação da ESA; 4.b) verificação de possíveis restrições de exportação do componente; 5) a especificação a ser seguida pelo componente, a qual será comparada ao documentos de requisitos de garantia da qualidade do produto, específico da missão; 6) O grupo ao qual o componente pertence; 7) a justificativa do uso de tal componente – na maioria dos casos a justificativa de uso vem necessidade de uso de novas tecnologias de componentes; 8)

histórico de uso espacial do componente, pois a partir dos dados do histórico de uso espacial do componente, é possível verificar informações referentes às características das missões que o componente tenha sido submetido, informações tais como, a qual órbita o componente tenha sido utilizado, tempo de permanência do componente no espaço (duração da missão), possíveis níveis de radiação, faixa de operação térmica, a qual o componente tenha sido submetido, por exemplo, caso o solicitante esteja interessado em qualificar um componente para uso no Satélite Amazônia 1, um satélite de órbita baixa, e o componente já tenha sido utilizado na Estação Espacial Internacional (ISS), então entende-se que este já atende com os requisitos de órbita e tempo de exposição no espaço; e 9) a fonte de fornecimento do componente, pois o material pode existir, mas podendo não estar disponível para uso do INPE.

De posse do *Part Approval Request* emitido pelo solicitante, o Laboratório de Qualificação e Confiabilidade de Componentes do LIT, utiliza:

- 1) os documentos de requisitos de garantia da qualidade do produto específico da missão, para determinar os limites máximos e mínimos aos quais o componente deverá ser qualificado. Nota: o documento de requisitos de garantia da qualidade do produto utilizado pelos Programas CBERS 3 e 4 é o documento RB-PAD-0002, intitulado “*CBERS 3&4 Product Assurance Requirements*”, já o documento de requisitos de garantia da qualidade do produto utilizado pelo Programa Amazônia 1 é o Documento A850000-SPC-001, intitulado “*Amazônia 1 Payload Product Assurance Requirements Specification*”. Ambos os documentos apresentam as requisitos técnicos do componentes de todos os subsistemas na Seção Partes Elétricas, Eletrônicas e Eletromecânicas.
- 2) as normas que regem o componente quanto: 2.a) performance, normalmente baseada em uma norma MIL, tal como a MIL-PRF-38534 para Circuitos Integrados Híbridos e, 2.b) métodos de teste, também normalmente baseada em uma norma MIL, tal como a MIL-STD-883 que determina os métodos de testes que devem ser utilizados pelo fabricante para a qualificação Circuitos Integrados Híbridos por exemplo.

- 3) Documentação enviada pelo solicitante do PAR comprovando as informações reportadas como: disponibilidade, histórico/comprovação de uso, etc.

Com isto, por final o Laboratório de Qualificação e Confiabilidade de Componentes do LIT emite um *Part Approval Report* (PAR), informando ao solicitante da aprovação, quais serão os testes adicionais que o determinado componente deverá ser submetido, quais as análises que devem ser efetuadas para determinar a aprovação do componente.

Após a emissão do *Part Approval Report* o solicitante da qualificação do componente, faz a solicitação aos gestores do programa ao qual o componente será utilizado, para autorização de compra do componente, então de posse da autorização de compra do componente, o solicitante da qualificação pode prosseguir com a compra na qual está atrelada a realização dos testes de qualificação do componente, e por final, de posse dos relatórios de resultados da qualificação do componente o solicitante do PAR solicita ao INPE a autorização de uso do componente.

A qualificação de equipamentos de uso embarcados para sistemas aeronáuticos segue o Guia sobre Condições Ambientais e Procedimentos de Teste para Equipamentos Embarcados, documento RTCA DO-160 (1997), o qual criado para dar suporte à qualificação de hardware sob desenvolvimento para aplicação em projetos aeronáuticos.

O Guia RTCA DO-160 (1997), apresenta seu propósito já na introdução, e tal propósito é descrito como:

“to define a series of minimum standard environmental test conditions and applicable test procedures for airborne equipment. The purpose of these tests is to provide a laboratory means of determining the performance characteristics of airborne equipment in environmental conditions representative of those which may be encountered in airborne operation of the equipment.”

O guia RTCA DO-160 (1997), pode assegurar um grau de confiança suficiente do desempenho do componente, tal como a operação do mesmo em serviço, quando usado de forma combinada com os padrões de desempenho do equipamento.

Este guia é somente aplicável a hardware considerado complexo. Sendo assim, o guia RTCA DO-160 (1997), descreve Hardware Complexo como:

“the definition of complex hardware is exactly the complement of simple hardware, i.e., whenever it is not possible to determine a finite set of test to exhaustively test a hardware, it is considered complex.” Souza e Neto (2009).

De acordo com o INCOSE (2010), por Hardware Simples entende-se:

“A hardware item is identified as simple only if a comprehensive combination of deterministic tests and analyses appropriate to the design assurance level can ensure correct functional performance under all foreseeable operating conditions with no anomalous behavior.” INCOSE (2010).

A Tabela 4.3 abaixo demonstra cada uma das seções cobertas pelo documento DO-160, Condições Ambientais e Procedimentos de Teste para Equipamentos Embarcados:

Tabela 4.3 – As seções da DO-160 versus as condições ambientais e procedimentos de teste.

Seções DO-160E	Performance Characteristics Regarding	Seções DO-160E	Performance Characteristics Regarding
4	<i>Temperature and Altitude</i>	16	<i>Power Input</i>
5	<i>Temperature Variation</i>	17	<i>Voltage Spike</i>
6	<i>Humidity</i>	18	<i>Audio Frequency Susceptibility</i>
7	<i>Shock and Crash Safety</i>	19	<i>Induced Signal Susceptibility</i>
8	<i>Vibration</i>	20	<i>RF Radiated and Conducted Susceptibility</i>
9	<i>Explosive Atmosphere</i>	21	<i>RF Radiated and Conducted</i>

			<i>Emissions</i>
10	<i>Water Proofness</i>	22	<i>Lightning-induced Transient Susceptibility</i>
11	<i>Fluids Susceptibility</i>	23	<i>Lightning Direct Effects</i>
12	<i>Sands and Dust</i>	24	<i>Icing</i>
13	<i>Fungus Resistance</i>	25	<i>Electrostatic Discharge</i>
14	<i>Salt Fog</i>	26	<i>Fire, Flammability</i>
15	<i>Magnetic Effects</i>		

Fonte: RTCA DO-160 (1997).

4.2.4. Efeitos sobre Mudanças no Certificado de Tipo da Aeronave

No caso aeronáutico, no final do processo de modificação de um produto já utilizado por uma aeronave de fins civil, faz-se necessário revisar o Certificado de Tipo da Aeronave.

O Certificado de Tipo é emitido por uma Agência Internacional de Regulamentação da Aviação Civil para as empresas fabricantes de produtos aeronáuticos, após demonstrarem o cumprimento de um projeto particular de uma aeronave civil, um motor, ou uma hélice com os requisitos de aeronavegabilidade vigentes dos órgãos reguladores para a condução segura dos vôos sobre todas as condições normalmente concebíveis, FAA (2011). As Aeronaves produzidas sob um projeto com certificado de tipo é premiado com um Certificado Padrão de Aeronavegabilidade.

Qualquer mudança de um componente do sistema, considerada crítica (classificada como *Major Change*) ao projeto de um produto aeronáutico que já conte com um certificado de tipo, emitido por uma agência de aviação civil, requer que a modificação seja aprovada por um processo separado, seguindo normas, tais como a norma SAE ARP-4754 (1996) "*Certification Considerations for Highly Integrated or Complex Aircraft Systems*", e/ou as normas DOs, tais como a DO-160, DO178B, DO-254, etc. Uma vez que a mudança de um componente do sistema, considerada crítica seja aprovada, a Agência Internacional de Regulamentação da Aviação Civil poderá emitir: 1) um

Certificado de Tipo Suplemental (STC - do Inglês *Supplemental Type Certificate*), caso a empresa requisitando a nova certificação seja uma empresa diferente da empresa detentora do certificado de tipo original da aeronave, ou 2) um Certificado de Tipo Modificado (ATC – do Inglês *Amended Type Certificate*), caso a empresa requisitando a nova certificação seja a empresa detentora do certificado de tipo original da aeronave.

O STC ou o ATC é requerido para que a instalação de qualquer novo componente ou sistema certificado, sobre um produto aeronáutico certificado (aeronave civil, motor, ou hélice) seja aprovado por uma agência internacional de aviação civil.

A Agência Federal Americana de Aviação Civil (FAA) descreve o STC como:

“A Supplemental Type Certificate (STC) is a document issued by the Federal Aviation Administration approving a product (aircraft, engine, or propeller) modification. The STC defines the product design change, states how the modification affects the existing type design, and lists serial number effectivity. It also identifies the certification basis listing specific regulatory compliance for the design change. Information contained in the certification basis is helpful for those applicants proposing subsequent product modifications and evaluating certification basis compatibility with other STC modifications” FAA (2011).

O ATC é descrito como sendo o documento emitido pela Agência Federal Americana de Aviação Civil (FAA) dadas às seguintes condições:

“when the holder of the type certificate receives FAA approval to modify an aircraft design from its original design. An amended type certificate approves not only the modification, but also how that modification affects the original design” FAA (2011).

4.3. Propostas de Mitigação de tais Efeitos sobre o Ciclo de Vida do Projeto Aeroespacial, e sua suficiência

Como exposto anteriormente, este trabalho propõe-se a estudar algumas causas e casos da indisponibilidade de componentes e serviços e seus efeitos

sobre o ciclo de vida de um projeto aeroespacial, de forma a definir atividades que possam ser aplicadas ao longo dos processos de Gerenciamento de Riscos dos Projetos do INPE, tanto para os projetos em pleno desenvolvimento, quanto para projetos futuros.

Com isto, neste trabalho serão propostas duas abordagens de gerenciamento dos riscos da indisponibilidade de componentes e serviços sobre o ciclo de vida dos projetos da indústria aeroespacial brasileira, em especial aos projetos espaciais do INPE.

A primeira abordagem busca propor recomendações, alternativas e ações a serem tomadas para ajudar na mitigação dos efeitos de tais indisponibilidades sobre projetos aeroespaciais em fases de desenvolvimento ou operação, tais como os projetos do CBERS 3, 4 e da Plataforma Multimissão 1 e 2.

Já a segunda abordagem proposta, visa ajudar no desenvolvimento de requisitos a serem utilizados nas fases iniciais de projetos futuros, tais como o Projeto do Satélite Geoestacionário Brasileiro sendo concebido pela empresa nacional Visiona, com o intuito de evitar, já nas fases iniciais do desenvolvimento dos projetos aeroespaciais, que tais projetos sofram com algum dos efeitos de possíveis causas e casos da indisponibilidade de componentes e serviços.

As duas abordagens de gerenciamento dos riscos da indisponibilidade de componentes e serviços sobre o ciclo de vida de um projeto aeroespacial propostos neste trabalho serão denominadas como:

1. Gerenciamento dos Riscos da Indisponibilidade de Componentes e Serviços de forma Reativa;
2. Gerenciamento Riscos da Indisponibilidade de Componentes e Serviços de forma Proativa.

O gerenciamento reativo de riscos da indisponibilidade de componentes e serviços será apresentado no Capítulo 5 deste trabalho, por se tratar da

abordagem que visa ajudar na mitigação dos efeitos da indisponibilidade de componentes e serviços sobre o ciclo de vida do produto. Por sua vez, o gerenciamento proativo de riscos da indisponibilidade de componentes e serviços será apresentado no Capítulo 6 deste trabalho, por se tratar da abordagem que visa ajudar no desenvolvimento de requisitos futuros com o objetivo de evitar a indisponibilidade de componentes e serviços sobre o ciclo de vida do produto, Figura 4.18.

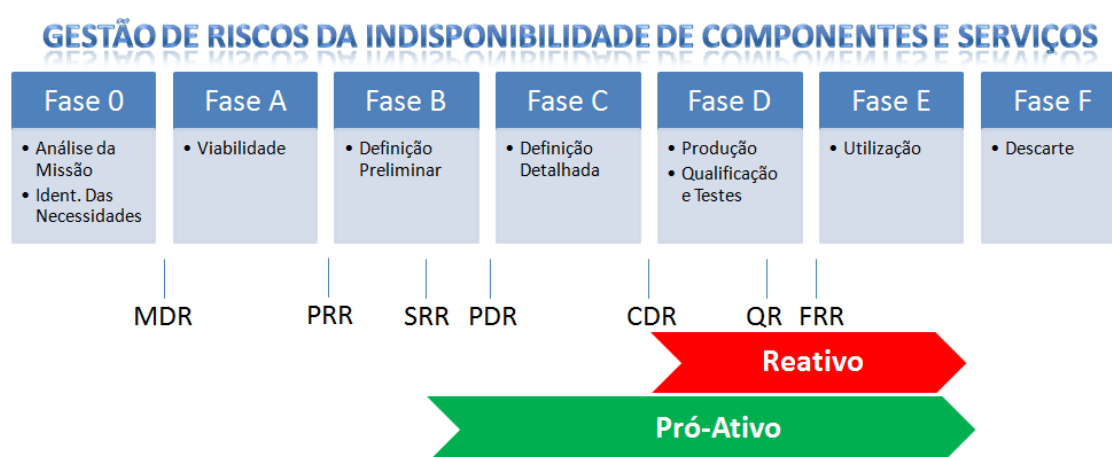


Figura 4.18: Gerenciamento dos Riscos da Indisponibilidade de Componentes e Serviços.

Estas abordagens de gerenciamento dos riscos da indisponibilidade de componentes e serviços a fim de mitigar ou evitar algum efeito sobre o ciclo de vida de um projeto aeroespacial precisam estar alinhadas com o mapa de desenvolvimento de tecnologias e com as estratégias de implementação de tais tecnologias sobre os projetos aeroespaciais em execução e futuros.

5. GERENCIAMENTO REATIVO DE RISCOS DA INDISPONIBILIDADE DE COMPONENTES E SERVIÇOS

Neste capítulo do trabalho será apresentada à primeira abordagem proposta para o gerenciamento dos riscos da indisponibilidade de componentes e serviços sobre o ciclo de vida de um projeto aeroespacial, o Gerenciamento Reativo de Riscos da Indisponibilidade de Componentes e Serviços.

O gerenciamento reativo de riscos da indisponibilidade de componentes e serviços sobre o ciclo de vida projeto aeroespaciais, vem do fato de haver projetos atualmente em etapas avançadas da Fase D do seu ciclo de vida, ou seja, nas fases finais de fabricação, integração e testes, tanto no INPE, como em empresas nacionais da indústria aeroespacial, que não planejam nenhuma forma de avaliação de riscos contra possíveis causas e efeitos da indisponibilidade de componentes e serviços sobre o ciclo de vida do projeto em desenvolvimento, em seu Plano ou Política de Gestão de Riscos. Com isto, tais projetos não apresentam nenhuma forma planejada de mitigação de riscos para o caso de alguma causa da indisponibilidade de componentes ou serviços venha se concretizar ao longo do ciclo de vida deste projeto, deixando a critério dos gestores do projeto as ações a serem tomadas para cada efeito causado por alguma indisponibilidade. Sendo assim, o gerenciamento reativo de riscos da indisponibilidade de componentes e serviços sobre o ciclo de vida de projetos aeroespaciais tem como propósito estabelecer atividades que possam ser aplicadas ao longo dos processos de Gerenciamento de Riscos dos Projetos em pleno desenvolvimento, a fim de ajudar na mitigação dos efeitos de tais indisponibilidades sobre o ciclo de vida do produto final.

Como exemplificado no Capítulo 4 deste trabalho, a grande maioria dos casos da indisponibilidade de componentes e serviços do INPE se deram devido à obsolescência de componentes ou impedimentos políticos no ato da aquisição de componentes. Sendo assim, os esforços deste trabalho irão se concentrar em uma solução para casos da indisponibilidade de componentes e serviços causados exatamente por obsolescência de componentes ou impedimentos políticos no ato da aquisição de componentes.

Dadas as dificuldades e os altos custos para realizar qualquer modificação sobre o *design* dos projetos em pleno curso de desenvolvimento, dentre as atividades propostas a serem aplicadas ao longo dos processos de Gerenciamento de Riscos dos Projetos do INPE, como forma de gerenciamento reativo de riscos da indisponibilidade de componentes e serviços, está o desenvolvimento de uma Política de Gestão de Componentes por parte do Instituto, a qual necessariamente deverá incluir diretrizes de detecção e notificação da indisponibilidade de componentes, dado que o foco inicial da solução será exatamente sobre a disponibilidade de componentes e os impedimentos políticos no ato da aquisição de componentes, e uma lista de ações recomendadas no nível de produtos ou serviços, que tenha como objetivo direcionar a solução dos casos de indisponibilidade de componentes.

Com a implementação de uma Política de Gestão de Componentes no INPE que promova as melhores práticas de forma comum a todos os projetos, espera-se o aumento do valor agregado aos projetos aeroespaciais desenvolvidos pelo INPE através de processos que:

- Promovam a padronização entre projetos;
- Aumentem a intercambiabilidade, confiabilidade e disponibilidade de componentes;
- Deem suporte às reuniões de tomadas de decisões de projetos, visando à melhoria da execução de projetos;
- Deem suporte à seleção e qualificação de novos componentes;
- Forneça compatibilidade com ambientes e tendências da indústria;
- Reduzam custos e melhorem a qualidade dos projetos.

O documento com as Políticas de Gestão de Componentes deve ser único e aprovado pela diretoria de projetos do INPE; porém, sua aplicabilidade por

projeto poderá ocorrer em momentos distintos para cada projeto, dadas as diferentes fases de execução de cada projeto.

5.1. Estado Atual do Gerenciamento de Riscos da Indisponibilidade de Componentes e Serviços

Em pesquisa realizada com a ajuda da Engenheira Priscila Custódio de Matos do Departamento de Qualificação e Confiabilidade de Componentes do Laboratório de Integração e Testes (LIT) do INPE, verificou-se que, atualmente, o Departamento de Qualificação e Confiabilidade de Componentes do LIT não possui nenhum Plano de Gestão de Riscos da Indisponibilidade de Componentes e Serviços; e que os casos da indisponibilidade de componentes e serviços são tratados caso a caso, de forma reativa; ou seja, dada a ocorrência de uma causa da indisponibilidade de componentes e serviços, os profissionais do Departamento de Qualificação e Confiabilidade de Componentes, junto com representantes dos times de engenharia e gestores de projetos responsáveis pelos sistemas e/ou subsistemas afetados são responsáveis por desenvolver uma solução para mitigar ou evitar os efeitos de tal indisponibilidade sobre tais sistemas e/ou subsistemas afetados, tendo como base a experiência das pessoas envolvidas no projeto.

Ao longo da realização da pesquisa dos casos de indisponibilidades de componentes utilizados em projetos espaciais recentes do INPE, os quais geraram ao menos um efeito sobre o produto final no qual o componente era utilizado, foi iniciado por aquele Departamento o cadastro dos componentes em estado de obsolescência por projeto. Por exemplo, a Tabela 5.1 abaixo apresenta os componentes obsoletos utilizados no Projeto Amazônia 1, cadastrados até a data de 25 de Fevereiro de 2013. O mesmo cadastro vem sendo realizado para os componentes obsoletos utilizados no Projeto CBERS.

Tabela 5.1 - Relações de componentes obsoletos utilizados no Projeto Amazônia 1 cadastrados até a data de 25 de Fevereiro de 2013 pelo Departamento de Qualificação e Confiabilidade de Componentes do Laboratório de Integração e Testes (LIT).

SPEC	PART NUMBER	PACKAGE	MANUFACTURER	RADIATION LEVEL (A850000-PRR-01/02 SEE 8.4.2)	GROUP (A850000-PRR-01/02 SEE 8.4.1.2)	PAR	TOTAL QUANTITY	REMARKS
MIL-PRF-38535	5962R9567901VCC	Dual-in-line, wide	ST MICRO	1 x 10 ⁵ Rad (Si)	A	SEE REMARKS		Pay attention at END OF LIFE DATE 11/13/2011.
MIL-PRF-38535	5962R9568101VCC	Dual-in-line, wide	ST MICRO	3 x 10 ⁵ Rad (Si)	A	NECESSARY		Pay attention at END OF LIFE DATE 07/12/2004.
MIL-PRF-38535	5962R9579301VRC	Dual-in-line, wide	NONE	1 x 10 ⁵ Rad (Si)		SEE REMARKS		Pay attention at END OF LIFE DATE 02/06/2007.
MIL-PRF-38535	5962R0053801VXC	Flat pack	INTERSIL	1 x 10 ⁵ Rad (Si)	A	SEE REMARKS		END OF LIFE DATE 12/30/2011.
ESCC-4005/003	400500303B1000A5	MSM08A SIL8	VISHAY	N/A	A			ESCC-4005/003 IS RETIRED. MIL-PRF-83401 IS AVAILABLE.
ESCC-4005/003	400500303B1960G5	MSM08A SIL8	VISHAY	N/A	A			ESCC-4005/003 IS RETIRED. MIL-PRF-83401 IS AVAILABLE.

Fonte: INPE.LIT (2013).

Já o Serviço de Garantia do Produto (SGT) do LIT, utiliza uma política de melhores práticas, que visa listar via contrato formal junto à empresa fornecedora de qualquer subsistema, a responsabilidade que o subsistema venha atender a todo o ciclo de vida do projeto.

5.2. Proposta de Gerenciamento Reativo de Riscos da Indisponibilidade de Componentes e Serviços

Na Política de Gestão de Componentes proposta com o Plano de Gerenciamento Reativo de Riscos da indisponibilidade de componentes e serviços, o primeiro passo é a detecção da indisponibilidade de componentes utilizados nos projetos do INPE. Para isto, faz-se necessário: 1) um banco de dados para controle de componentes no estoque e nas diversas etapas produtivas do INPE; 2) um banco de dados que mapeie os componentes utilizados por projeto; e 3) dentro do projeto, faz-se necessário mapear o uso destes componentes por sistema, subsistema e, então, por equipamento do subsistema. Assim, dada à detecção da indisponibilidade de um componente,

seriam facilmente listados todos os equipamentos, subsistemas e então sistemas impactados por projetos do INPE.

No cadastro do componente, faz-se necessário detalhar uma classificação para a dificuldade da substituição do componente cadastrado. Esta classificação da dificuldade da substituição do componente, precisa refletir a maior dificuldade dentre as possibilidades de uso do componente, uma vez que um componente pode ser facilmente substituído em um equipamento de um subsistema, porém a dificuldade de substituição do mesmo componente pode ser maior para outro equipamento, o qual pode estar instalado no mesmo ou em outro subsistema, até mesmo de outro projeto.

Ainda no cadastro de componente, recomenda-se o cadastro de ao menos um componente alternativo por componente cadastrado. O componente alternativo obrigatoriamente precisa cumprir com todos os requisitos do componente cadastrado.

Este trabalho propõe que o nível de classificação para a dificuldade da substituição do componente seja definido em dois níveis:

- Componentes de difícil substituição; e
- Componentes de fácil substituição.

Componentes com classificação igual a “componentes de fácil substituição” usualmente são componentes eletrônicos básicos, tais como: conectores, resistores, capacitores, indutores, diodos e transistores de sinais simples. Eles:

- 1) são componentes de fácil substituição por componentes alternativos diretos;
- 2) não requerem readequação do projeto, pois não afetam as características físicas, de interface, ou funcionais do equipamento;
- 3) precisam ser qualificados antes do uso em aplicações espaciais, porém não requerem nenhuma forma de requalificação do equipamento, ou produto superior e
- 4) requerem testes mínimos de validação do equipamento, sistema ou produto superior.

Componentes com classificação igual a “componentes de difícil substituição” usualmente são componentes eletrônicos não básicos, tais como: Microprocessadores, Módulos Processadores, Aceleradores Gráficos, Dispositivos de Memória, FPGAs, PLDs, PALs, Transistores de RF, componentes analógicos com alta performance, tais como componentes analógicos com baixo nível de ruído, etc. Eles: 1) são componentes que, para serem substituídos por um componente alternativo, requerem readequação do equipamento ou produto onde ele se encontra instalado, por se diferenciar ao menos em uma característica, seja ela, física, de interface, ou funcional do componente substituto; 2) também precisam ser qualificados antes ao uso em aplicações espaciais; 3) irão requerer alguma forma de requalificação, verificação e validação do equipamento, sistema ou produto superior.

Definida a classificação quanto ao nível de dificuldade da substituição do componente, pela solução proposta pela abordagem de gerenciamento reativo da indisponibilidade de componentes e serviços, faz-se necessário definir um período de tempo referente ao tempo mínimo de segurança de estoque, o qual necessariamente precisa ser suficiente para reprojetar o equipamento, utilizando um componente substituto caso um dado componente venha sobre com algum caso de indisponibilidade. O tempo mínimo de segurança de estoque para um componente, obrigatoriamente precisa levar em consideração o tempo de reprojetar e de qualificação do equipamento, subsistema e sistema mais crítico onde o componente está instalado, e caso aplicável o tempo estimado para certificação o equipamento, subsistema e sistema mais crítico.

Por exemplo, um componente de difícil substituição de um FCC – Computador de Controle das Superfícies de Comando de uma aeronave precisa de uma margem de segurança de estoque de, no mínimo, cinco (5) anos, dado o tempo necessário de reprojetar, qualificação e certificação de uma nova unidade para uso em uma determinada aplicação. Este mesmo componente pode ser utilizado em outro equipamento de outro subsistema, com a mesma classificação quanto à dificuldade da substituição do componente, porém necessitando de uma margem de segurança de estoque inferior.

É importante ressaltar no exemplo acima que, embora haja diferença nas margens de segurança de estoque requeridas para ambas as aplicações, dado que o componente é utilizado em mais de uma aplicação, a contabilidade do número de componentes necessário por ano precisa levar em consideração o uso do componente em todas as suas aplicações. Por isto, explica-se a importância do cadastro correto de todos os componentes utilizados em cada equipamento, de todos os subsistemas e de todos os sistemas de todos os projetos do INPE ou da empresa utilizando esta proposta de solução para o gerenciamento reativo de riscos da indisponibilidade de componentes e serviços.

A sugestão do uso da escala em anos vem do fato de que os projetos da indústria aeroespacial são de longo ciclo de duração.

A Tabela 5.2 apresenta uma primeira estimativa demonstrado por uma legenda de cores proposta para a fácil visualização das classes de tempo de estoque requerido para cada componente dependendo da classificação do componente, quanto à dificuldade da substituição do componente. Nela, a área classificada como verde (*Minor*) indica 100% ou mais do tempo de segurança de estoque mínimo requerido para o componente dado à classificação quanto dificuldade da substituição do componente. A área classificada como amarela (*Major*) indica entre 99% e 60% do tempo de segurança de estoque mínimo requerido para o componente dado à classificação quanto dificuldade da substituição do componente. E a área classificada como vermelha (*Hazardous*) indica menos de 60% do tempo de segurança de estoque mínimo requerido para o componente dado à classificação quanto dificuldade da substituição do componente.

Tabela 5.2 - Legenda de Cores – Tempo de Estoque por Dificuldade de Substituição.

Componentes	Classificação	Minor	Major	Hazardous
Componente 1 “Processador”	Tempo de Estoque	> 5 Anos	de 3 a < de 5 Anos	< 3 Anos
	Dificuldade de Substituição	Difícil de Substituir	Difícil de Substituir	Difícil de Substituir
Componente 2 “Amplificador Operacional”	Tempo de Estoque	> 2 Anos	de 1 a < de 2 Anos	< 1 Ano
	Dificuldade de Substituição	Fácil de Substituir	Fácil de Substituir	Fácil de Substituir

Seguindo a legenda de cores proposta na Tabela 5.2, enquanto o componente estiver na zona verde de classificação, nenhuma medida necessitará ser tomada do ponto de vista do gerenciamento reativo de riscos da indisponibilidade de componentes e serviços, porém uma vez que o componente atinja a zona amarela de classificação e o departamento de compra de componentes, no caso do INPE o Departamento de Qualificação e Confiabilidade de Componentes do LIT, determinar que o componente não se encontre disponível para aquisição do mercado, seja por fim do tempo do ciclo de vida do componente ou por algum impedimento político, faz-se necessário que uma notificação seja enviada a todos os gestores dos projetos, sistemas, subsistemas e equipamentos afetados, pois alguma ação deverá ser tomada a tempo para que nenhum dos projetos afetados pela indisponibilidade do componente sofra com algum efeito da tal indisponibilidade.

Uma vez que o componente atinja a zona vermelha de classificação, espera-se que a solução definida após a notificação da zona amarela já esteja em curso e que o equipamento ou equipamentos afetados tenham um equipamento substituto disponível a tempo, e que o equipamento substituto atenda a todos os requisitos do equipamento a ser substituído. Não deve existir nenhuma restrição quanto ao equipamento substituto atender algum requisito novo quando comparado ao equipamento a ser substituído. Este trabalho propõe que a proposta de solução para todos os equipamentos afetados pela

indisponibilidade do componente seja definida em um período de até 5% do tempo de segurança de estoque mínimo requerido para o componente, por exemplo, 3 meses para um componente com tempo de segurança de estoque mínimo requerido de 5 anos; ou 1 mês e 6 dias para um componente com tempo de segurança de estoque mínimo requerido de 2 anos.

Dentre os tipos de soluções possíveis para substituição de componentes em um equipamento de um subsistema/sistema, conhecidas pelas melhores práticas e propostas neste trabalho estão:

- A substituição com um componente alternativo que atenda a todos os requisitos do componente substituído. Tal substituição normalmente requer testes mínimos do equipamento e do subsistema/sistema instalado; Nota: nesta classificação usualmente aparecem componentes de mesma especificação de diferentes fornecedores.
- Uma solução, onde a qualificação pode se dar pela similaridade entre o componente substituído e o componente substituto; Nota: nesta classificação usualmente aparecem componentes de uma mesma geração, porém desenvolvidos por empresas distintas, ex. Microprocessadores x86 da Intel e AMD.
- Uma solução que requeira verificação parcial das funções de hardware ou software do(s) subsistema(s) e/ou sistemas superiores, com necessidade de requalificação parcial do equipamento modificado;
- Uma solução que requeira a verificação parcial das funções de hardware do(s) subsistema(s) e sistemas superiores mais a requalificação completa do equipamento modificado;
- Uma solução que requeira a verificação total das funções de hardware do(s) subsistema(s) e sistemas superiores mais a requalificação completa do equipamento modificado;

- Uma solução que requeira a verificação total das funções de hardware e software do(s) subsistema(s) e sistemas superiores mais a requalificação completa do equipamento modificado;

Para a Indústria Aeronáutica, provavelmente com exceção do primeiro tipo de solução, as demais necessitarão de alguma forma de certificação da modificação.

Componentes com classificação de difícil substituição quanto à classificação da dificuldade de substituição normalmente se encaixam nos dois últimos tipos de solução.

Dados os tipos de soluções possíveis, é possível definir o tempo mínimo e máximo requerido para desenvolver uma solução de substituição de componente para cada equipamento. Este tempo é definido com base no segmento da indústria, no tipo de projeto em desenvolvimento, nos tipos de equipamentos e na experiência e capacidade de desenvolvimento de cada empresa. Portanto, estes tempos serão sempre diferentes para cada empresa. E este fato nos remete à necessidade do controle exato do tempo e recursos utilizados no desenvolvimento de cada projeto e nas diferentes etapas dos projetos.

A partir do tempo máximo de desenvolvimento requerido para cada tipo possível de solução, podemos definir o tempo de segurança de estoque com uma margem de segurança. Esta margem de segurança pode variar de projeto para projeto, porém este trabalho sugere que nunca seja inferior a 30%.

A Tabela 5.3 apresenta tempos estimados para o desenvolvimento de cada tipo de solução para substituição de componentes em equipamentos com as diferentes classificações de dificuldades de substituição de componentes com o tempo de segurança de estoque mínimo calculado com uma margem de segurança de 30%, apenas para apresentação do conceito.

Tabela 5.3 – Tempos de Desenvolvimento e Mínimo de Estoque para substituição de componentes em equipamentos aeronáuticos.

Componentes	Dificuldade de Substituição do Componente	Solução	Tempo de Desenvolvimento (Meses)		Tempo Mínimo de Estoque (TME)
			Mín.	Max	30% Margem
Componente 1	Não	Componente Alternativo - Testes Mínimos. Sem Qualificação.	NA	2	3
Componente 2	Não	Solução - Qualificação por similaridade	NA	3	4
Componente 3	Não	Solução - Requalificação completa	NA	5	6
Componente 4	Não	Solução - Verificação da Parc. das Funções de HW + Requalificação	NA	6	8
Componente 5	Sim	Solução - Verificação da Funções de HW + Requalificação	12	24	30
Componente 6	Sim	Solução - Verificação da Funções de SW/HW + Requalificação	24	36	45

A partir dos dados definidos na Tabela 5.3, podemos apresentar a segunda estimativa demonstrando a Legenda de Cores de Estoque por Dificuldades de Substituição exemplificada na Tabela 5.2 e apresentada na Tabela 5.4 componente a componente.

Tabela 5.4 - Legenda de Cores – Estoque Por Dificuldade de Substituição vs. Tempos de Desenvolvimento e Mínimo de Estoque.

Coeficiente de Disponibilidade de Estoque Tempo de Desenvolvimento vs. Data de Run-out (meses)			Dificuldade de Substituição do Componente	Solução	Tempo de Desenvolvimento (meses)		Tempo Mínimo de Estoque (TME)
> 99% do TME	de 60% a 99%	< 60% do TME			Mín	Máx	30% Margem
>=2.97	1.8 a 2.97	< 1.8	Não	Componente Alternativo - Testes Mínimos. Sem Qualificação.	NA	2	3
>=3.96	2.4 a 3.96	< 2.4	Não	Solução - Qualificação por similaridade	NA	3	4
>=5.94	3.6 a 5.94	< 3.6	Não	Solução - Requalificação completa	NA	5	6
>=7.92	4.8 a 7.92	<4.8	Não	Solução - Verificação da Parc. das Funções de HW + Requalificação	NA	6	8
>=29.7	18 a 29.7	<18	Sim	Solução - Verificação da Funções de HW + Requalificação	12	24	30
>=44.55	27 a 44.55	<27	Sim	Solução - Verificação da Funções de SW/HW + Requalificação	24	36	45

5.3. Aplicação do Método: Guia Prático de Uso

Este capítulo apresenta um guia de uso prático para o gerenciamento dos riscos da indisponibilidade de componentes e serviços sobre o ciclo de vida de um projeto aeroespacial pela abordagem do gerenciamento reativo de risco da indisponibilidade de componentes e serviços.

Para aumentar a eficiência do uso do gerenciamento reativo de risco da indisponibilidade de componentes e serviços, este guia recomenda fazer uso desta abordagem seguindo os passos listados:

1. Prepare/adeque o sistema de gerenciamento de ativos da empresa para o uso do gerenciamento reativo de risco da indisponibilidade de componentes e serviços.
 - a. A Empresa precisa garantir a disponibilidade de um sistema de gerenciamento de ativos que seja capaz de registrar todos os componentes utilizados nos diversos projetos da empresa, mapeando cada componentes em uso todas e quaisquer fases do desenvolvimento de cada um dos projetos em execução.
 - b. Tal sistema precisa ser capaz de mapeas todos os componentes em uso por projeto em desenvolvimento, identificando cada equipamento de cada um dos subsistemas utilizando um dado componente.
 - c. Deve ser atribuído ao sistema de gerenciamento de ativos a atualização automática da situação quanto a Legenda de Cores proposta pela abordagem do gerenciamento reativo de risco da indisponibilidade de componentes e serviços para cada componente cadastrado.
 - d. E tal sistema, deve ser capaz de gerar notificações automáticas para todos os componentes que venham entrar na área

classificada como amarela (*Major*) ou na área classificada como vermelha (*Hazardous*).

2. Defina o nível de classificação quanto à dificuldade da substituição do componentes sob avaliação.
3. Avalie o escopo de desenvolvimento de uma solução de substituição do componente sob avaliação, caso este venha se tornar indisponível. Desta avaliação é definido o tempo de segurança de estoque para o componente sob avaliação.
 - a. O tempo de segurança de estoque para um dado componente tem que ser tempo suficiente para disponibilizar um componente substituto em caso de indisponibilidade do componente. O tempo de segurança de estoque inclui o tempo necessário para a qualificação do componente, e o tempo de integração e qualificação do novo equipamento desenvolvido, caso aplicável.
 - b. Ao término da avaliação do escopo de desenvolvimento da solução de substituição do componente sob avaliação, espera-se que sejam conhecidos os tempos máximo e mínimo para o desenvolvimento de ao menos uma solução de substituição do componente sob avaliação.
 - c. Para o caso de múltiplas soluções de substituição do componente sob avaliação, considere o pior dos casos de tempo máximo.
 - d. O tempo máximo de desenvolvimento da solução, acrescido da margem de segurança do estoque resulta no tempo de segurança de estoque do componente sob avaliação.
4. Atualize o cadastro ou cadastre dos componentes no banco de dados do sistema de gerenciamento de ativos, incluindo a classificação quanto à dificuldade de substituição do componente e os tempos máximo e

mínimo para o desenvolvimento da solução de substituição do componente sob avaliação.

- a. Garanta o cadastro atualizado no banco de dados da empresa para todos os componentes disponíveis para uso por parte da empresa, incluindo tanto os componentes disponíveis no estoque, quanto os componentes disponíveis nas diversas etapas produtivas da empresa.

O Fluxograma abaixo, Figura 5.1, mostra a sequência normal de atividades proposta para o gerenciamento reativo de risco da indisponibilidade de componentes e serviços:

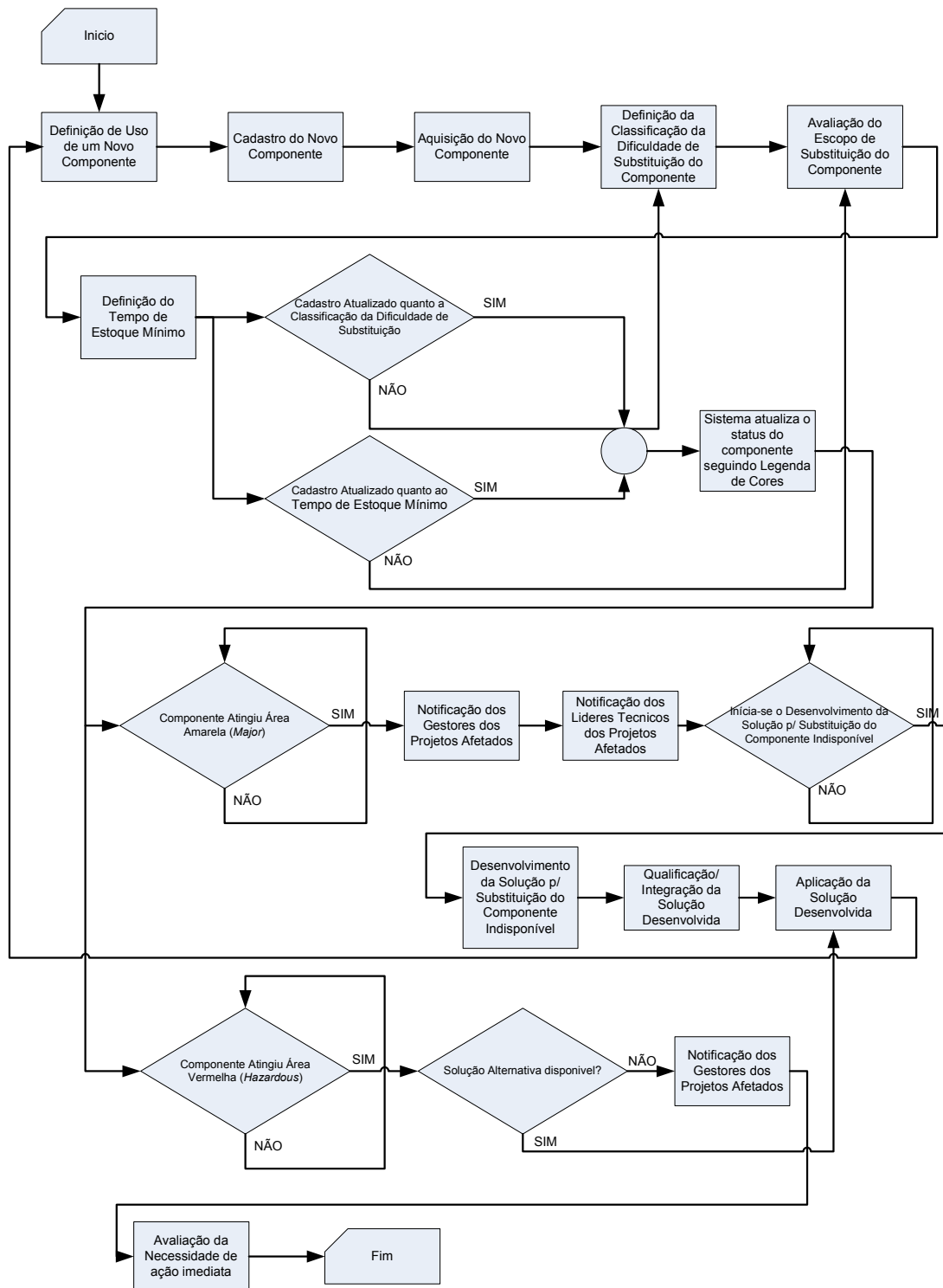


Figura 5.1: Fluxograma de atividades do gerenciamento relativo de risco da indisponibilidade de componentes e serviços.

6. GERENCIAMENTO PROATIVO DE RISCOS DA INDISPONIBILIDADE DE COMPONENTES E SERVIÇOS.

Neste capítulo do trabalho será apresentada à segunda abordagem proposta para o gerenciamento dos riscos da indisponibilidade de componentes e serviços sobre o ciclo de vida de um projeto aeroespacial, o Gerenciamento Proativo de Riscos da Indisponibilidade de Componentes e Serviços.

Conforme apresentado no Capítulo 4.3 deste trabalho, o Gerenciamento Proativo de Riscos da Indisponibilidade de Componentes e Serviços sobre o ciclo de vida projeto aeroespaciais, é uma proposta moderna de gerenciamento de riscos da indisponibilidade de componentes e serviços. Ela tem como objetivo avaliar as possíveis causas e efeitos da indisponibilidade de componentes e serviços sobre o ciclo de vida de projetos aeroespaciais, ainda nas fases da definição das especificações técnicas do projeto, a fim de que sejam tomadas ações ainda nas fases iniciais do desenvolvimento do projeto. Estas visam evitar as causas e, portanto os efeitos da indisponibilidade de componentes e serviços sobre o ciclo de vida do projeto aeroespacial, antecipando para as fases iniciais do projeto, discussões que usualmente vêm ocorrendo somente em fases avançadas do desenvolvimento de projetos aeroespaciais.

A abordagem de gerenciamento proativo de riscos da indisponibilidade de componentes e serviços proposta neste trabalho recomenda que, além da Política de Gestão de Componentes proposta pela abordagem de gerenciamento reativo de riscos da indisponibilidade de componentes e serviços, apresentada no capítulo 5 deste trabalho, o INPE e as empresas nacionais venham desenvolver um Plano de Resposta aos Riscos da Indisponibilidade de Componentes e Serviços, que vise avaliar todas as possíveis causas da indisponibilidades de componentes e serviços que possam ser enfrentados por novos projetos, ao longo do seu ciclo de vida, a fim de identificar, ainda nas fases iniciais de desenvolvimento do projeto, possíveis necessidades de novos requisitos de sistemas para evitar que o projeto sofra

com alguma indisponibilidade de componentes e serviços ao longo de seu ciclo de vida.

As atividades deste plano de resposta aos riscos das possíveis causas da indisponibilidades de componentes e serviços e seus efeitos sobre o ciclo de vida do projeto em desenvolvimento devem ser realizadas nas fases iniciais do desenvolvimento do projeto, e este trabalho propõe que estas atividades sejam realizadas entre a Revisão dos Requisitos de Sistemas (SRR) e a Revisão Preliminar do Projeto (PDR), mostrados na Figura 2.3, exatamente por se tratar onde estão sendo escritos os documentos de requisitos de sistemas, pois espera-se que, de tal avaliação saiam novos requisitos de sistemas ou de componentes de sistemas que tenham por objetivo evitar qualquer indisponibilidade futura de componentes e serviços.

Como exposto no Capítulo 5 deste trabalho, dado que a grande maioria dos casos da indisponibilidade de componentes e serviços do INPE se deram devido à obsolescência de componentes ou impedimentos políticos no ato da aquisição de componentes, os esforços deste trabalho irão se concentrar em uma solução para casos da indisponibilidade de componentes e serviços causadas somente por obsolescência de componentes ou impedimentos políticos no ato da aquisição de componentes.

Com a implementação de um plano de resposta aos riscos da indisponibilidade de componentes e serviços para os projetos futuros do INPE, que promova as melhores práticas de forma comum a todos os projetos, espera-se a diminuição do custo total da posse do sistema causados pelo desenvolvimento de soluções técnicas a fim de atender alguma correção ou mitigação necessária, devido a algum efeito de possíveis causas da indisponibilidade de componentes e serviços.

6.1. Proposta de Gerenciamento Proativo de Riscos da Indisponibilidade de Componentes e Serviços

No Plano de Resposta aos Riscos da Indisponibilidade de Componentes e Serviços proposto como forma de gerenciamento proativo de riscos da indisponibilidade de componentes e serviços, o primeiro passo é a identificação dos riscos da indisponibilidade de componentes utilizados em projetos futuros do INPE, através da realização de uma análise qualitativa do efeito da indisponibilidade de um ou mais componentes após o início da fase de fabricação ou operação do produto aeroespacial final.

Para isto, propõe-se realizar uma avaliação criteriosa de cada equipamento utilizado por cada um dos sistemas do projeto aeroespacial em desenvolvimento, realizando uma análise qualitativa, levando em consideração quão grande seria o esforço para o desenvolvimento de um novo equipamento, substituto futuro, caso o equipamento atual venha sobre algum efeito quanto à indisponibilidade de um ou mais componentes após o início da fase de fabricação ou operação do produto aeroespacial final.

Nesta análise qualitativa de cada equipamento, propõe-se considerar as seguintes parcelas, mostrados na Figura 6.1:

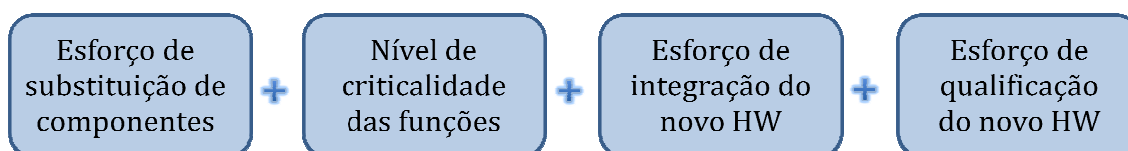


Figura 6.1: Parcelas para a análise qualitativa do efeito da Indisponibilidade de componente no projeto em desenvolvimento.

Abaixo é apresentada uma descrição detalhada sobre as parcelas mencionados na Figura 6.1.

6.1.1. Esforço de Substituição de Componentes

Na análise do esforço necessário para a substituição de um ou mais componentes em um reprojeto futuro propõe-se realizar uma avaliação dos tipos de componentes eletrônicos que são utilizados por cada um dos equipamentos de arquitetura de sistemas em desenvolvimento, com o intuito de definir uma estimativa de esforço para a substituição dos componentes mais complexos de cada equipamento. Para esta análise propõe-se concentrar a análise sobre os componentes apresentados no capítulo 5, como os “componentes de difícil substituição”. Por exemplo, se o equipamento possui algum componente que possa requer um esforço considerável para substituição, tais como: a readequação do firmware de um PLD ou um ASIC, ou a readequação do sistema operacional utilizado para compatibilidade do equipamento com um novo processador.

O conceito de dificuldade de substituição de componentes utilizado neste trabalho é apresentado no Capítulo 5.2.

Nem todos os componentes de difícil substituição são utilizados em funções com o nível de criticalidade elevada. Porém, componentes utilizados para a execução de funções com o nível de criticalidade elevada sempre serão componentes com elevada dificuldade de substituição.

A parcela do esforço de substituição de componentes representa todas as atividades: 1) técnicas, administrativas e logísticas para determinar e adquirir o componente substituto a ser utilizado, 2) técnicas de hardware e software para a instalação adequada do componente substituto no equipamento aeroespacial e 3) de desenvolvimento da documentação aplicável ao novo protótipo, com informações técnicas pertinentes, que serão utilizadas pelos times que realizarão as atividades de integração e qualificação do novo equipamento.

A Tabela 6.1 apresenta a escala qualitativa para os esforços de substituição dos componentes, com uma estimativa de tempo para a realização: 1) da substituição de componentes eletrônicos, 2) a verificação dos componentes

eletrônicos substituídos (verificação no nível de equipamento) e 3) a geração da documentação aplicável, de acordo com a escala de esforço proposta abaixo, para unidades protótipos ou de engenharia dos equipamentos utilizados pela arquitetura de sistemas apresentada na Figura 4.13.

Tabela 6.1 – Escala do Esforço de Substituição de Componentes.

Esforço de Substituição de Componentes		
Parcela	Descrição	Tempo
1	Fácil de Substituir	1 a 4 meses
3	Esforço Razoável para Substituir	2 a 6 meses
5	Difícil de Substituir	6 a 12 meses
Atividades + Artefatos		
Prototipagem + Verificação de HW (Nível de Produto) + Documentos		

6.1.2. Nível de Criticalidade das Funções do Equipamento

O nível de criticalidade das funções do equipamento em questão vem do *System Safety Assessment* (SSA) do(s) sistema(s) no(s) qual(is) o equipamento é utilizado. O nível de criticalidade das funções do equipamento sob análise está diretamente relacionado com o tempo e com os recursos que serão necessários para realizar as atividades de desenvolvimento, verificação, validação, integração, qualificação e certificação do novo equipamento no futuro.

Os conceitos de Nível de Criticalidade do Sistema e o de Nível de Garantia de Projeto utilizado neste trabalho são apresentados na Tabela 4.1.

A parcela do nível de criticalidade das funções do equipamento representa todas as atividades de desenvolvimento e aprovação da documentação para apoio ao desenvolvimento, qualificação e certificação do novo equipamento.

A Tabela 6.2 apresenta a escala qualitativa para os níveis de criticalidade das funções do equipamento sob análise, com uma estimativa de tempo para a realização das atividades de suporte ao desenvolvimento e aprovação da documentação necessária para apoio ao desenvolvimento do novo equipamento.

Tabela 6.2 – Escala do Nível de Criticalidade das Funções do Equipamento

Nível de Criticalidade das Funções do Equipamento		
Parcela	Descrição	Tempo
1	DAL = E - No safety effect	1 a 3 meses
2	DAL = D - Minor	1 a 4 meses
3	DAL = C - Major	6 a 18 meses
4	DAL = B - Hazardous	12 a 24 meses
5	DAL = A - Catastrophic	18 a 36 meses
Atividades + Artefatos		
Desenvolvimento e aprovação da documentação para apoio desenvolvimento do novo equipamento.		

6.1.3. Esforço de Integração do Novo Equipamento

Na análise do esforço necessário para a realização das atividades de integração do novo equipamento com a arquitetura de sistemas existente, faz-se necessário definir qual seria os níveis de verificação e validação requeridos para cada substituição de componente eletrônico. A partir da definição do objetivo de verificação e validação da modificação, é possível estimar o esforço médio necessário para realizar a integração do novo equipamento com a arquitetura de sistemas existente, considerando o tempo de verificação, validação, integração e certificação do novo equipamento.

Na avaliação desta parcela faz-se necessário avaliar o impacto operacional que o novo equipamento pode causar ao cliente final, pois, dependendo do impacto operacional ao cliente vem a necessidade de definir se o equipamento deverá ser *backward compatible* ou *forward fit only* com o equipamento atual.

O esforço de integração de um novo equipamento que necessite ser *backward compatible* com o equipamento atual requer um tempo de integração quase duas vezes maior do que para um novo equipamento *forward fit only*.

A parcela do esforço de integração do novo equipamento representa todas as atividades de 1) desenvolvimento dos planos de verificação e validação do novo equipamento, 2) desenvolvimento e execução dos procedimentos de integração, testes, verificação e validação do novo equipamento, e 3) aprovação dos resultados das atividades de integração do novo equipamento.

A Tabela 6.3 apresenta a escala qualitativa para os esforços de integração de um novo equipamento, com estimativa de tempo para a realização da integração de equipamentos utilizados pela arquitetura de sistemas apresentada na Figura 4.13.

Tabela 6.3 – Escala do Esforço de Integração do Novo Equipamento

Esforço de Integração do Novo Equipamento		
Parcela	Descrição	Tempo
1	Testes mínimos de integração do equipamento	1 a 3 meses
2	Verificação Parcial das Funções de HW (DO-254)	3 a 12 meses
3	Verificação Parcial das Funções de HW e SW (DO-254 e DO178B)	9 a 15 meses
4	Verificação Completa das Funções de HW e parcial das funções de SW (DO-254 e DO178)	9 a 24 meses
5	Verificação Completa das Funções de HW e SW (DO-254 e DO178)	12 a 30 meses
Atividades + Artefatos		
Desenvolvimento de Planos e Procedimentos de Integração, Testes e V&V, realização das atividades e aprovação dos documentos de resultados.		

6.1.4. Esforço de Qualificação do Novo Equipamento

Na análise do esforço necessário para a realização das atividades de qualificação do novo equipamento para uso na arquitetura de sistemas existente, faz-se necessário definir qual seria o nível de qualificação requerido para cada substituição de componente eletrônico.

A parcela do esforço de qualificação do novo equipamento representa todas as atividades de 1) desenvolvimento dos planos de qualificação do novo equipamento, 2) desenvolvimento e execução dos procedimentos de qualificação do novo equipamento, e 3) aprovação dos resultados das atividades de qualificação do novo equipamento.

A Tabela 6.4 apresenta a escala qualitativa para os esforços de qualificação de um novo equipamento, com estimativa de tempo para a realização da qualificação de equipamentos utilizados pela arquitetura de sistemas apresentada na Figura 4.13.

Tabela 6.4 – Escala do Esforço de Qualificação do Novo Equipamento

Esforço de Qualificação do Novo Equipamento		
Parcela	Descrição	Tempo
1	Sem necessidade de Qualificação	1 a 3 meses
3	Qualificação por similaridade (DO-160)	3 a 6 meses
5	Requalificação completa (DO-160)	9 a 18 meses
Atividades + Artefatos		
Desenvolvimento de Planos e Procedimentos de Qualificação, realização das atividades e aprovação dos documentos de resultados.		

6.2. Plano de Resposta aos Riscos da Indisponibilidade de Componentes e Serviços

Uma vez apresentada a forma de identificação dos riscos da indisponibilidade de componentes e serviços em projetos futuros, e apresentados as parcelas propostas para a análise qualitativa dos efeitos da indisponibilidade de um ou mais componentes apresentada no Capítulo 5 e resumida na Tabela 6.5 abaixo, vem a necessidade de definirmos um processo de respostas aos riscos da indisponibilidade de componentes em projetos futuros.

Tabela 6.5 – Resumo das parcelas para a análise qualitativa do efeito da indisponibilidade de componente no projeto em desenvolvimento.

Gerenciamento Proativo de Riscos da Indisponibilidade de Componentes e Serviços											
Esforço de Substituição de Componentes			Nível de Criticalidade das Funções do Equipamento			Esforço de Integração do Novo Equipamento			Esforço de Qualificação do Novo Equipamento		
Parc.	Descrição	Tempo	Parc.	Descrição	Tempo	Parc.	Descrição	Tempo	Parc.	Descrição	Tempo
1	Fácil de Substituir	1 a 4 meses	1	DAL = E - No safety effect	1 a 3 meses	1	Teste mínimos de integração do equipamento	1 a 3 meses	1	Sem necessidade de Qualificação	1 a 3 meses
			2	DAL = D - Minor	1 a 4 meses	2	Verificação Parcial das Funções de HW (DO-254)	3 a 12 meses			
3	Esforço Razoável para Substituir	2 a 6 meses	3	DAL = C - Major	6 a 18 meses	3	Verificação Parcial das Funções de HW e SW (DO-254 e DO178B)	9 a 15 meses	3	Qualificação por similaridade (DO-160)	3 a 6 meses
			4	DAL = B - Hazardous	12 a 24 meses	4	Verificação Completa das Funções de HW e parcial das funções de SW (DO-254 e DO178)	9 a 24 meses			
5	Difícil de Substituir	6 a 12 meses	5	DAL = A - Catastrophic	18 a 36 meses	5	Verificação Completa das Funções de HW e SW (DO-254 e DO178)	12 a 30 meses	5	Requalificação completa (DO-160)	9 a 18 meses
Atividades + Artefatos			Atividades + Artefatos			Atividades + Artefatos			Atividades + Artefatos		
Prototipagem + Verificação de HW (Nível de Produto) + Documentos			Desenvolvimento e aprovação da documentação para apoio desenvolvimento do novo equipamento.			Desenvolvimento de Planos e Procedimentos de Integração, Testes e V&V, a realização das atividades e a aprovação dos documentos de resultados.			Desenvolvimento de Planos e Procedimentos de Qualificação, a realização das atividades e a aprovação dos documentos de resultados.		

Este processo de respostas aos riscos da indisponibilidade de componentes e serviços deve visar ajudar no desenvolvimento de requisitos futuros que eliminem todos ou a maior parte dos efeitos da indisponibilidade de componentes em projetos futuros.

Propõe-se que logo após o término da Revisão dos Requisitos de Sistemas (SRR), seja realizada uma avaliação de risco da indisponibilidade de componentes para cada equipamento que será utilizado pelo projeto em desenvolvimento, com a ajuda do formulário apresentado na Figura 6.2.

Neste formulário proposto, faz-se necessário preencher dados básicos referentes ao equipamento sob avaliação, tais como descrição, número da peça (PN), fornecedor, responsável técnico e o projeto aplicável, seguido da lista de sistemas que utilizarão tal equipamento.

Descrição do Equipamento:			
Equipamento PN:		Fornecedor:	
Responsável Técnico:		Projeto:	
Sistemas que utilizam do Equipamento:			
Sistema 1:			
Sistema 2:			
Sistema 3:			
Análise de Pior Caso de Aplicação dentre Sistemas 1, 2 e 3			
Componente Eletrônico 1:		Comp. PN:	
Quantidade de uso:		Fornecedor:	
Itens para a Análise Qualitativa		Parcela	Tempo Estimado
Esforço de Substituição de Componentes:			
Nível de Criticalidade das Funções do Equipamento:			
Esforço de Integração do Novo Equipamento:			
Esforço de Qualificação do Novo Equipamento:			
Somatório das Parcelas e Tempo Total Estimado:			
Comentários:			
Componente Eletrônico 2:		Comp. PN:	
Quantidade de uso:		Fornecedor:	
Itens para a Análise Qualitativa		Parcela	Tempo Estimado
Esforço de Substituição de Componentes:			
Nível de Criticalidade das Funções do Equipamento:			
Esforço de Integração do Novo Equipamento:			
Esforço de Qualificação do Novo Equipamento:			
Somatório das Parcelas e Tempo Total Estimado:			
Comentários:			
Componente Eletrônico 3:		Comp. PN:	
Quantidade de uso:		Fornecedor:	
Itens para a Análise Qualitativa		Parcela	Tempo Estimado
Esforço de Substituição de Componentes:			
Nível de Criticalidade das Funções do Equipamento:			
Esforço de Integração do Novo Equipamento:			
Esforço de Qualificação do Novo Equipamento:			
Somatório das Parcelas e Tempo Total Estimado:			
Comentários:			

Figura 6.2: Formulário proposto para avaliação de risco da indisponibilidade de componentes.

Na sequência aos dados básicos do equipamento sob avaliação, serão listados os componentes eletrônicos críticos para a avaliação de riscos da

indisponibilidade dos componentes, tais como os componentes listados no Capítulo 5, como “componentes de difícil substituição”.

A Figura 6.3 abaixo, apresenta um exemplo deste formulário, preenchido com dados de um FCM (*Flight Control Module*) utilizado na arquitetura de um sistema de Controle Automático de Superfícies de uma aeronave regional.

Descrição do Equipamento:	Flight Control Module - FCM		
Quatro módulos utilizados por aeronave.			
Equipamento PN:	70xxxx-1801	Fornecedor:	Honeywell
Responsável Técnico:	Servando Flores	Projeto:	G1
Sistemas que utilizam do Equipamento:			
Sistema 1:	Flight Control System		
Sistema 2:			
Sistema 3:			
Análise para Sistemas 1, 2 e 3			
Componente Eletrônico 1:	Processador 486 DX5	Comp. PN:	AM486DX5-133V16BHC
Quantidade de uso:	2	Fornecedor:	AMD
Itens para a Análise Qualitativa		Fator	Tempo Estimado
Esforço de Substituição de Componentes:		5	12 Meses
Nível de Criticalidade das Funções do Equipamento:		5	36 Meses
Esforço de Integração do Novo Equipamento:		5	28 Meses
Esforço de Qualificação do Novo Equipamento:		5	18 Meses
Somatório dos Fatores e Tempo Total Estimado:		20	42 Meses
Comentários:			
Componente Eletrônico 2:	FPGA	Comp. PN:	70XXXX-201
Quantidade de uso:	2	Fornecedor:	Honeywell
Itens para a Análise Qualitativa		Fator	Tempo Estimado
Esforço de Substituição de Componentes:		3	6 Meses
Nível de Criticalidade das Funções do Equipamento:		5	20 Meses
Esforço de Integração do Novo Equipamento:		5	12 Meses
Esforço de Qualificação do Novo Equipamento:		3	6 Meses
Somatório dos Fatores e Tempo Estimado Total:		16	30 Meses
Comentários:			

Figura 6.3: Formulário preenchido com dados de um módulo de controle de superfície de uma aeronave regional.

Como demonstrado no exemplo acima, o campo “Somatório das Parcelas” apresenta uma soma aritmética das quatro parcelas utilizadas na análise qualitativa proposta, já o campo “Tempo Estimado Total” é o tempo estimado de todo do projeto, o qual será inferior à soma aritmética das quatro parcelas, pois existem atividades destas parcelas que são executadas em paralelo. Dentre estes dois valores, o valor do somatório das parcelas é o mais importante para este trabalho; e, no melhor dos casos, o somatório destas

quatro parcelas resultará em quatro (4) e no pior caso em vinte (20), vide Tabela 6.6.

Tabela 6.6 – Melhor e pior casos para as Parcelas Propostas.

Itens para a Análise Qualitativa	Parcela	Melhor Caso	Pior Caso
Esforço de Substituição de Componentes:	XX	1	5
Nível de Criticalidade das Funções do Equipamento:	XX	1	5
Esforço de Integração do Novo Equipamento	XX	1	5
Esforço de Qualificação do Novo Equipamento	XX	1	5
Somatória das Parcelas:	XX	4	20

Este trabalho propõe que ações devam ser tomadas e novos requisitos de sistemas sejam escritos e propostos ao longo da Revisão Preliminar do Projeto (PDR) para todos os equipamentos que apresentem o campo “Somatório das Parcelas” igual ou maior que 12, ou seja, acima de 60% do valor de pior caso, vide Tabela 6.7.

Tabela 6.7 – Legenda de Cores – Classes para o campo “Somatório das Parcelas”.

Classificação	G	Y	R
Classe da Somatória das Parcelas em %	< 60%	entre 60% e 79%	> = 80%
Classe da Somatória das Parcelas em %	< 12	entre 12 e 15	> = 16

Para os casos onde o campo “Somatório das Parcelas” seja maior ou igual a 16, *Hazardous*, média das parcelas superior a 4, recomenda-se que a arquitetura do equipamento sob avaliação sejam reprojetada, de forma permitir que este seja redesenhado flexivelmente com impactos mínimos sobre custos, requalificação e recertificação.

Para os casos onde o campo “Somatório das Parcelas” seja maior ou igual a 12 e inferior a 15, *Major*, média das parcelas entre 3 e 4, recomenda-se que a arquitetura do equipamento sob avaliação sejam reavaliada, de forma a utilizar componentes eletrônicos de fornecedores múltiplos.

No Capítulo 7, considerações finais sobre as recomendações acima serão explicadas com maior riqueza de detalhes.

6.3. Aplicação do Método: Guia Prático de Uso

Este capítulo apresenta um guia de uso prático para o gerenciamento dos riscos da indisponibilidade de componentes e serviços sobre o ciclo de vida de um projeto aeroespacial pela abordagem do gerenciamento proativo de risco da indisponibilidade de componentes e serviços.

Para aumentar a eficiência do uso do gerenciamento proativo de risco da indisponibilidade de componentes e serviços, este guia recomenda fazer uso desta abordagem seguindo os passos listados abaixo, logo ao término da Revisão de Requisitos de Sistemas (SRR):

1. Defina um time responsável pela avaliação de riscos da indisponibilidade de componentes e serviços. Atribua responsabilidades e defina lideranças.
2. Defina um plano de avaliação dos riscos da indisponibilidade de componentes e serviços, determinando a sequência de equipamentos a serem avaliados e, os prazos a serem respeitados ao longo de tal avaliação.
3. Defina os componentes a serem avaliados para cada um dos equipamentos sob avaliação. Inicie o preenchimento dos formulários de cada equipamento.
4. Realize a avaliação dos esforços de substituição de cada um dos componentes a serem avaliados por equipamento. Atualize os formulários.
5. Realize a avaliação dos níveis de criticalidade das funções de cada um dos equipamentos a serem avaliados. Atualize os formulários.

6. Realize a avaliação dos esforços de integração de cada um dos equipamentos sob avaliação. Atualize os formulários.
7. Realize a avaliação dos esforços de qualificação de cada um dos equipamentos sob avaliação. Atualize os formulários.
8. Revise os formulários de gestão proativa de riscos para cada um dos equipamentos sob avaliação.
9. Os equipamentos que resultarem em Somatório das Parcelas inferiores a 12 não requerem atividades adicionais.
10. Os equipamentos que resultarem em Somatório das Parcelas entre 12 e 15 necessitam passar por uma reavaliação de arquitetura, de forma a utilizar componentes eletrônicos de fornecedores múltiplos.
11. Os equipamentos que resultarem em Somatório das Parcelas iguais ou superiores a 16, recomenda-se que a arquitetura do equipamento sob avaliação sejam reprojeta, de forma permitir que este seja redesenhado flexivelmente com impactos mínimos sobre custos, requalificação e recertificação.

O Fluxograma abaixo, Figura 6.4, mostra a sequência normal de atividades proposta para o gerenciamento proativo de risco da indisponibilidade de componentes e serviços:

GESTÃO PRÓATIVA DE RISCOS DA INDISPONIBILIDADE DE COMPONENTES E SERVIÇOS

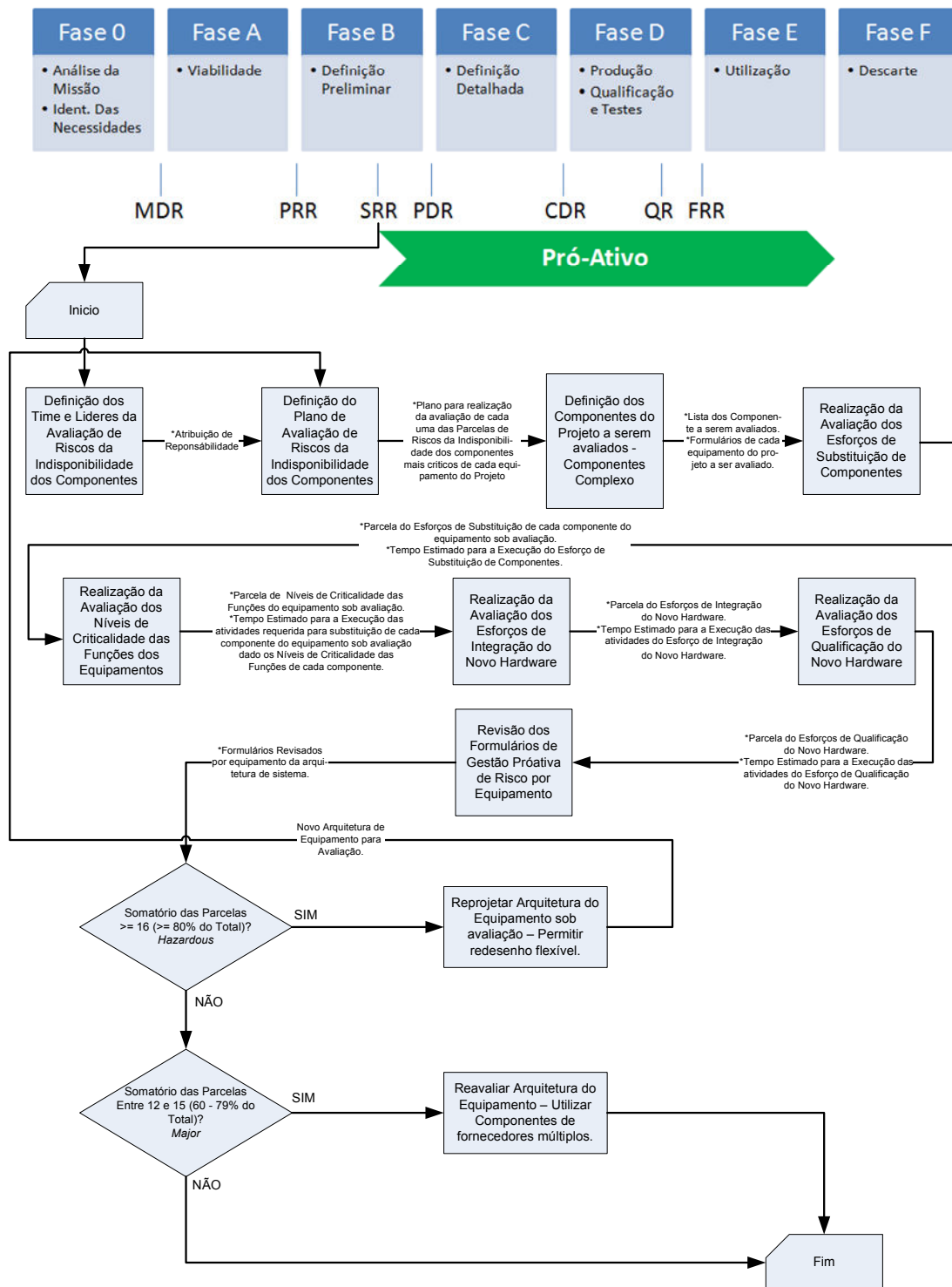


Figura 6.4: Fluxograma de atividades do gerenciamento proativo de risco da indisponibilidade de componentes e serviços.

7. CONSIDERAÇÕES FINAIS - LIÇÕES APRENDIDAS E BOAS PRÁTICAS

As atividades listadas abaixo são Lições Aprendidas e Boas Práticas verificadas ao longo da análise dos efeitos da indisponibilidade de componentes e serviços sobre o ciclo de vida de um projeto aeroespacial, recomendadas para as fases iniciais de desenvolvimentos de projetos aeroespaciais que sugerem o desenvolvimento de requisitos que visem evitar a indisponibilidade do produto aeroespacial final.

Enquanto se estiver desenvolvendo a arquitetura do sistema, é desejável configurar a arquitetura de um computador de alta integridade (tal como: o Computador de Telemetria e Telecomando no caso espacial, ou o Computador de Comandos de Vôo no caso aeronáutico), de modo que ele possa ser continuamente redesenhado com impactos mínimos sobre custos, requalificação e certificação. Isto pode ser feito: 1) utilizando ao máximo, componentes eletrônicos não básicos - Microprocessadores, FPGAs, ASICs ou PLDs - com fontes múltiplas de componentes equivalentes; como exemplo, podem-se citar os microprocessadores 486 DX5 da AMD e 486 DX4 da Intel, os quais são tecnicamente equivalentes, apenas com diferenças de *clocks* internos; 2) utilizando componentes eletrônicos não básicos que possam ser encontrados de fornecedores múltiplos; como exemplo, pode-se citar os Microprocessadores PowerPC (*Power Optimization With Enhanced RISC – Performance Computing*) fornecidos tanto pela IBM quanto pela Motorola; porque, como mencionado anteriormente, obsolescência de componentes eletrônicos é inevitável em projetos aeroespaciais, por conta da diferença entre o tempo de ciclo de vida dos projetos da indústria aeroespacial e dos componentes eletrônicos comerciais.

O uso de fornecedores múltiplos também é desejável para componentes de sistemas e sistemas principais, tais como os principais componentes do sistema aviônico ou de energia, motores, etc. No exemplo da Diretiva Emergencial de Aeronavegabilidade do Airbus A380, os efeitos da indisponibilidade dos motores da série R211 Trend 900 da Rolls Royce só não foram piores para o Projeto Airbus A380, por conta do fato de a maior parte da

frota dos A380s utilizar os motores GP7000 da *Engine Alliance*, o qual foi construído a partir do núcleo do motor GE90-110B/115B da *General Electric*, porém contendo os *fans* e o projeto do sistema de baixa pressão da Pratt & Whitney. Por outro lado, com a Diretiva Emergencial de Aeronavegabilidade do Boeing B787, toda a frota de aeronaves B787 foi segura no solo até que houvesse um completo entendimento da causa de falha do sistema elétrico que levava ao aquecimento das baterias; e que fosse endereçada uma solução que garantisse a segurança de todos os passageiros, tripulação e espaços aéreos sobrevoados por uma aeronave B787.

Durante o desenvolvimento da arquitetura do sistema, é importante ter conhecimento que a empresa que fornece um componente para o projeto é tão importante quanto à empresa que fornece centenas de componentes.

Durante o desenvolvimento da arquitetura do sistema, também se faz necessário considerar que a otimização do número de componentes utilizados em um projeto aeroespacial é de suma importância tanto para a garantia da confiabilidade do projeto, quanto para a redução dos riscos devido à obsolescência de componentes durante o ciclo de vida do projeto.

Para o caso de componentes críticos com fonte única de fornecimento, faz-se necessário assegurar com o fabricante, via contrato formal, que o ciclo de vida do componente irá atender ao ciclo de vida do projeto aeroespacial em desenvolvimento, tal como é realizado atualmente pelo Serviço de Garantia do Produto (SGT) do LIT. Adicionalmente, ao realizado atualmente sugere-se que se exija que seja incluso neste contrato um plano detalhado para o desenvolvimento de componentes substitutos equivalentes aos componentes de difícil substituição direta ou os componentes de sistemas críticos. Por exemplo, um plano para a substituição do processador utilizado por uma unidade de controle de atitude de um satélite futuro do INPE. Por componente substituto equivalente, entende-se que o componente atenda aos requisitos físicos, funcionais, e de interface do componente original, para o caso da indisponibilidade do componente original.

Caso o desenvolvimento do componente substituto equivalente venha exigir algum custo adicional ao projeto aeroespacial, em qualquer que seja a fase do ciclo de vida deste projeto, é importante que a base de cálculo deste desenvolvimento adicional seja clara para ambas as partes e seja formalizada neste contrato.

Embora seja recomendado que o Plano de Resposta aos Riscos da Indisponibilidade de Componentes e Serviços seja realizado nas fases iniciais de desenvolvimento do projeto, é importante considerar que este Plano tenha processos que avaliem de forma contínua toda e qualquer possibilidade do surgimento de Evoluções Tecnológicas, Obsolescência de Componentes, Ferramentas e Serviços, e de novos Impedimentos Políticos, na tentativa de se antecipar a qualquer mudança requerida em algum sistema.

É importante destacar que Evoluções Tecnológicas e Evoluções de Tecnologias de Ferramentas sempre requerem um considerável número de horas para treinamento para todos os membros de times envolvidos em atividades com tais tecnologias.

8. CONCLUSÕES E SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

Neste capítulo serão expostas as principais conclusões deste trabalho relacionadas aos resultados obtidos e encerrando com as sugestões para trabalhos futuros.

8.1. Conclusões

Este trabalho apresentou seis causas da indisponibilidade de componentes e serviços, com exemplos de casos, mostrando que tais indisponibilidades, se não bem gerenciadas, pode ter efeitos consideráveis sobre o ciclo de vida de projetos aeroespaciais.

Dado a ocorrência da indisponibilidade de um componente, dispositivo, subsistema, sistema ou serviço, foi feita uma análise geral das atividades requeridas para desenvolver uma solução de hardware e/ou software, de acordo com normas aeroespaciais, para evitar os efeitos da indisponibilidade sobre o ciclo de vida do projeto aeroespacial.

Baseado no que foi apresentado, podemos concluir que, durante todo o ciclo de vida de um projeto aeroespacial, haverá situações que, se não bem gerenciadas pelos *interessados* do projeto, poderão causar a indisponibilidade de um componente, dispositivo, subsistema, sistema ou serviço, e assim afetarão a disponibilidade do projeto aeroespacial final superior, tais como, uma aeronave civil, um motor, um satélite ou uma estação de solo, o qual poderá já se encontrar validado, verificado, qualificado e certificado e até mesmo em sua fase de operação.

Para os projetos aeroespaciais que estejam avançados em suas fases de desenvolvimento, e que não tenham planejado nenhuma forma de avaliação dos riscos das possíveis causas e efeitos da indisponibilidade de componentes e serviços sobre o seu ciclo de vida, é apresentada à primeira abordagem proposta neste trabalho, à proposta do Gerenciamento Reativo de Riscos da Indisponibilidade de Componentes e Serviços, o qual tem por objetivo ajudar na mitigação de tais efeitos sobre o ciclo de vida do produto, através de uma

Política de Gestão de Componentes, capaz de 1) detectar os sinais da indisponibilidade de componentes, com tempo hábil para reação dos interessados no projeto, 2) informar todos os gestores dos projetos afetados, com informações suficientes que, 3) os auxiliem em suas tomadas de decisões futuras.

Para os projetos aeroespaciais futuros ou que estejam nas fases de definição da missão, à qual ele será submetido é apresentada à segunda abordagem proposta neste trabalho, à proposta do Gerenciamento Proativo de Riscos da Indisponibilidade de Componentes e Serviços, o qual tem por objetivo antecipar as causas da indisponibilidade de um componente, dispositivo, subsistema, sistema ou serviço e seus efeitos sobre o ciclo de vida do projeto aeroespacial, ainda nas fases iniciais do projeto, ajudando no desenvolvimento de requisitos futuros que garantam que todos os objetivos do projeto sejam cumpridos dentro do prazo determinado e sem adição de custos sobre o ciclo de vida do projeto.

Por fim, este trabalho apresenta uma pequena lista de Lições Aprendidas e Boas práticas de ações recomendadas para as fases iniciais do desenvolvimento de projetos aeroespaciais que visam evitar algum dos tipos de indisponibilidades de componentes e serviços estudados neste trabalho.

8.2. Sugestões para trabalhos futuros

Algumas sugestões são feitas abaixo, no sentido de dar continuidade ao estudo apresentado neste trabalho:

Aplicá-lo a mais casos de estudo visando calibrá-lo/adaptá-lo na melhor forma possível a necessidade da Instituição que venha utilizar o método proposto.

Estende-lo às causas de indisponibilidade de serviços, dado que as propostas por hora se encontram voltadas somente para atender as necessidades de mitigação ou antecipação das causas de indisponibilidade de componentes.

A evolução normal deste trabalho seria desenvolver uma solução quantitativa para o problema da indisponibilidade de componentes e serviços dado que este

trabalho propõe por hora, uma solução qualitativa por escala de cores, possivelmente:

1. Evoluindo para a utilização ou até construção de uma ferramenta, tal como a *APT-Integrated Toolkit*, apresentada por Saker e Huggett (2010), durante a Conferência de Gestão de Ativos, realizada na Universidade de Adelaide, Austrália, em Junho de 2010. A ferramenta *APT-Integrated Toolkit*, desenvolvida por um Consórcio Internacional através do Projeto Europeu MACRO (EU1488), contempla um conjunto de ferramentas de software, estado da arte, no apoio à tomada de decisão dentro da estratégia de gestão de estoques, provendo uma avaliação quantitativa de custos/riscos de soluções para projetos, mesmo em situações onde as informações disponíveis são apresentadas com algum grau de incerteza ou incompleta; e
2. Demonstrando quais seriam os dados mais importantes a serem salvos ao longo do gerenciamento dos projetos em desenvolvimento, que permitiriam no futuro, a realização de comparações quantitativa no momento da tomada de decisão, quanto ao rumo a seguir para evitar a indisponibilidade de um produto enquanto em sua fase de lançamento ou operação.

E dado que este trabalho teve por objetivo principal o estudo do termo indisponibilidade, o qual na verdade é o inverso do termo disponibilidade, outro ponto a ser explorado em trabalhos futuros, mantendo a mesma linha de pesquisa, seria o estudo detalhado sobre dois outros termos:

1. dependabilidade de sistemas: uma métrica generalizada a partir da métrica de Confiabilidade. Termo que é apresentado na literatura que, conforme Laprie (1985) e Avizienis, Laprie e Randell (2001), como sendo composto por até outros 9 termos, dentre eles: confiabilidade, manutenabilidade e disponibilidade; e

2. suportabilidade de sistemas: uma métrica generalizada a partir da métrica de Mantenabilidade. Termo apresentado na Seção 2.7 deste trabalho que conforme apresentado por Battaglia (2010), é composto por até outros 19 termos, dentre eles a dependabilidade.

Por ambos apresentarem uma evolução da preocupação com a indisponibilidade de produtos, sistemas, componentes e serviços, porém englobando várias áreas de uma empresa, tais como engenharias de desenvolvimento e suporte, programas, planejamento, logística e cadeia de suprimentos, todos enfatizam a busca por soluções que permitam extrair o maior retorno financeiro possível com o produto final em operação. Ou seja, um produto durável, com baixo índice de indisponibilidade, baixa manutenção, e com baixo custo nos serviços em geral.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

AIRBUS. **A300**: The aircraft that launched Airbus. Web: [http://www.airbus.com/company/history/the-narrative/first-order-first-flight-1970-1972/a300/?contentId=\[_TABLE:tt_content;_FIELD:uid\],&cHash=22935adf92fcbbd4ba4e1441d13383](http://www.airbus.com/company/history/the-narrative/first-order-first-flight-1970-1972/a300/?contentId=[_TABLE:tt_content;_FIELD:uid],&cHash=22935adf92fcbbd4ba4e1441d13383). Web site acessado em 02 de Abril de 2011.

ALFORD, L. D. Jr. The problem with aviation COTS. **Aerospace and Electronic Systems Magazine, IEEE**, v. 16, n. 2, p. 33 – 37, 2001. doi: 10.1109/62.904242

AVIZIENIS, A.; LAPRIE, J.C.; RANDELL, B. **Fundamental concepts of dependability**. Toulouse, França: LAAS-CNRS, 2001. (Research Report No 1145).

BATTAGLIA, M. **Design for supportability**: includes integrated vehicle health management integrated system health management. Disponível em: <https://c3.nasa.gov/dashlink/static/media/other/Design4Supportability.pdf>. Acesso em: 11 jan. 2013.

BOEING. **Boeing 787 from the group up** - composites in the airframe and primary structure. Disponível em: http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/qtr_4_06/article_04_2.html. Acesso em: 10 nov. 2012.

BRADLEY, S. **Joining up the DOTS**: WSC2010 Keynote. Disponível em: <http://www.wintersim.org/Plenary/key.pdf>. Acesso em: 10 mar. 2011.

CONDRA, L. **Combating electronic component obsolescence by using common processes for defense and commercial aerospace electronics**. Disponível em: http://www.dsp.dla.mil/app_uil/content/documents/ndia_article.pdf. Acesso em: 12 mar. 2011.

Embraer. **Embraer and Republic Airways sign USD 4 billion contract for up to 94 E175 Jets**. Disponível em: <http://www.embraer.com.br/en-US/ImprensaEventos/Press-releases/noticias/Pages/Embraer-e-Republic-Airways-assinam-contrato-de-USD-4-bilhoes-para-ate-94-jatos-E175.aspx>. Acesso em: 4 fev. 2013.

_____. **Embraer selects Honeywell to provide Avionics for E-Jets second generation**. Disponível em: <http://www.embraer.com.br/en-US/ImprensaEventos/Press-releases/noticias/Pages/Embraer-seleciona-Honeywell-para-fornecer-avionica-para-segunda-geracao-de-EJets.aspx>. Acesso em: 4 fev. 2013.

ESCOBAR, H. Falhas técnicas obrigam Brasil a adiar lançamento de satélite com a China. **O Estado de São Paulo**. Disponível em:

<http://www.estadao.com.br/noticias/impreso,falhas-tecnicas-obrigam-brasil-a-adiar-lancamento-de-satelite-com-a-china-,985666,0.htm>. Acesso em: 20 jan. 2013.

EUROCONTROL. **Data link services airworthiness and conformance to commission regulation (EC) no 29/2009**. Disponível em: <http://www.eurocontrol.int/link2000/gallery/content/public/files/documents/Brochure%20Datalink%20Airworthiness%20&%20Compliance%20Final.pdf>. Acesso em: 05 mar. 2011.

EUROPEAN AVIATION SAFETY AGENCY (EASA). **European Aviation Safety Agency Home page**. Disponível em: <http://www.easa.eu.int/>. Acesso em: 01 mar. 2011.

EUROPEAN COOPERATION FOR SPACE STANDARDIZATION. **ECSS-P-001 Standardization Policy**. Noordwijk , The Netherlands, 2000.

_____. **ECSS-Q-ST-30C Space Product Assurance – Dependability**. Noordwijk , The Netherlands, 2009.

Federal Aviation Administration (FAA). **Federal Aviation Administration home page**. Disponível em: <http://www.faa.gov/>. Acesso em: 01 mar. 2011.

_____. **Emergency airworthiness directive**. Disponível em: [http://rgl.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgAD.nsf/0/8a1a8dc3135b60dd86257af60004cf4a/\\$FILE/2013-02-51_Emergency.pdf](http://rgl.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgAD.nsf/0/8a1a8dc3135b60dd86257af60004cf4a/$FILE/2013-02-51_Emergency.pdf). Acesso em: 10 mar. 2013.

_____. **MMEL – Master minimum equipment list**. Disponível em: <http://fsims.faa.gov/PICResults.aspx?mode=Publication&doctype=MMEL>. Acesso em: 05 mar. 2011.

_____. **Pilot's encyclopedia of aerospace knowledge**. Disponível em: http://books.google.com/books?id=m5V04SXE4zQC&pg=SA7-PA8&lpg=SA7-PA8&dq=average+time+for+transponders+in+the+MEL&source=bl&ots=iZSi2q4Ali&sig=HSc20HBDT8gl4ch9G6rybb14jU0&hl=en&ei=hcuhtb27HMHpgAfl36HaBQ&sa=X&oi=book_result&ct=result&resnum=1&ved=0CBMQ6AEwAA#v=onepage&q&f=false. Acesso em: 05 mar. 2011.

FLIGHT SAFETY FOUNDATION. **EASA issues emergency AD on Trent engines following Qantas A380 engine failure**. Disponível em: <http://news.aviation-safety.net/2010/11/11/easa-issues-emergency-ad-on-trent-engines-following-qantas-a380-engine-failure/>. Acesso em: 21 abr. 2011.

GOFFIN, K.; BENNEKOM, F. V. **Develop products right! design for supportability**. Disponível em: http://www.greatbrook.com/design_for_supportability.htm. Acesso em: 11 jan. 2013.

HONEYWELL INC. **Honeywell Green Jet Fuel powers Gulfstream flights to NBAA**. Disponível em: <http://www.uop.com/honeywell-green-jet-fuel-powers-gulfstream-flights-nbaa/>. Acesso em: 27 dez. 2012.

_____. **Honeywell primus epic system training material**. Curso introdutório a arquitetura de sistemas primus epic. Phoenix: Honeywell INC, set. 2001. 58 slides.

HUGHITT, B. **Counterfeit electronic parts**. NASA/ESA/JAXA - trilateral safety and mission assurance conference. Disponível em: http://www.hq.nasa.gov/office/codeq/trismac/apr08/day2/hughitt_NASA_HQ.pdf. Acesso em: 11 jan. 2013.

INCOSE. **INCOSE-TP-2003-002-03.2**. Systems engineering handbook: A guide for system life cycle processes and activities. San Diego, CA., USA, 2010.

_____. **INCOSE systems engineering handbook**. Seattle: INCOSE Central Office. 2000.

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS (INPE). **Brasil e Reino Unido anunciam projeto de cooperação espacial**. Disponível em: http://www.inpe.br/noticias/noticia.php?Cod_Noticia=1513. Acesso em: 01 mar. 2012.

_____. **CBERS – Satélite Sino-Brasileiro de Recursos Terrestres**. Disponível em: <http://www.cbbers.inpe.br/?content=index>. Acesso em: 01 mar. 2012.

LALA, J. H.; HARPER, R. E. Architectural principles for safety-critical real-time applications. **Proceedings of the IEEE**, v. 82, n.1, Jan. 1994.

LOUREIRO, G. Conceitos básicos. In: _____. **Curso de engenharia de sistemas**. São José dos Campos: INPE, mar. 2008. 28 slides.

_____. **A systems engineering and concurrent engineering framework for the integrated development of complex products**. Thesis (Doctorate in Engineering) Loughborough University. 1999.

MACLAREN, M. **The GE/Honeywell merger case: reaching the limits of international competition policymaking**. Disponível em: <http://dialnet.unirioja.es/servlet/articulo?codigo=3181316>. Acesso em: 25 mar. 2011.

MAIOLINO, J. V. **Uma proposta para a atualização do segmento espacial do sistema brasileiro de coleta de dados orientada pela engenharia de sistemas**. 2011. 222 p. (sid.inpe.br/mtc-m19/2011/03.22.13.25-TDI). Dissertação (Mestrado em Engenharia e Gerenciamento de Sistemas

Espaciais) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2011. Disponível em: <<http://urlib.net/8JMKD3MGP7W/39CMM2S>>. Acesso em: 22 jul. 2013.

MODULAR DEVICE, INC. **Single event upset (SEU) radiation test report for model 7107R-T15F (73536) DC-DC Converter**. Disponível em: http://www.mdipower.com/content/rad_tests/pdf/rad_report_7107R.pdf. Acesso em: 25 abr. 2013.

NASA. **NASA systems engineering handbook**. Washington, D.C, 2007. 360 p.

_____. **Public lessons learned entry: 1147**. Disponível em: <http://www.nasa.gov/offices/oce/lis/1147.html> . Acesso em: 10 out. 2012.

NASASpaceflight.com Web Site. **CBERS-3 CZ-4B launch, Taiyuan - june 2013**. Disponível em: <http://forum.nasaspaceflight.com/index.php?topic=28509.0;all>. Acesso em: 25 abr. 2013.

OSTROWER, J. **Boeing needs to sell 1,500 787s to break even: Udvar-Hazy**. Disponível em: <http://www.flightglobal.com/articles/2011/03/17/354483/boeing-needs-to-sell-1500-787s-to-break-even-udvar-hazy.html>. Acesso em: 25 mar. 2011.

Contrários à venda a Chávez, EUA desconfiaram de Super Tucanos da Embraer, revela Wikileaks. **Poder Aéreo**. Disponível em: <http://www.aereo.jor.br/tag/embraer/page/3/>. Acesso em: 15 abr. 2011.

PROJECT MANAGEMENT INSTITUTE (PMI). **A guide to the project management body of knowledge: PMBOK® Guide**. 3. ed. Project Management Institute, Pennsylvania, USA, 2004.

RIBEIRO, C. E. V.; SOUZA, M., L., O. **Study of some causes of unavailability of components and services and their effects over the lifecycle of an aeronautical project**. São Paulo, SP, Brazil: SAE, 2011.

RIBEIRO, C. E. V.; LOUREIRO, G. A.; BRANCO, R. C.; ADINOLFI, A. Systems concurrent engineering to develop an aeronautic navigation system. **Product: Management and Development Magazine**, v. 2, 2010. Disponível em: <http://pmd.hostcentral.com.br/viewpub.php?id=135>. Acesso em: 22 jul. 2013.

RTCA Inc. **DO-160 Environmental conditions and test procedures for airborne equipment**. Washington, D.C., 1997.

_____. **DO-178B Software considerations in airborne systems and equipment certification**. Washington, D.C., 1992.

_____. **DO-254 Design assurance guidance for airborne electronic hardware.** Washington, D.C., 1992.

SAE International. **ARP-4754 certification considerations for highly-integrated or complex aircraft systems.** Warrendale, PA, 1996.

_____. **ARP-4761 Guidelines and methods for conducting the safety assessment process on civil airborne systems and equipment.** Warrendale, PA, 1996.

SAKER, T.; HUGGETT, J. Strategic slow moving spares levels optimization. In: ICOMS ASSET MANAGEMENT CONFERENCE, 2010, Adelaide, Australia. **Electronic Proceedings...** Adelaide, 2010. Disponível em: <http://ebookbrowse.com/asset-management-council-1005-ums-twpl-am-council-presentation-spares-opt-29apr10-pdf-d99396405>. Acesso em: 15 jan. 2013.

SOUZA, M. L. O.; CARVALHO, T. R. The fault avoidance and the fault tolerance approaches for increasing the reliability of aerospace and automotive systems. In: SAE BRASIL, 2005, São Paulo. 2005. 15 p. (INPE-13723-PRE/8916). Disponível em: <http://urlib.net/sid.inpe.br/iris@1916/2005/12.13.16.10>>. Acesso em: 22 jul. 2013.

SOUZA, P. N. **Histórico do programa espacial brasileiro.** São José dos Campos: INPE, mar. 2008. 36 slides. Curso introdutório em tecnologia de satélites.

_____. **Missões e segmentos.** São José dos Campos: INPE, mar. 2008. 15 slides. Curso introdutório em tecnologia de satélites.

_____. **Aspectos do processo de desenvolvimento de satélites artificiais.** São José dos Campos: INPE, mar. 2008. 15 slides. Curso introdutório em tecnologia de satélites.

SOUZA, M. L. O.; NETO, H. M., SOUSA, G. B. **Use of dissimilar hardware architecture to mitigate design errors in a flight control system application.** SAE, Brazil, 2009.

SPECTRALUX CORPORATION. **Dlink+ at the center of CPDLC.** Disponível em: <http://www.spectralux.com/cpdlc/index.html>. Acesso em: 04 abr. 2011.

U.S. Department of State. **International traffic in arms regulations.** Disponível em: http://www.pmddtc.state.gov/regulations_laws/itar_official.html#amend. Acesso em: 16 nov. 2013.

_____. **The international traffic in arms regulations (ITAR)**. Disponível em: http://www.pmddtc.state.gov/regulations_laws/itar.html. Acesso em: 16 nov. 2013.

VALERIANO, D. **Moderno gerenciamento de projetos**. 1. ed. São Paulo: Prentice Hall, 2005.

WEIBULL.COM - Reliability Engineering Resource Web Site. Reliability, availability and optimization. In _____. **System analysis reference**. Disponível em: <http://www.weibull.com/systemrelwebcontents.htm>. Acesso em: 10 abr. 2011.

WERTZ, J. R.; LARSON, W. J.; **Space mission analysis and design**. Torrance – CA USA: Litton Educational Publishing, 1999. 811 p.

ANEXO A: ARTIGOS DE JORNAIS UTILIZADOS COMO REFERÊNCIAS

A.1 Jornal O Estado de São Paulo – Publicação de Sexta-feira, 18 de Janeiro de 2013.

A seguir é apresentada uma fotocópia da página A15 do Jornal Estadão, do dia 18 de Janeiro de 2013, sexta-feira, cujo apresenta a matéria com título: “Falhas técnicas obrigam Brasil a adiar lançamento de satélite com a China”, Figura A.1. Matéria escrita pelo jornalista, Sr. Herton Escobar:

O ESTADO DE S. PAULO

SEXTA-FEIRA, 18 DE JANEIRO DE 2013 | A15

estadao.com.br

Leia. Fóssil de carbono de 100 milhões de anos é achado no CE estado.com.br/ciencia

Vida

AMBIENTE / CIÊNCIA / EDUCAÇÃO / SAÚDE / SOCIEDADE

Ciência. Conversores de voltagem comprados nos EUA para o CBERS-3 apresentaram falhas nos testes finais de segurança; previsão é que o lançamento, antes marcado para o fim de 2012, só ocorra em meados do ano; entre várias aplicações, satélite irá monitorar florestas

Falhas técnicas obrigam Brasil a adiar lançamento de satélite com a China

Herton Escobar

O lançamento do satélite sino-brasileiro CBERS-3, previsto para ocorrer entre novembro e dezembro de 2012, foi remarcado para maio ou junho deste ano, por causa de problemas técnicos na parte brasileira do projeto. “Este é o nosso novo cronograma”, disse ontem ao Estadão o diretor do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (Inpe), Leonel Perondi, respondendo a uma série de dúvidas e especulações sobre o atraso no lançamento.

O satélite, desenvolvido em parceria pelo Brasil e a China, é peça fundamental do Programa Espacial Brasileiro. O custo do projeto é da ordem de US\$ 125 milhões para cada país.

O problema está em uma série de pequenos conversores de energia comprados pelo Brasil em 2007 de uma empresa norte-americana chamada Modular Devices Incorporated (MDI), por cerca de US\$ 2,5 milhões. Vários desses conversores apresentaram falhas nos testes finais que antecedem o lançamento na China, apesar de terem passado por todos os testes anteriores de qualidade realizados pelo Inpe e pelas empresas parceiras contratadas para o projeto no Brasil. O fato foi divulgado em novembro pelo jornal do Sindicato, do Sindicato Nacional dos Servidores Públicos Federais na Área de Ciência e Tecnologia do Setor Aeroespacial, mas o Inpe não havia se pronunciado oficialmente sobre o caso até agora.

Segundo Perondi, uma avaliação técnica iniciada pelo Inpe em junho de 2012 concluiu que havia defeitos intrínsecos nos conversores da MDI – que já vinham apresentando problemas há algum tempo. Em agosto, uma equipe do instituto foi até a sede da empresa, nos EUA, para discutir a situação, levando cerca de 20 conversores (de um lote de 300) que tinham apresentado falhas. Em setembro, segundo Perondi, a empresa enviou um comunicado ao Inpe reconhecendo que havia defeitos de fabricação em 12 peças analisadas.

Concluiu-se, porém, que nem todas as peças estava comprometidas. Segundo Perondi, os conversores com problemas foram substituídos por outros do mesmo lote e submetidos a uma nova bateria de testes. “Retestamos tudo e, a princípio, não há mais nenhuma anomalia no satélite”, afirma Perondi. Apesar disso, optou-se por trazer alguns componentes de volta ao Brasil para mais verificações.

A decisão de reengajar o lançamento foi tomada em 20 de novembro. “Temos deser extremamente rigorosos nesse processo; nada pode ir ao espaço com dúvidas”, diz Perondi. “Pode demorar mais, pode custar mais, mas não pode haver falhas.”

A data de lançamento ainda poderá sofrer alterações. “O cronograma é móvel, vai sendo revisado à medida que fazemos os testes”, afirma Perondi.

Outra opção seria reprojetoar o sistema elétrico do satélite para operar com outro modelo de conversor, mas isso atrasaria o lançamento do satélite em no mínimo dois anos, segundo fontes ouvidas pelo Estadão.

Embutidos. Os conversores, de um tipo chamado DC/DC, têm a função de adequar a voltagem da corrente elétrica do satélite às necessidades de cada um de seus subsistemas internos. Cada conversor pesa cerca de 500 gramas e há vários deles (44 no total) embutidos nos componentes brasileiros. “Não é algo trivial de ser substituído”, disse Perondi.

Os componentes chineses, por sua vez, utilizam conversores externos, maiores e mais pesados, que operam com uma voltagem fixa predeterminada – fabricados por uma empresa brasileira.

PARA ENTENDER

O CBERS-3 é o quarto satélite desenvolvido em parceria pelo Brasil e a China desde 1988, quando foi assinado um acordo de cooperação entre os países. Antes dele, foram lançados o CBERS-1, CBERS-2 e CBERS-2B, todos já fora de operação. Os três primeiros foram desenvolvidos 70% pela China e 30% pelo Brasil. Já o CBERS-3 é o primogênito de uma segunda geração, iniciada em 2002, em que cada país é responsável por 50% do projeto.

A sigla do nome significa Satélite Sino-brasileiro de Recursos Terrestres, em inglês. Os satélites são usados para uma série de aplicações que exigem a observação da superfície terrestre, como o monitoramento de florestas.



Preparação. Técnicos trabalham na construção do satélite CBERS-3 na sede do Inpe, em 2008

Figura A.1: Falhas técnicas obrigam Brasil a adiar lançamento de satélite com a China.

Fonte: Escobar (2013).

A.2 Jornal do SindCT – Publicação de Novembro de 2012.

A seguir é apresentada uma fotocópia da capa e da página 7 do Jornal SindCT, de novembro de 2012, edição de número 19, ano 2, com a capa intitulada: “Falhas em componente atrasa lançamento do CBERS”, Figura A.2, e a matéria intitulada: “Falhas em conversores do CBERS colocam MCTI e INPE em dilema”, Figura A.3. Matéria escrita pela jornalista, Sra. Shirley Marciano:



Figura A.2: Falhas em componente atrasa lançamento do CBERS.

Fonte: Jornal SindCT (2012).

CBERS-3: Lançamento pode atrasar até dois anos

Falhas em conversores do CBERS colocam MCTI e INPE em dilema

Durante testes finais realizados no Brasil e na China para o lançamento do CBERS-3 foram constatados problemas em parte do sistema de energia do satélite, nos pequenos conversores DC/DC. Por este motivo, poderá haver atrasos significativos no cronograma de lançamento do satélite, inicialmente previsto para novembro de 2012.

Por Shirley Marciano

Esses componentes foram comprados entre 2007 e 2008 da fabricante americana *Modular Devices Incorporated* - MDI para serem utilizados nos satélites CBERS 3 e 4. Curiosamente, esta empresa não teve que passar pelas restrições da *International Traffic in Arms Regulations* - ITAR, que é uma reguladora de venda de produtos classificados como críticos, e, de acordo com informações obtidas com pessoas envolvidas no processo de compra à época, este teria sido o fator determinante para a escolha desta empresa, já que havia muita dificuldade para se encontrar outros fornecedores que vendessem ao Brasil em razão dessas restrições.

Quando já estava tudo praticamente pronto para o lançamento, observou-se a falha de oito conversores DC/DC, dos 44 utilizados no CBERS-3. Ou seja, quase 20% dos conversores adquiridos para serem utilizados nos satélites simplesmente não funcionaram. Teoricamente seria um simples questão de substituição; entretanto, a estatística mostrava que havia um risco alto de acontecer o mesmo com os demais componentes que ain-

da não haviam sido utilizados.

"Todos ficaram muito apreensivos com a gravidade da situação, pois embora existam componentes sobressalentes destes conversores no satélite para casos de falhas, a queima dessa quantidade de dispositivos era a constatação de que o problema poderia ocorrer novamente", explica um especialista da área que não quis se identificar. Ele explica ainda que "componentes espaciais, durante os testes finais, devem ter sempre desempenho de altíssima confiabilidade, afinal, não é possível fazer a "manutenção" do satélite uma vez que o mesmo esteja em órbita". Assim, a lógica é simples: "estragou no espaço, perde-se todo o investimento, tempo e finalidade", conclui.

Diante do problema, entre os dias 18 e 24 de agosto, cinco engenheiros do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE, incluindo o coordenador do Segmento Espacial do Programa CBERS, engenheiro Janio Kono, estiveram nos EUA para tentar identificar, junto à empresa fornecedora dos componentes, os motivos que levaram às falhas, conforme divulgado no Diário Oficial da União de 17 de agosto de 2012.

A empresa analisou os dispositivos que apresentaram falhas e emitiu um relatório técnico no dia 20 de outubro, no qual teria reconhecido que parte dos problemas surgidos pode ter sido causada por erros na fabricação dos componentes. Como todos os componentes adquiridos pelo INPE fazem parte de um mesmo lote, levantou-se a suspeita de que outros componentes que não apresentaram falhas durante os testes também pudessem vir a falhar. O relatório aponta ainda outros motivos -estes de responsabilidade do INPE e da empresa Mectron, contratada para projetar e fabricar

os equipamentos para o satélite- que podem ter contribuído para a falha dos componentes. O principal deles diz respeito a um erro de projeto dos circuitos que trabalham em conjunto com os conversores DC/DC que falharam. De acordo com o relatório, estes circuitos estariam induzindo erros anormais nos conversores, precipitando sua falha.

Ao que tudo indica, entretanto, a empresa fornecedora MDI teve responsabilidade pela falha nos componentes. A reportagem encontrou em um site indiano um artigo de 22 de outubro de 2010 que avalia o projeto do satélite Chandrayaan-1. Neste artigo faz-se menção à falha destes mesmos conversores DC/DC fabricados pela MDI.

Em tradução livre o artigo afirma que "o comitê também revelou, pela primeira vez, que um minúsculo componente de 110 gramas de apenas US\$ 5 mil derrubou uma missão que custou US\$ 100 milhões". Foi a fôrniça que matou o elefante", observou um engenheiro da agência espacial indiana. Ainda segundo o artigo, "um componente chamado conversor DC/DC, muito parecido com um transformador pequeno, que havia sido importado de uma empresa americana, *Modular Devices Inc.*, foi o que causou a falha. Não um, mas cinco destes componentes falharam sequencialmente a bordo do Chandrayaan-1, causando a interrupção prematura da missão. Entretanto, o comitê de investigação apontou em seu relatório falhas por parte dos técnicos da própria agência espacial indiana envolvidos nas atividades de teste e garantia do produto, por não terem sido capazes de detectar a má qualidade do componente importado, vital para o funcionamento do satélite." <http://www.thehindu.com/opinion/lead/article841036.ece>

Fazendo uma analogia com o caso ocorrido no programa espacial indiano, alguns questionamentos são imediatos, a saber:

1) a equipe técnica responsável pela condução dos testes de qualificação dos componentes importados, bem como o pessoal responsável pela garantia do produto, tanto do INPE quanto da Mectron, têm alguma responsabilidade por não haver detectado antes algum sintoma de falha dos conversores que veio a ocorrer mais tarde?

2) levando em conta que um número significativo de componentes apresentou falhas, a simples substituição destes por outros sobressalentes do mesmo lote não contribuiria para uma diminuição indesejável do nível de confiança do satélite, colocando em risco a própria missão, como ocorreu com o satélite indiano?

3) assumindo-se que houve erros tanto por parte da empresa fornecedora dos componentes (MDI), quanto do INPE e da Mectron (contratada para fabricar partes do satélite CBERS), quem deverá arcar com os gastos financeiros extras decorrentes da substituição das peças e retrabalho dos equipamentos? A União?

Engenheiros do INPE consultados pela reportagem comentaram possibilidades de solução para o dilema do lançamento do CBERS 3. As alternativas apontadas foram:

1) Levar os componentes à MDI, acompanhar a inspeção de cada um e ir corrigindo suas falhas: Pode ser uma solução mais rápida, mas como se trata de uma empresa que mostrou ter antecedentes de problemas que não foram sanados -vide o caso da Índia- talvez possa ser um risco considerável.

2) Trocar de fornecedor, utilizando o serviço de um fabricante mais conceituado no mercado para este tipo de dis-

positivo; um alternativa mais segura, no entanto, demandaria mais tempo, pois ao adquirir componentes novos, seria necessário reanalisar e reprojetar as placas de circuito de todo o sistema, o que poderia levar a um atraso de até dois anos no lançamento do satélite.

A reportagem apurou ainda que está havendo muita pressão do MCTI, para que o CBERS-3 seja lançado o mais rapidamente possível (falou-se em fevereiro de 2013), como forma de se evitar desgastes políticos ainda maiores com os parceiros chineses. Entretanto, técnicos e engenheiros do INPE estão receosos de que se tome uma decisão pela pressa e cause o maior de todos os desastres para uma missão não tripulada: o não funcionamento do satélite em órbita.

O impasse é proporcional à gravidade do problema, e há rumores diversos no INPE sobre o desdobramento do fato. Inclusive, no dia 23 de outubro, os chineses foram ao Instituto para discutir um acordo sobre o que fazer com relação às falhas dos dispositivos DC/DC. Mas, como esta parte do satélite é de responsabilidade do Brasil, teriam se eximido de opinar sobre o assunto para aguardar um posicionamento brasileiro sobre as próximas ações. Dias antes da visita chinesa, o ministro Marco Antonio Raupp (MCTI), esteve, sem aviso prévio, nas instalações do INPE reunido a portas fechadas com os responsáveis pelo programa CBERS, muito provavelmente para tratar dos desdobramentos das falhas dos conversores DC/DC ocorridas na China, bem como avaliar os impactos das mesmas sobre o cronograma de lançamento do satélite.

A direção do INPE foi procurada para comentar o assunto mas informou que preferia não emitir opinião neste momento.

Figura A.3: Falhas em conversores do CBERS colocam MCTI e INPE em dilema.

Fonte: Jornal SindCT (2012).

A.3 Jornal do SindCT – Publicação de Dezembro de 2012.

A seguir é apresentada uma fotocópia da capa e da página 11 do Jornal SindCT, de dezembro de 2012, edição de número 20, ano 2, com a capa apresentando a matéria da página 11 intitulada: “Falhas que provocaram atraso do CBERS foram alertadas em 2009”, Figura A.4, e a matéria intitulada: “As questões que envolvem o atraso do CBERS 3 estão longe de terminar”, Figura A.5. Matéria escrita pela jornalista, Sra. Shirley Marciano:



Figura A.4: Falhas que provocaram atraso do CBERS foram alertadas em 2009.

Fonte: Jornal SindCT (2012).

FALHAS EM COMPONENTES foram alertadas desde 2009

As questões que envolvem o atraso do CBERS 3 estão longe de terminar

Durante a última visita à MDI, nos EUA, realizada por três tecnólogos do Inpe, entre os dias 10 e 14 de novembro, a própria empresa desaconselhou o uso especial dos conversores adquiridos pelo INPE.

Por Shirley Marciano

Assim, de posse de mais informações, no dia 19/11, houve reunião entre a direção do Inpe, a gestão do CBERS e a AEB, quando ficou decidido que o lançamento do CBERS-3 poderia ser adiado para que se tenha tempo hábil para descobrir as causas que deturpem origem a todas as falhas verificadas no satélite.

Há conversores contratados de outra empresa, que foram comprados pelos chineses, mas os que falharam foram tão somente os fabricados pela empresa Modular Device Corporation - MDI.



contratada pelo INPE. Eles apresentaram não conformidades em 19 módulos em um universo de 44 usados no satélite CBERS-3. Alguns apresentaram defeitos em testes elétricos na bancada, logo ao sair do almoxarifado, antes mesmo de serem submetidos a qualquer teste em condições de ambiente espacial.

Ainda é difícil mensurar o prejuízo, pois foram comprados pelo INPE em setembro de 2007 cerca de 300 conversores DC/DC por US\$ 2,7 milhões, conforme Diário Oficial de 21 de dezembro de 2007. Depois, foram adquiridos mais 60 por US\$ 650 mil pela Fincate, o que é outro dado curioso, já que nesse caso deveria ser feita outra licitação para ser comprado diretamente pelo INPE. Nesse caso, sem mesmo um aditivo contratual baseado na primeira compra poderia ser feito, uma vez que o valor do segundo lote superou a margem de 20% do valor do primeiro contrato.

Especialistas consultados pela reportagem avaliam que os gastos extras com o CBERS-3 podem chegar a US\$ 10 milhões, sem levar em conta as centenas de horas de trabalho perdidas por técnicos e engenheiros com as atividades de retrabalho.

A MDI tem casos de processos contra ela por empresas nomeadas no estudo, como por exemplo, a americana Space Systems

ms/Loral - SSL, líder mundial na fabricação de satélites comerciais, e uma das mais renomadas empresas da área espacial, que contratou a empresa espanhola Alcatel, que por sua vez, subcontratou a MDI para executar parte de seu escopo. Mas, assim que a SSL tomou conhecimento dessa subcontratação, informou a Alcatel de que seu contrato com a MDI faria aumentar os custos da Alcatel e, dessa forma, reduziria os seus lucros. Imediatamente, a Alcatel interrompeu o contrato com a MDI, que ao se sentir lesada, processou a Alcatel e também a SSL na justiça americana, mas perdeu.

Houve o caso também da empresa Brookhaven Science Associates, LLC (BSA). Neste episódio, a MDI, contratada para fornecer módulos de suprimento de energia (LVBS), entregou um primeiro lote de componentes que não apresentava falhas, entretanto, quando lhe foi solicitada uma quantidade maior, a empresa forneceu componentes que não cumpriram as especificações técnicas exigidas em contrato.

Por conta disso, a contratante teve que fazer engenharia reversa, reprojetoando o componente a partir do estudo do projeto original da MDI. Com isto, os problemas detectados nos módulos fornecidos pela MDI foram finalmente sanados. Além disso, a BSA ainda processou a MDI, que foi condenada pela justiça. A MDI, por sua vez, processou a BSA por ter "plagiado" seu componente, mas o Tribunal rejeitou a acusação.

A MDI é também responsabilizada pelo problema ocorrido no projeto lunar Chandrayaan, desenvolvido pela Organização Indiana de Pesquisa Espacial - ISRO. Neste caso, são apontadas cinco falhas sucessivas de conversores

O que são os conversores DC/DC?

Os agentes causadores do atraso no CBERS-3 são conversores de voltagem, chamados conversores DC/DC. São geralmente responsáveis pela adaptação da voltagem, do barramento da bateria para as diversas voltagens solicitadas pelos módulos do satélite para minimizar a dissipação de potência.

DC/DC, fabricados pela MDI, conforme publicado na edição nº 19 do Jornal SindCT.

No caso do CBERS-3, é sabido que cada país ficou com uma parte do satélite para ser desenvolvido. Conforme foi explicado à reportagem, os equipamentos chineses, por apresentarem uma concepção mais simples, utilizam conversores fabricados pela empresa brasileira Aeroletrônica, enquanto os equipamentos brasileiros, pelo fato de possuírem um projeto mais sofisticado, não eram compatíveis com os conversores da Aeroletrônica. Isto levou o Brasil a ter de importar estes componentes da MDI. Acontece que os conversores brasileiros utilizados pela China não apresentaram falhas durante os testes, ao contrário dos conversores produzidos pela MDI.

O satélite CBERS-3 utiliza um projeto-base herdado dos satélites CBERS 2 e 2B, entretanto, por uma razão ainda desconhecida, alguns equipamentos sob a responsabilidade do Brasil tiveram seus projetos alterados, o que levou, dentre outras coisas, à necessidade de se utilizar outros tipos de conversores. Ainda segundo especialistas, esta alteração nos projetos dos equipamentos não foi submetida à análise de uma equipe responsável pela garantia do produto do Inpe, o que é prezo nestes casos, sobretudo na área espacial, onde o nível de confiabilidade exigido

é altíssimo. De acordo com as fontes entrevistadas, esta equipe de garantia do produto do Inpe não foi consultada à época, e todas as modificações de projeto ocorreram sem o seu respaldo. Assim, procedimentos formais exigidos nos casos em que há alterações significativas de projeto, como relatórios de análise de risco, simplesmente não foram seguidos.

De acordo com informações obtidas no INPE, os últimos três ministros da Ciência e Tecnologia, assim como os respectivos presidentes da AEB, foram alertados reiteradamente sobre os riscos que havia nos conversores DC/DC, já que estes foram adquiridos em 2008 e começaram a apresentar falhas em 2009. Tudo isso pode ser considerado como evidências de possível negligência da contraparte brasileira no programa.

No primeiro relatório emitido pela MDI em 20 de outubro, ela já havia admitido erros de manufatura na grande maioria das falhas dos conversores DC/DC do CBERS-3. Este relatório, por si só, já aponta para um nível de confiabilidade dos componentes da MDI muito inferior ao exigido em missões espaciais desta natureza. Sendo assim, não há sobção serena, segura e coerente que passe pela simples substituição dos conversores que falharam por outros pertencentes ao mesmo lote de componentes.

Figura A.5: As questões que envolvem o atraso do CBERS 3 estão longe de terminar.

Fonte: Jornal SindCT (2012).

ANEXO B: ITAR PART 121 – A LISTA DE MUNIÇÕES DOS ESTADOS UNIDOS

B.1 ITAR Part 121 – SUB- CATEGORIAS:

- *Category I - Firearms*
- *Category II - Artillery Projectors*
- *Category III - Ammunition*
- *Category IV - Launch Vehicles, Guided Missiles, Ballistic Missiles, Rockets, Torpedoes, Bombs and Mines*
- *Category V - Explosives, Propellants, Incendiary Agents, and Their Constituents*
- *Category VI - Vessels of War and Special Naval Equipment*
- *Category VII - Tanks and Military Vehicles*
- *Category VIII - Aircraft, [Spacecraft] and Associated Equipment*
- *Category IX - Military Training Equipment*
- *Category X - Protective Personnel Equipment*
- *Category XI - Military [and Space] Electronics*
- *Category XII - Fire Control, Range Finder, Optical and Guidance and Control Equipment*
- *Category XIII - Auxiliary Military Equipment*
- *Category XIV - Toxicological Agents and Equipment and Radiological Equipment*
- *Category XV - Spacecraft Systems and Associated Equipment*

- *Category XVI - Nuclear Weapons Design and Test Equipment*
- *Category XVII - Classified Articles, Technical Data and Defense Services Not Otherwise Enumerated*
- *Category XVIII - [Reserved]*
- *Category XIX - [Reserved]*
- *Category XX - Submersible Vessels, Oceanographic and Associated Equipment*
- *Category XXI - Miscellaneous Articles*

B.2 ITAR Part 121 – SUB- CATEGORIAS COM IMPACTO DIRETO A INDÚSTRIA AEROESPACIAL BRASILEIRA:

Dentre os onze (11) Códigos de Regulamentação Federal Americano descritos na seção 2.17.1 deste documento, o código ITAR Part 121, a Lista de Munições dos Estados Unidos, trata-se do Código com maior impacto sobre a indústria aeroespacial brasileira, pois dentre as vinte e uma (21) categorias, as quais este código esta dividido, três (3) categorias em especial (a VIII, a XI e a XV), tem relação direta nas aquisições de componentes e serviços utilizados pela indústria aeroespacial brasileira, provenientes da indústria de defesa americana. Abaixo estas 3 sub-categorias são apresentadas em detalhes:

B.2.1 Category VIII-Aircraft, [Spacecraft] and Associated Equipment

**(a) Aircraft, including but not limited to helicopters, non-expansive balloons, drones, and lighter-than-air aircraft, which are specifically designed, modified, or equipped for military purposes. This includes but is not limited to the following military purposes: Gunnery, bombing, rocket or missile launching, electronic and other surveillance, reconnaissance, refueling, aerial mapping, military liaison, cargo carrying or dropping, personnel dropping, airborne warning and control, and military training. (See § 121.3.)*

**(b) Military aircraft engines, except reciprocating engines, [and spacecraft engines] specifically designed or modified for the aircraft in paragraph (a) of this category.*

**(c) Cartridge-actuated devices utilized in emergency escape of personnel and airborne equipment (including but not limited to airborne refueling equipment) specifically designed or modified for use with the aircraft, [spacecraft] and engines of the types in paragraphs (a), (b), [and (h)] of this category.*

(d) Launching and recovery equipment for the articles in paragraph (a) [and (i)] of this category, if the equipment is specifically designed or modified for military use [or for use with spacecraft]. Fixed land-based arresting gear is not included in this category.

**(e) Inertial navigation systems, aided or hybrid inertial navigation systems, Inertial Measurement Units (IMUs), and Attitude and Heading Reference Systems (AHRS) specifically designed, modified, or configured for military use and all specifically designed components, parts and accessories. For other inertial reference systems and related components refer to Category XII(d).*

**(f) Developmental aircraft and components thereof which have a significant military applicability, excluding such aircraft and components that have been certified by the Federal Aviation Administration and determined through the commodity jurisdiction procedure specified in § 120.4 of this subchapter, to be subject to the export control jurisdiction of the Department of Commerce for purposes of section 17(c) of the Export Administration Act, as amended.*

**(g) Ground effect machines (GEMS) specifically designed or modified for military use, including but not limited to surface effect machines and other air cushion vehicles, and all components, parts, and accessories, attachments, and associated equipment specifically designed or modified for use with such machines.*

*(h) * Spacecraft, including manned and unmanned, active and passive satellites (except those listed in Category XV).*

[(i) Power supplies and energy sources specially designed or modified for spacecraft in paragraph (h).]

(j) Components, parts, accessories, attachments, and associated equipment (including ground support equipment) specifically designed or modified for the articles in paragraphs (a) through (i) of this category, excluding aircraft tires and propellers used with reciprocating engines.

(k) Technical Data (as defined in § 120.21 of this subchapter) and defense services (as defined in § 120.8 of this subchapter) directly related to the defense articles enumerated in paragraphs (a) through (j) of this category. (See § 125.4 of this subchapter for exemptions.) Technical data directly related to the manufacture or production of any defense articles enumerated elsewhere in this category that are designated as Significant Military Equipment (SME) shall itself be designated SME.

[(l) Non-military aircraft inertial navigation systems, except those systems or components that are standard equipment in civil aircraft, including spare parts and spare units to be used exclusively for the maintenance of inertial navigation equipment incorporated in civil aircraft and that are certified by the Federal Aviation Administration (FAA) as being an integral part of such aircraft.]

[(m) Technical data for the design, development, production or manufacture of inertial navigation equipment or its related parts, components or subsystems which are standard equipment in civil aircraft and which are certified by the Federal Aviation Administration as being an integral part of such aircraft. FAA certified inertial navigation systems and all other technical data associated with such systems is under the licensing jurisdiction of the Department of Commerce.]

B.2.2 Category XI-Military [and Space] Electronics

(a) Electronic equipment not included in Category XII of the U.S. Munitions List which is specifically designed, modified or configured for military application. This equipment includes but is not limited to:

**(1) Underwater sound equipment to include active and passive detection, identification, tracking, and weapons control equipment.*

**(2) Underwater acoustic active and passive countermeasures and counter-countermeasures.*

(3) Radar systems, with capabilities such as:

**(i) Search,*

**(ii) Acquisition,*

**(iii) Tracking,*

**(iv) Moving target indication,*

**(v) Imaging radar systems,*

(vi) Any ground air traffic control radar which is specifically designed or modified for military application.

**(4) Electronic combat equipment, such as:*

(i) Active and passive countermeasures,

(ii) Active and passive counter-countermeasures, and

(iii) Radios (including transceivers) specifically designed or modified to interfere with other communication devices or transmissions.

**(5) Command, control and communications systems to include radios (transceivers), navigation, and identification equipment.*

(6) Computers specifically designed or developed for military application and any computer specifically modified for use with any defense article in any category of the U.S. Munitions List.

(7) Any experimental or developmental electronic equipment specifically designed or modified for military application or specifically designed or modified for use with a military system.

**(b) Electronic systems or equipment specifically designed, modified, or configured for intelligence, security, or military purposes for use in search, reconnaissance, collection, monitoring, direction-finding, display, analysis and production of information from the electromagnetic spectrum and electronic systems or equipment designed or modified to counteract electronic surveillance or monitoring. A system meeting this definition is controlled under this subchapter even in instances where any individual pieces of equipment constituting the system may be subject to the controls of another U.S. Government agency. Such systems or equipment described above include, but are not limited to, those:*

(1) Designed or modified to use cryptographic techniques to generate the spreading code for spread spectrum or hopping code for frequency agility. This does not include fixed code techniques for spread spectrum.

(2) Designed or modified using burst techniques (e.g., time compression techniques) for intelligence, security or military purposes.

(3) Designed or modified for the purpose of information security to suppress the compromising emanations of information-bearing signals. This covers TEMPEST suppression technology and equipment meeting or designed to meet government TEMPEST standards. This definition is not intended to include equipment designed to meet Federal Communications Commission (FCC) commercial electro-magnetic interference standards or equipment designed for health and safety.

[(c) Space electronics:

**(1) Electronic equipment specifically designed or modified for spacecraft and spaceflight, and*

(2) Electronic equipment specifically designed or modified for use with non-military communications satellites.

(3) Components, parts, accessories, attachments, and associated equipment specifically designed or modified for use with the equipment in subparagraphs (1) and (2).]

(d) Components, parts, accessories, attachments, and associated equipment specifically designed or modified for use with the equipment in paragraphs (a) and (b) of this category, except for such items as are in normal commercial use.

(e) Technical data (as defined in § 120.21 of this subchapter) and defense services (as defined in § 120.8 of this subchapter) directly related to the defense articles enumerated in paragraphs (a) through (d) of this category. (See § 125.4 of this subchapter for exemptions.) Technical data directly related to the manufacture or production of any defense articles enumerated elsewhere in this category that are designated as Significant Military Equipment (SME) shall itself be designated as SME.

B.2.3 Category XV-Spacecraft Systems and Associated Equipment

**(a) Spacecraft and associated hardware, including ground support equipment, specifically designed or modified for military use.*

(b)(1) [Reserved]

(2) Communications satellites (excluding ground stations and their associated equipment and technical data not enumerated elsewhere in § 121.1 of this subchapter; for controls on such ground stations, see the Commerce Control List) with any of the following characteristics:

(i) Anti-jam capability. Antennas and/or antenna systems with ability to respond to incoming interference by adaptively reducing antenna gain in the direction of the interference.

(ii) Antennas:

(A). With aperture (overall dimension of the radiating portions of the antenna) greater than 30 feet; or

(B). With sidelobes less than or equal to -35dB; or

(C). Designed, modified, or configured to provide coverage area on the surface of the earth less than 200 nm in diameter, where "coverage area" is defined as that area on the surface of the earth that is illuminated by the main beam width of the antenna (which is the angular distance between half power points of the beam).

(iii) Designed, modified or configured for intersatellite data relay links that do not involve a ground relay terminal ("cross-links").

(iv) Spaceborne baseband processing equipment that uses any technique other than frequency translation which can be changed several times a day on a channel by channel basis among previously assigned fixed frequencies.

(v) Employing any of the cryptographic items controlled under Category XIII (b) of this subchapter.

(vi) Employing radiation-hardened devices controlled elsewhere in § 121.1 that are not "embedded in the satellite in such a way as to deny physical access. (Here "embedded" means that the device either cannot feasibly be removed from the satellite or be used for other purposes.)

(vii) Having propulsion systems which permit acceleration of the satellite on-orbit (i.e., after mission orbit injection) at rates greater than 0.1g.

(viii) Having attitude control and determination systems designed to provide spacecraft pointing determination and control better than 0.02 degrees azimuth and elevation.

(ix) Having orbit transfer engines ("kick-motors") which remain permanently with the spacecraft and are capable of being restarted after achievement of mission orbit and providing acceleration greater than 1g. (Orbit transfer engines which are not designed, built, and shipped as an integral part of the satellite are controlled under Category IV of this subchapter.)

(c) Global Positioning System (GPS) receiving equipment specifically designed, modified or configured for military use; or GPS receiving equipment with any of the following characteristics:

(1) Designed for encryption or decryption (e.g., Y-Code) of GPS precise positioning service (PPS) signals;

(2) Designed for producing navigation results above 60,000 feet altitude and at 1,000 knots velocity or greater;

(3) Specifically designed or modified for use with a null steering antenna or including a null steering antenna designed to reduce or avoid jamming signals;

(4) Designed or modified for use with unmanned air vehicle systems capable of delivering at least a 500 kg payload to a range of at least 300 km.

Note: GPS receivers designed or modified for use with military unmanned air vehicle systems with less capability are considered to be specifically designed, modified or configured for military use and therefore covered under this subparagraph.

Any GPS equipment not meeting this definition is subject to the jurisdiction of the Department of Commerce (DOC). Manufacturers or exporters of equipment under DOC jurisdiction are advised that the U.S. Government does not assure the availability of the GPS P-Code for civil navigation. It is the policy of the Department of Defense (DOD) that GPS receivers using P-Code without clarification as to whether or not those receivers were designed or modified to use Y-Code will be presumed to be Y-Code capable and covered under this subparagraph. The DOD policy further requires that a notice be attached to all P-Code receivers presented for export. The notice must state the following: "ADVISORY NOTICE: This receiver uses the GPS P-Code signal, which by U.S. policy, may be switched off without notice."

(d) Components, parts, accessories, attachments, and associated equipment (including ground support equipment) specifically designed, modified or

configure for the articles in paragraphs (a) through (c) of this category, as well as for any satellites under the export licensing jurisdiction of the Department of Commerce, except as noted below.