

UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR



Estudo no âmbito RAMS sobre a fiabilidade e conceito de manutenção aplicável ao sistema UAV Skyguardian

Elaborado por

Marcelo António Machado Cardoso

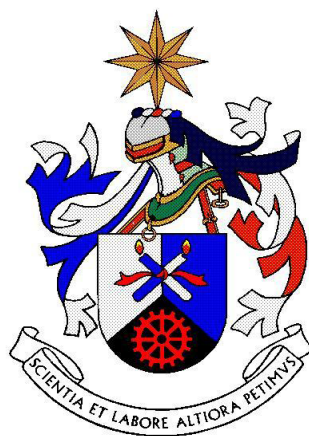
Orientado por

Prof. Dr. José M. Lourenço da Saúde

**Dissertação para Obtenção de Grau de Mestre
em Engenharia Aeronáutica**

Junho de 2008

UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR



Estudo no âmbito RAMS sobre a fiabilidade e conceito de manutenção aplicável ao sistema UAV Skyguardian

Elaborado por

Marcelo António Machado Cardoso

Orientado por

Prof. Dr. José M. Lourenço da Saúde

**Dissertação para Obtenção de Grau de Mestre
em Engenharia Aeronáutica**

Junho de 2008

”Happiness only real when shared”

Alex Supertramp

Agradecimentos

Gostaria de agradecer especialmente ao Professor Doutor José M. Lourenço da Saúde pela oportunidade e confiança manifestadas ao longo da realização deste trabalho.

À minha mãe, Maria Delfina da Costa Machado pelo apoio e esforço, aos meus irmãos por todos os momentos de conversa e brincadeira e à minha avó, Ana de Jesus pela alegria e carinho.

À minha namorada, Telma Rosário pelo seu sorriso e ponto de vista que tive o prazer de ouvir em todas as nossas longas conversas.

Por fim gostaria de agradecer a todos os que contribuíram directa e indirectamente na realização deste trabalho.

A todos um sincero obrigado.

Resumo

Uma das várias missões desempenhadas pelos UAVs é a de reconhecimento e vigilância florestal. Com a introdução destas aeronaves não tripuladas no espaço aéreo civil, certas medidas de segurança deverão ser cumpridas de forma a que outras aeronaves, que partilham o mesmo espaço aéreo, não sejam postas em perigo. A utilização do UAV Skyguardian, projecto que tem vindo a ser desenvolvido pela UBI/DCA e que serve de base de estudo ao presente trabalho, tem como objectivo executar missões de reconhecimento e vigilância florestal. Para que o UAV Skyguardian possa executar esta missão de forma segura é incorporado o processo RAMS com o objectivo de desenvolver um modelo de fiabilidade e conceito de manutenção. A implementação do processo RAMS durante a fase inicial do projecto permite definir, de forma estruturada, os parâmetros necessários para o projecto de desenvolvimento detalhado do UAV Skyguardian e construir as instruções de aeronavegabilidade continuada. No âmbito RAMS foi definida uma configuração de sistemas e um perfil de exploração da aeronave. O modelo de fiabilidade desenvolvido permitiu obter uma estimativa de fiabilidade para a aeronave Skyguardian. No conceito de manutenção são identificados alguns parâmetros de grande importância para a exploração sustentada da aeronave e futura construção das instruções da aeronavegabilidade continuada. Durante a implementação do modelo de fiabilidade e conceito de manutenção, foram também detectadas dificuldades relativamente à falta de informação para estimar a fiabilidade da aeronave e para definir, de forma mais detalhada, o conceito de manutenção. Conclui-se que para superar esta falta deverão ser implementados programas de recolha de informação necessária que permitam actualizar o modelo de fiabilidade e desta forma obter um valor de fiabilidade mais realista. O conceito de manutenção proposto define linhas de orientação, permitindo estabelecer posteriormente um plano de manutenção e suporte logístico que permita manter e operar a aeronave durante o seu ciclo de vida.

Abstract

Reconnaissance and forest surveillance mission is one of many tasks performed by UAVs. With the introduction of these unmanned aircraft in civil airspace, certain safety measures must be fulfilled in a way that other aircrafts, that share the same airspace, aren't put in danger. UAV Skyguardian is a project being developed by UBI/DCA and serves as basis for study of this work. UAV Skyguardian to perform reconnaissance and forest surveillance mission in a secure way is embedded the RAMS process with the aim of developing a reliability model and maintenance concept. RAMS process implementation, during the initial phase of the project, allows to establish the necessary parameters for the detailed development of UAV Skyguardian project and build the continuing airworthiness instructions. Under RAMS process it was defined a system configuration and a operation profile for the aircraft. The reliability model was developed, allowing to obtain a estimate for the aircraft Skyguardian. In the maintenance concept were identified some factors of great importance for the aircraft sustained operation and future construction of the continuing airworthiness instructions. During reliability model and maintenance concept implementation, were also found difficulties regarding the lack of information to estimate the aircraft reliability and to define, in a more detail manner, the maintenance concept. To overcome this lack, programmes should be implemented for gathering necessary information to update the reliability model and thus obtain a more realistic value of reliability. The proposed maintenance concept defines some guidelines, allowing subsequently establishing a plan for maintenance and logistic support to maintain and operate the aircraft during its life cycle.

Conteúdo

Resumo	5
Abstract	6
Índice de Tabelas	12
Índice de Figuras	15
Lista de Abreviaturas e Símbolos	16
1 Introdução	18
1.1 Definição do Problema	18
1.2 RAMS - Origem e evolução histórica	19
1.3 UAV´s - Desde o primeiro voo até à actualidade	23
1.4 Estrutura do estudo	31
2 Processo RAMS	32
2.1 Fiabilidade - Generalidades	33
2.1.1 Modelo de Taxa de Falha Constante	34
2.1.2 Modelo de Falhas Dependentes do Tempo	35
2.1.3 Fiabilidade de Sistemas	36
2.1.3.1 Configuração em Série	36
2.1.3.2 Configuração em Paralelo	36
2.1.3.3 Redundância	37

2.1.4	Análise de Risco	37
2.1.4.1	Classificação de Severidade	38
2.1.4.2	Classificação da Probabilidade de Ocorrência	38
2.1.5	Segurança e Árvore de Análise de Falhas	39
2.1.5.1	Árvore de Análise de Falhas	39
2.2	Disponibilidade	41
2.2.1	Disponibilidade Inerente	41
2.2.2	Disponibilidade Efectiva	41
2.2.3	Disponibilidade Operacional	42
2.3	Manutibilidade	43
2.3.1	Métricas da Manutibilidade	43
2.3.1.1	Análise do Tempo de Paragem	43
2.3.1.2	Tempo Médio de Reparação do Sistema	44
2.3.1.3	Tempo Médio entre Manutenção	44
2.3.1.4	Alocação da Manutibilidade	44
2.3.2	Manutenção	45
2.3.2.1	Tipo de Manutenção	45
2.3.2.2	Níveis de Manutenção	48
2.3.2.3	Políticas de Reparação	49
2.3.2.4	Tarefas de Manutenção	50
2.4	Suportabilidade	53
2.4.1	Determinação da quantidade de unidades de reserva	53
2.4.2	<i>Master Minimum Equipment List</i>	54
3	Definição da configuração	57
3.1	Definição da Missão	57
3.1.1	Principais Características do Sistema UAV	58
3.1.2	Perfil de Operação	59
3.1.2.1	Fases de Voo	59

3.2	Definição do Sistema UAV	61
3.2.1	Definição do Sistema Aéreo	61
3.2.1.1	Estrutura	62
3.2.1.2	Recuperação de Emergência	62
3.2.1.3	Monitorização	62
3.2.1.4	Navegação	63
3.2.1.5	Servocomandos de Controlo	64
3.2.1.6	Voo Automático	64
3.2.1.7	Registo de Dados	65
3.2.1.8	Comunicações	65
3.2.1.9	Propulsivo	65
3.2.1.10	Eléctrico	65
3.2.1.11	Iluminação de Sinalização	66
3.2.1.12	Missão	66
4	Modelo de Fiabilidade	67
4.1	Análise Qualitativa	67
4.1.1	Árvore de Análise de Falhas	67
4.1.1.1	Definição do evento de topo e restrições.	68
4.1.1.2	Elaboração da Árvore de Falhas	68
4.1.2	Análise de Risco	94
4.1.3	Conclusão da análise qualitativa	97
4.2	Análise Quantitativa	98
4.2.1	Definição do Modelo de Falhas	98
4.2.2	Cálculo da Fiabilidade	99
4.2.2.1	Estimativa de Fiabilidade dos Sistemas	99
4.2.2.2	Estimativa de Fiabilidade do Sistema Aéreo	108
4.2.3	Conclusão da análise quantitativa	110

5	Conceito de Manutenção	111
5.1	Níveis de Manutenção Aplicados	111
5.2	Definição de Tarefas de Manutenção	113
5.3	Políticas de Reparação	115
5.4	Análise de Métricas de Manutibilidade	116
5.5	Planeamento Temporal das Tarefas de Manutenção	120
5.6	Suporte Logístico	120
5.6.1	Quantidade de Unidades Sobresselentes	121
5.6.2	Sistemas de registo de informação recolhida	122
5.6.3	Exemplo da <i>Master Minimum Equipment List</i> da aeronave Sky-guardian	122
5.7	Medidas Preventivas	124
5.8	Conclusão	125
6	Conclusões do estudo	127
6.1	Síntese	127
6.2	Sugestões para estudos futuros	128
	Referências Bibliográficas	130
	Apêndices	133
A	Glossário	134
B	Skyguardian - Descrição da aeronave	140
C	Definição do Sistema Aéreo	143
C.1	Caracterização da Aeronave segundo a Norma MIL-STD-1808	143
C.2	Arquitectura do Sistema Aéreo	145
D	Análise de Risco	147
E	Análise Qualitativa - Dados recolhidos	149

Lista de Tabelas

2.1	Classificação da Severidade da falha	38
2.2	Classificação da Probabilidade de Ocorrência da falha	38
2.3	Exemplo de Master Minimum Equipment List	55
4.1	Análise de Risco: Eventos de elevado e sério risco	96
4.2	Fiabilidade dos Componentes do Sistema de Monitorização	100
4.3	Fiabilidade dos Componentes do Sistema de Navegação	101
4.4	Fiabilidade dos Componentes do Sistema de Servocomandos de Controlo	102
4.5	Fiabilidade dos Componentes do Sistema de Voo Automático	102
4.6	Fiabilidade dos Componentes do Sistema de Registo de Dados	103
4.7	Fiabilidade dos Componentes do Sistema de Comunicações	104
4.8	Fiabilidade dos Componentes do Sistema de Recuperação de Emergência	104
4.9	Fiabilidade dos Componentes do Sistema Eléctrico	105
4.10	Fiabilidade dos Componentes do Sistema de Missão	106
4.11	Fiabilidade dos Componentes do Sistema Estrutura	106
4.12	Fiabilidade dos Componentes do Sistema de Iluminação de Sinalização	107
4.13	Fiabilidade dos Componentes do Sistema Propulsivo	108
5.1	Modelo de Tarefas de Manutenção Preventiva	113
5.2	Dados Obtidos da Análise da Manutibilidade	117
5.3	Estimativa da Quantidade de Unidades Sobresselentes	121
5.4	Exemplo de MMEL Skyguardian: S25-1	123
5.5	Exemplo de MMEL Skyguardian: S33-1	123

B.1	Dimensões e Áreas da Aeronave Skyguardian	141
D.1	Análise de Risco (parte 1)	147
D.2	Análise de Risco (parte 2)	148
E.1	Dados Recolhidos do Sistema de Monitorização	150
E.2	Dados Recolhidos do Sistema de Navegação	150
E.3	Dados Recolhidos do Sistema de Servocomandos de Controlo	151
E.4	Dados Recolhidos do Sistema de Voo Automático	151
E.5	Dados Recolhidos do Sistema de Registo de Dados	151
E.6	Dados Recolhidos do Sistema de Comunicações	151
E.7	Dados Recolhidos do Sistema de Recuperação de Emergência	151
E.8	Dados Recolhidos do Sistema Eléctrico	151
E.9	Dados Recolhidos do Sistema de Missão	151
E.10	Dados Recolhidos do Sistema Estrutura	152
E.11	Dados Recolhidos do Sistema de Iluminação de Sinalização	152
E.12	Dados Recolhidos do Sistema Propulsivo	152

Lista de Figuras

1.1	UAV Firebee	24
1.2	UAV Lightning Bug (instalado numa aeronave)	24
1.3	UAV Scout	25
1.4	UAV Predator (equipado com mísseis Hellfire)	25
1.5	UAV Hunter	26
1.6	UAV Outrider	26
1.7	UAV Aerosonde	28
1.8	UAV Hermes 450	29
2.1	Análise da Disponibilidade aplicando o processo RAMS	33
2.2	Curva da Banheira	34
2.3	Diagrama de blocos para componentes em série	36
2.4	Diagrama de blocos para componentes em paralelo	37
2.5	Simbologia utilizada na Árvore de Análise de Falhas	40
2.6	Ciclo de Tempo de Paragem	43
2.7	Ciclo Temporal de Manutenção	46
3.1	UAV Skyguardian	58
3.2	Perfil de Operação	60
3.3	Sistema UAV	61
4.1	Perda de Missão	69
4.2	Perda de Aeronave	71

4.3	Perda da Localização da Aeronave	72
4.4	Perda do Sistema de Missão	73
4.5	Perda Devido a Impossibilidade de Lançamento da Aeronave	74
4.6	Perda de Comunicações com a Aeronave	75
4.7	Perda da Integridade Estrutural da Aeronave	76
4.8	Perda de Potência da Aeronave	77
4.9	Perda de Sustentação da Aeronave	79
4.10	Perda do Controlo da Aeronave	80
4.11	Perda de Corrente Eléctrica na Aeronave	81
4.12	Perda Devido a Colisão em Voo	82
4.13	Perda do Motor	84
4.14	Erro do Piloto	85
4.15	Perda das Superfícies de Controlo	86
4.16	Perda do Sistema de Navegação	87
4.17	Falha Mecânica do Motor	89
4.18	Excesso de Vibrações do Motor	90
4.19	Sobreaquecimento do Motor	91
4.20	Operação Inadequada do Motor	92
4.21	Perda do Sistema de Voo Automático	93
4.22	Matriz de Risco da Análise de Perda de Missão	95
4.23	Diagrama de Blocos do Sistema de Monitorização	100
4.24	Diagrama de Blocos do Sistema de Navegação	101
4.25	Diagrama de Blocos do Sistema de Servocomandos de Controlo	102
4.26	Diagrama de Blocos do Sistema de Voo Automático	103
4.27	Diagrama de Blocos do Sistema de Registo de Dados	103
4.28	Diagrama de Blocos do Sistema de Comunicações	104
4.29	Diagrama de Blocos do Sistema de Recuperação de Emergência	105
4.30	Diagrama de Blocos do Sistema Eléctrico	105

4.31	Diagrama de Blocos do Sistema de Missão	106
4.32	Diagrama de Blocos do Sistema Estrutura	107
4.33	Diagrama de Blocos do Sistema de Iluminação de Sinalização	107
4.34	Diagrama de Blocos do Sistema Propulsivo	108
4.35	Diagrama de Blocos do Sistema Aéreo	109
5.1	Estimativa do Tempo Médio entre Manutenção vs Tempo Médio entre Manutenção Preventiva	117
5.2	Estimativa de Tempo Médio de Paragem vs Tempo Médio entre Manu- tenção Preventiva	118
5.3	Estimativa de Disponibilidade Efectiva vs Tempo Médio entre Manu- tenção Preventiva	119
B.1	Esboços da Aeronave Skyguardian	141
B.2	Zonas de Acesso	142
C.1	Diagrama do Sistema Aéreo segundo a norma MIL-STD-1808	145
C.2	Arquitectura do Sistema Aéreo	146

Lista de Abreviaturas e Símbolos

Abreviaturas

AFBM	Air Force Ballistic Missile
AGREE	Advisory Group on Reliability of Electronic Equipment
AIAA	American Institute of Aeronautics and Astronautics
ARINC	Aeronautics Radio, Inc
ASQC	American Society for Quality Control
ASME	American Society of Mechanical Engineers
ATM	Air Traffic Management
DCA	Departamento de Ciências Aeroespaciais
DOD	Department of Defense
EASA	European Aviation Safety Agency
FADEC	Full Authority Digital Engine Control
FOD	Foreign Object Damage
FTA	Fault Tree Analysis
GPS	Global Positioning System
IEEE	Institute of Electrical and Electronics Engineers
ICAO	International Civil Aviation Organization
IES	Illuminating Engineering Society
IMU	Inertial Measurement Unit
INAC	Instituto Nacional de Aviação Civil
JAA	Joint Aviation Authorities
LOS	Line of Sight
MEL	Minimum Equipment List
MMEL	Master Minimum Equipment List
MSG	Maintenance Steering Group
PHST	Package Handling Storage and Transportation
RAMS	Reliability Availability Maintainability and Supportability
RQCS	Reliability and Quality Control Society

SAE	Society of Automotive Engineers
SRE	Society of Reliability Engineers
TCAS	Traffic Collision Avoidance System
UAV	Unmanned Aerial Vehicle
UBI	Universidade da Beira Interior
UCAV	Unmanned Combat Air Vehicle

Símbolos

A_e	Disponibilidade efectiva
A_{inh}	Disponibilidade inerente
A_o	Disponibilidade operacional
A_s	Disponibilidade específica
ADT	Tempo de atraso administrativo (administrative delay time)
k	Quantidade de unidades do mesmo componente
LDT	Tempo de atraso de logística (logistics delay time)
MDT	Tempo de atraso para manutenção (maintenance delay time)
$MPMT$	Tempo médio de manutenção preventiva (<i>mean preventive maintenance time</i>)
$MTBF$	Tempo médio entre falhas (<i>mean time between failures</i>)
$MTBM$	Tempo médio entre manutenção (<i>mean time between maintenance</i>)
$MTTR$	Tempo médio para reparar (<i>mean time to repair</i>)
\bar{M}	Tempo médio de paragem (<i>mean downtime</i>)
P	Probabilidade de sucesso
t_d	Tempo de vida do sistema
s	Número de unidades sobresselentes
T_{pm}	Tempo médio entre manutenção preventiva
β	Parâmetro de forma
λ	Taxa de falhas
θ	Parâmetro de escala

Capítulo 1

Introdução

1.1 Definição do Problema

Actualmente são vastas as aplicações de UAVs desde missões militares a missões civis. No sector civil o interesse é despertado devido à possibilidade de efectuar missões de gestão de recursos naturais, mapeamento terrestre, vigilância e reconhecimento de desastres ambientais, entre outros. A capacidade de um UAV operar a elevadas altitudes e durante longos períodos de tempo permite desempenhar tarefas que aeronaves tripuladas e satélites por vezes não conseguem.

Um UAV equipado com dispositivos de detecção de fontes térmicas e recolha de informação através de câmaras de vídeo, fotográficas e infravermelhos, pode ser uma ferramenta eficiente no apoio ao combate ao fogo.

Os UAVs são aeronaves ainda em fase de desenvolvimento tecnológico e como tal ainda não existe nenhuma base geral que defina quais os princípios que deverão ser seguidos para que possam ser operados e mantidos de forma correcta e de acordo com as normas reguladores da aviação civil.

A baixa fiabilidade destas aeronaves e a falta de legislação sobre como certificar, operar e manter um UAV é seguramente um factor condicionante que impede a sua utilização e integração no espaço aéreo civil.

É proposto um estudo que tem como base identificar e definir linhas de orientação que possam auxiliar na construção das instruções de aeronavegabilidade continuada de um UAV.

Como plataforma de estudo será utilizado o UAV Skyguardian. De modo a desenvolver o processo RAMS será definida uma configuração de missão e operação para vigilância florestal; será formulado um modelo de fiabilidade com base na configuração de sistemas e componentes propostos e desenvolvido o conceito de manutenção necessário para manter os níveis de operacionalidade e disponibilidade requeridos.

1.2 RAMS - Origem e evolução histórica

A origem e evolução do estudo no âmbito da Fiabilidade, Disponibilidade, Manutibilidade e Suportabilidade, vulgo RAMS, mais concretamente na área da fiabilidade e manutibilidade encontra-se devidamente caracterizada por Dimitri Kececioglu em várias publicações, mas especialmente na sua publicação "Reliability Engineering Handbook"[39]. Dimitri Kececioglu contribui para a história da Engenharia da Fiabilidade desde 1960 essencialmente com a criação e desenvolvimento de cursos de Engenharia de Fiabilidade no Departamento de Engenharia Mecânica e Aeroespacial da Universidade do Arizona, nos Estados Unidos da América.

No século XIX e princípios do século XX a concepção de componentes apresentava requisitos mais baixos, a nível de custo e prazos de entrega, dos que actualmente se registam. Desta forma, em muitos casos, os níveis de fiabilidade eram obtidos através do sobredimensionamento de componentes, como é referido por David J. Smith (2001)[45]. Até meio do século XX os componentes eram produzidos de forma artesanal, onde a produção em massa e a necessidade de normalização na produção de componentes não se aplicava. Deste modo, a fiabilidade dos produtos estava intrinsecamente ligada à perícia do artesão na manufactura de componentes. Com a introdução da produção em massa e normas de manufactura, os componentes defeituosos começaram a ser identificados através de inspecções, testes e procedimentos de controlo de qualidade realizados durante o processo de fabrico.

Durante a década de 40 a percepção que a fiabilidade é um factor crítico na vida de componentes e equipamentos é observado quando, durante o período da Segunda Guerra Mundial nos Estados Unidos da América, cerca de 60% do equipamento expedido pelo ar chegava ao destino danificado. Cerca de 50% das peças sobresselentes e equipamento armazenado tornava-se impróprio para serviço antes da sua aplicação. O equipamento electrónico em bombardeiros não permanecia em operação mais de 20 horas sem problemas.

Neste mesmo período Robert Lusser, que trabalhava no programa de teste alemão para os mísseis V-1, reconheceu a necessidade da existência da fiabilidade como disciplina separada. Após a Segunda Guerra Mundial vai para os Estados Unidos da América onde ingressa na Divisão de Pesquisa e Desenvolvimento do Exército em Huntsville, Alabama.

Ainda durante esse período, devido à baixa fiabilidade e manutibilidade de produtos como tubos de vácuo de rádio para comunicações surgem estudos por parte de entidades privadas e instituições académicas que levam ao desenvolvimento de novos componentes electrónicos, tais como díodos, transístores e *chips* de memória.

No princípio da década de 50 a Aeronautical Radio, Inc.(ARINC) foi estabelecida pelas companhias aéreas comerciais para melhorar o equipamento electrónico a bordo das aeronaves, também referido como aviónicos. Em 1950 o Departamento de Defesa Norte Americano estabelece o Ad Hoc Group para o estudo e análise da fiabilidade. Em 1951

o Secretário da Defesa Americano, General George C. Marshall publica uma directiva para todas as agências do Departamento de Defesa, com o objectivo de aumentar o ênfase da fiabilidade em equipamento electrónico militar. Em 1952 o Departamento de Defesa torna o Ad Hoc Group permanente, renomeando-o como Advisory Group on Reliability of Electronic Equipment (AGREE), com o intuito de monitorizar e estimular o interesse na área da fiabilidade. Nesse mesmo ano a fiabilidade começa a desenvolver-se como uma disciplina separada.

Em 1953, o Dr. R.R. Carhart da Rand Corporation preparou um relatório sobre fiabilidade sob o patrocínio da USAF Project Rand [26]. O seu estudo baseou-se na revisão dos problemas e progressos feitos até então. Adicionalmente listou sete factores que, estimados por si, determinam a mais valia económica e militar de um sistema de armamento. Entre os factores listados encontra-se a fiabilidade e manutibilidade. Nesse mesmo ano a Radio Corporation of America tornou-se a primeira companhia no ramo industrial a estabelecer uma programa organizado para a disciplina de fiabilidade.

Em 1954 efectou-se o primeiro simpósio nacional em fiabilidade e controlo de qualidade, patrocinado pelo Institute of Electrical and Electronics Engineers (IEEE), a American Society for Quality Control (ASQC) e a Illuminating Engineering Society (IES), sendo posteriormente publicados os procedimentos e conclusões desse simpósio. Em 1995 a IEEE inicia a Reliability and Quality Control Society (RQCS).

No decorrer da década de 50 foram várias as publicações de artigos e livros sobre fiabilidade. Em 1956 foi publicado o primeiro livro comercial sobre fiabilidade elaborado por Keith Henney e publicado pela McGraw-Hill [35]. A Força Aérea Norte Americana publicou a primeira especificação militar "MIL-R-25717: Reliability Assurance Program for Electronic Equipment". Sendo posteriormente publicada a norma militar "MIL-R-26674" como especificação geral sobre fiabilidade. A Bell Aircraft Corporation emitiu um dos primeiros livros de fiabilidade na indústria aeroespacial, sendo que a maior parte dos conteúdos desta publicação foi introduzida no Air Force Bulletin 510, tornando-se o primeiro esforço governamental para ajudar a organizar-se para a fiabilidade.

Em Junho de 1959 a Divisão de Mísseis Balísticos da Força Aérea Norte Americana emitiu a primeira grande especificação sobre gestão de fiabilidade denominada "Air Force Ballistic Missile (AFBM) Exhibit 58-10: Reliability Program for Ballistic Missile and Space Systems". Pela primeira vez as entidades militares forneceram uma larga compreensão à gestão de programas de fiabilidade estipulando requisitos mínimos para os seus fornecedores. Um dos pontos contidos neste exemplar era o facto do fornecedor ter que preparar um plano escrito descrevendo o programa de fiabilidade que pretendia seguir durante o periodo contractual. O documento AFBM Exhibit 58-10 foi revisto e convertido na norma militar "MIL-R-27542: Reliability Program Requirements for Aerospace Systems Subsystems and Equipment".

Em 1960, D. N. Chorafas publicou o primeiro livro que combinava Estatística com Engenharia de Fiabilidade. Em Monterey, Califórnia a U.S. Naval Post-Graduate School torna-se a primeira instituição a leccionar cursos de Engenharia de Fiabilidade à qual se

junta, em 1961, a U.S. Army Management Engineering and Training Activity em Rock Island, Illinois que leccionava cursos de Engenharia de Fiabilidade e Manutibilidade. Em 1961 Igor Bazovsky publica o primeiro livro exclusivamente sobre Engenharia de Fiabilidade e as entidades militares continuaram a publicar várias normas no âmbito da fiabilidade ao longo desse mesmo ano.

Em 1962 o US Air Force Institute of Technology em Dayton, Ohio, torna-se a primeira instituição educacional a iniciar e a leccionar o curso de mestrado em Engenharia de Fiabilidade de Sistemas para pessoal militar e governamental. O American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), a Society of Automotive Engineers(SAE) e a American Society of Mechanical Engineers (ASME) iniciam a Annual Reliability and Maintainability Conference para dar ênfase à fiabilidade mecânica, sendo posteriormente publicados todos os procedimentos e conclusões desta e futuras conferências.

Em 1963 a National Aeronautics and Space Administration (NASA) adoptou uma série de linhas orientadoras para serem seguidas pelos seus fornecedores de forma a assegurar a fiabilidade nos seus equipamentos dos sistemas espaciais. Nestas linhas distinguam-se a inserção dos níveis de fiabilidade dos componentes utilizados, testes a ser realizados e o fornecimento à NASA de um certificado de aprovação do teste de fiabilidade. Na Universidade do Arizona em Tucson, o Aeronautics and Mechanical Engineering Department iniciou a instrução de cursos de Engenharia de Fiabilidade leccionados por Dr. Dimitri B. Kececioglu.

Em 1966 é fundada em Buffalo, por Gerald B. Cohen a Society of Reliability Engineers (SRE).

Em Julho de 1968, representantes de várias companhias aéreas agrupam-se dando origem ao Maintenance Steering Group (MSG) e desenvolvem o manual "MSG-1: Maintenance Evaluation and Program Development", que incluía decisões lógicas e procedimentos internos para o desenvolvimento de manutenção programada para o novo Boeing 747. Consequentemente foi decidido que a experiência obtida neste projecto deveria ser aplicada para actualizar a lógica de decisão e alguns procedimentos detalhados da aeronave Boeing 747 deveriam ser apagados, de forma a redigir um documento universal que pudesse ser aplicado a outras aeronaves.

Na década de 70, foi redigido o documento designado "MSG-2: Airline/ Manufacturer Maintenance Program Planning Document" que continha procedimentos e lógicas de decisão para o desenvolvimento de manutenção programada para as aeronaves dessa mesma década.

Em 1972 a Annual Reliability and Maintainability Conference funde-se com o Annual Symposium on Reliability dando origem ao Annual Reliability and Maintainability Symposium. Ainda nesse mesmo ano, a IEEE inicia a IEEE Reliability Society.

Em 1979, uma década após a publicação da MSG-2, experiência e eventos indicam que uma actualização nos procedimentos MSG era oportuna e no tempo correcto de modo a utilizar o novo documento para o desenvolvimento de manutenção para novas

aeronaves, sistemas ou unidades propulsivas[11].

Na década de 80 as entidades militares dos Estados Unidos da América continuaram a publicar normas no âmbito da fiabilidade, salientando-se a MIL-STD-217E que fornecia métricas para a previsão de fiabilidade para equipamentos electrónicos. A Força Aérea Norte Americana introduziu o Reliability and Maintainability (R&M) 2000 Program que tinha como objectivos aumentar a disponibilidade e prontidão dos sistemas, reduzir os requisitos de pessoal na área de manutenção e custos associados ao ciclo de vida dos componentes e sistemas. Para atingir estes objectivos seria necessário aumentar a fiabilidade e manutibilidade até ao ano 2000.

Em 1997, é publicado pela NASA um relatório técnico[43] sobre a importância de incorporar programas de manutibilidade na engenharia de sistemas, particularmente durante a fase inicial de projecto. Concluem que a inserção de um programa de manutibilidade fornece uma maior disponibilidade do sistema, reduz o número de pessoal necessário para efectuar acções de manutenção, reduz custos operacionais reduzindo assim o custo total de aquisição e manutenção do sistema.

Em 2005 o Departamento da Defesa (DOD) dos EUA, lançou um manual denominado "DOD Guide for achieving Reliability, Availability and Maintainability"[19] onde é analisado o estado da fiabilidade, disponibilidade e manutibilidade nas forças militares norte americanas. Concluem que existe uma necessidade de definir parâmetros de análise de forma a atingir níveis de fiabilidade, disponibilidade e manutibilidade mais elevados.

Nesse mesmo ano, é editada uma directiva pelo Secretário da Força Aérea Norte Americana[17], onde são determinadas as capacidades para executar uma missão e os respectivos requisitos de suportabilidades. Identificam que um dos processos que pode ser implementado para definir as capacidades de missão e requisitos de suportabilidade é o processo denominado Reliability, Maintainability, Availability and Supportability (RAMS). Este processo é descrito como sendo um processo que fornece uma estrutura de desenvolvimento para os requisitos de disponibilidade. Integra parâmetros nos requisitos de desenvolvimento do processo assegurando ligação à componente de utilidade operacional. O trabalho inicial para o desenvolvimento dos requisitos da RAMS começa com uma declaração dos requisitos de missão onde são identificados os objectivos, perfil de operação e configuração do sistema.

Vários estudos[34, 42, 41] sobre a implementação do processo RAMS em conjunto com análise de risco e análise de custo, associado ao ciclo de vida, durante a fase inicial de projecto, concluíram que as características inerentes do processo RAMS devem ser consideradas durante a fase de decisão inicial e planeamento de manutenção de forma a aumentar a fiabilidade, reduzir os riscos associados com a manutenção e com o custo do ciclo de vida do produto aumentando assim a atractividade do produto.

1.3 UAV's - Desde o primeiro voo até à actualidade

As primeiras aeronaves não tripuladas, também designadas por Unmanned Aerial Vehicle (UAV), surgiram aproximadamente no ano de 1900, sendo caracterizadas pelo seu desenho rudimentar e uso operacional limitado. Desde esse tempo, os UAVs evoluíram para sistemas autónomos e complexos capazes de explorar qualquer ponto no espaço terrestre sob condições atmosféricas adversas devido ao rápido desenvolvimento tecnológico. Esta transformação é um resultado directo dos avanços significativos na área da navegação, transferência de dados, capacidade de processamento e tecnologia sensorial.

Com o contínuo avanço destas tecnologias, os UAVs estarão na linha da frente da globalização não só com impactos nas nossas vidas diárias como também nas operações de segurança nacional.

O simples facto de uma aeronave executar uma operação civil ou militar sem piloto interno recorrendo a controlo remoto ou em alguns casos, mais recentes, a um piloto automático que permite operar a aeronave durante as diferentes fases de voo é algo que ainda hoje desafia a compreensão comum.

De uma forma simplificada, um UAV é definido pela NATO(2007)[21] como sendo,

"A powered, aerial vehicle that does not carry a human operator, uses aerodynamic forces to provide vehicle lift, can fly autonomously or be piloted remotely, can be expendable or recoverable, and can carry a lethal or non-lethal payload. Ballistic or semi-ballistic vehicles, cruise missiles, and artillery projectiles are not considered unmanned aerial vehicles."

Elmer Ambrose Sperry é conhecido como sendo o pai das aeronaves não tripuladas com ideias e inovações muito além do seu tempo. Em 1918, demonstrou em parceria com a Marinha dos Estados Unidos da América o primeiro voo não tripulado utilizando um torpedo aéreo naval. O torpedo lançado no ar, voou aproximadamente 1000 metros e caiu ao mar numa localização predetermined. Este teste bem sucedido levaria a novos desenvolvimentos em voos não tripulados.

Na década de 20, as entidades militares dos Estados Unidos da América desenvolveram novos progressos ao demonstrar o controlo de uma aeronave não tripulada através de rádio controlo remoto.

Durante a década de 30 até à década de 40, os UAVs foram produzidos para servir de alvo em cenários de treino para as unidades de defesa antiaéreas. Conceptualmente, estes UAVs alvo eram simples em termos de desenho e operação devido à limitada tecnologia existente na altura.

Na década de 50, os avanços tecnológicos e inovações levaram ao desenvolvimento de UAVs de reconhecimento equipados com sistemas de navegação. O UAV SD-1 Observer

foi o primeiro UAV tático de reconhecimento desenvolvido pela Northrop Gruman. A configuração do UAV SD-1 era baseada nas configurações existentes da altura com a adição de câmaras montadas externamente. As entidades militares dos Estados Unidos da América utilizaram esta configuração básica para desenvolver aeronaves não tripuladas de vigilância e reconhecimento.

Durante a década de 60, a Força Aérea dos Estados Unidos da América obteve significativos avanços no desenvolvimento em UAVs, dando origem ao UAV Lightning Bug. A configuração do UAV Lightning Bug era baseada no UAV Firebee, aeronave desenvolvida pela Ryan Aeronautical Company para treino de fogo antiaéreo[38]. O UAV Firebee demonstrou sucesso como aeronave de reconhecimento durante o seu desenvolvimento e pequenas modificações permitiram ao UAV Firebee efectuar voos de maior alcance e altitudes mais elevadas.



Figura 1.1: UAV Firebee

O UAV Lightning Bug efectou o seu primeiro voo no Sudoeste Asiático durante o verão de 1964 vindo posteriormente a completar cerca de 3400 missões táticas de vigilância e reconhecimento durante a Guerra do Vietnam e. Este UAV obteve imagens valiosas sobre as localizações inimigas de mísseis terra-ar, campos de prisioneiros e outros alvos militares significativos.



Figura 1.2: UAV Lightning Bug (instalado numa aeronave)

Apesar destas operações bem sucedidas, os Estados Unidos da América decidiram não expandir os programas de investigação e desenvolvimento de UAVs após a conclusão do conflito do Vietnam. Nessa mesma altura, avaliaram as aplicações de UAVs como sendo limitadas e com pouca relevância para as operações militares. Deste modo, os UAVs não foram utilizados de forma significativa em operações militares até à década

de 90 onde desempenharam um papel importante durante a Operação Tempestade do Deserto. Contudo, os Estados Unidos da América não foram a única nação a desenvolver UAVs.

Na década de 70, devido ao forte investimento em pesquisa e desenvolvimento, o governo israelita desenvolveu a Israeli Aircraft Industry dando origem ao UAV Scout para aplicações militares[44]. O UAV Scout possui capacidade de vigilância e reconhecimento e pode operar a altitudes de 15000 pés em missões com uma duração de seis horas.



Figura 1.3: UAV Scout

O UAV Scout teve ainda uma papel muito importante durante a Guerra do Líbano em 1982, devido à sua capacidade de recolha de informação durante missões de vigilância e reconhecimento que resultaram em operações militares bem sucedidas.

Na década de 90, após a Guerra do Golfo, os Estados Unidos da América reconheceram a importância de sistemas não tripulados o que originou o aparecimento de novas aeronaves, tais como o UAV Predator, que demonstrou o seu potencial no conflito dos Balcãs. Algumas das versões actuais do UAV Predator estão equipadas com mísseis Hellfire para situação de ataque, dando assim origem a uma nova designação de aeronaves não tripuladas de combate, os Unmanned Combat Air Vehicle(UCAV).



Figura 1.4: UAV Predator (equipado com mísseis Hellfire)

Do ponto de vista técnico, os UAVs estão a tentar desempenhar operações usualmente efectuadas por aeronaves tripuladas, tais como vigilância, reconhecimento e até mesmo de ataque no caso dos UCAVs. No entanto, dados recolhidos de UAVs militares tais como o UAV Hunter e UAV Outrider revelam dificuldades técnicas relacionadas com a configuração de carga, peso, fiabilidade de motor, limitações de potência, fiabilidade na troca de dados, desempenho e falhas no software dos sistemas de controlo de voo[23]. Isto evidencia que os actuais UAVs são aeronaves pouco fiáveis e que necessitam de desenvolvimentos em grande parte dos seus sistemas.



Figura 1.5: UAV Hunter



Figura 1.6: UAV Outrider

Em 2003, um relatório assinado pelo Departamento da Defesa dos Estados Unidos da América sobre fiabilidade de UAVs, a maioria na área militar, revela que o aumento de fiabilidade dos sistemas que integram um UAV, são o próximo passo a desenvolver[13]. Nesse documento é observado que a taxa da falha dos UAVs é demasiado alta e como tal deverá ser feito um esforço para aumentar o grau de fiabilidade destas aeronaves.

O aumento no nível de fiabilidade num UAV pode ser atingido basicamente em duas fases:

- A primeira consiste na definição de um modelo de fiabilidade logo na fase de projecto da aeronave. A implementação de um modelo de fiabilidade nesta etapa demonstra factores positivos a nível de aumento de qualidade no desempenho dos sistemas como foi concluído por D. Uhlig et al.(2006) [46], que efectuou um estudo sobre a importância de fiabilidade e segurança na fase de projecto de UAVs. Este estudo ainda refere que uma das dificuldades encontradas na implementação do

modelo de fiabilidade nesta primeira fase deve-se ao facto de não existirem, na altura, dados sobre o desempenho dos diferentes sistemas que integravam a aeronave. Desta forma não existia uma noção sobre quais os sistemas e até mesmo, quais os componentes que necessitariam de um desenvolvimento mais cuidado de forma a garantir um melhor desempenho e garantir um maior grau de fiabilidade e segurança.

Uma abordagem possível à falta de conhecimento sobre o desempenho dos sistemas que integram um UAV, consistiu em definir projectos de UAVs que tivessem um baixo grau de complexidade a nível de sistemas, como forma de directa de controlar e melhorar o desempenho de uma aeronave não tripulada. No entanto, verificou-se que esta aproximação de simplicidade de configuração dos sistemas estava errada uma vez que isso exigia uma maior qualidade a nível de componentes[13]. Qualidade que não existia devido à utilização, em UAVs, de componentes desenvolvidos para aeronaves tripuladas, onde o grau de fiabilidade por vezes é garantido através de redundâncias introduzidas no sistema.

- Numa segunda fase é efectuado o registo de todos os acontecimentos que ocorrem com a aeronave durante a fase de operação, que podem levar a melhorias de fiabilidade e melhorias no próprio modelo de fiabilidade previamente definido. Vários relatórios e estudos [47, 36, 32] sobre acidentes e incidentes devido a falhas de sistemas, falhas de manutenção e falhas humanas, indicam e reforçam a necessidade de implementação de uma ferramenta de recolha de informação. A aplicação destas duas fases é uma boa medida para garantir um maior grau de fiabilidade, como foi verificado por M. Dermentzoudis (2004) [29].

Uma das dificuldades na implementação deste método abrangendo duas fases é a necessidade de um maior investimento na fase de projecto, na área da fiabilidade, embora se reconheça que a implementação de modelos de fiabilidade gera uma redução de custos na fase de operação da aeronave uma vez que existe um constante *feedback* e melhoria do modelo de fiabilidade inicial. Nestes casos, custo total de ciclo de vida de um UAV é inferior a um UAV onde não é implementado um modelo de fiabilidade inicial.

Outra dificuldade na implementação deste sistema de duas fases é que até hoje a maioria dos UAVs são de uso e origem militar. Sector onde o desenvolvimento efectuado é confidencial, como tal o registo de ocorrências é feito de modo interno e não é divulgado. Aliado a isto, cada empresa que desenvolve um UAV para fins militares tem um formato próprio de projecto, operação e manutenção. Isto dificulta a evolução na área da fiabilidade dos sistemas que integram um UAV e a evolução no uso de UAVs para outros fins, senão militares.

Nos últimos tempos a utilização de UAVs para fins civis e até comerciais tem gerado um grande interesse. As possíveis aplicações de UAVs vão desde aplicações na área de ciência terrestre, segurança nacional, até à gestão de território. Um relatório elaborado por T. Cox et al.(2001)[28] descreve e avalia o potencial da utilização de UAVs em operações civis, onde são descritas missões actuais e elencadas outras futuras.

No entanto, existem algumas barreiras que têm que ser suprimidas de forma a ter UAVs a desempenhar missões civis e comerciais totalmente integrados sem que causem qualquer tipo de perturbação na aviação actual. Para um UAV conseguir integrar o mercado civil é necessário que preencha alguns requisitos em termos de certificação, aeronavegabilidade e segurança.

Quando é projectada uma nova aeronave, a sua segurança e fiabilidade têm que ser testadas e certificadas antes de atingir a fase de operação. Deste modo, gerir a componente comercial da aviação civil é um processo que encontra inúmeras dificuldades. A primeira implicação é a segurança pública e desta forma os construtores têm que cumprir as normas de segurança estabelecidas, dispensando grandes quantidades de tempo e dinheiro.

Da mesma forma a aceitação de UAVs por parte das entidades reguladores e do público em geral depende de manter o nível de segurança no espaço aéreo actual. Os UAVs devem integrar o espaço aéreo sem aumentar o risco perante os outros utilizadores, pessoas e propriedades no solo[15, 10, 27].

Uma vez que a fase de certificação de uma aeronave tripulada é exigente a nível de segurança, também uma aeronave não tripulada exige uma apertada certificação em questões de segurança. Actualmente, os UAVs desenvolvidos para aplicação civil estão restritos a voos em áreas controladas, ou possuem licenças especiais emitidas pelas autoridades aéreas reguladoras.

Este tipo de licença é dada tendo em conta a aeronave e os sistemas que a integram, ou seja, é feita uma avaliação caso a caso. Isto faz com que uma aeronave construída num qualquer país não possa operar fora desse mesmo país uma vez que apenas se encontra certificada por autoridades locais ou nacionais.

Exemplos de aeronaves com licenças especiais são os UAV Aerosonde e UAV Hermes 450 que foram certificados pelas suas autoridades aéreas reguladoras nacionais.



Figura 1.7: UAV Aerosonde



Figura 1.8: UAV Hermes 450

Em 2004 a Joint Aviation Authorities (JAA) em conjunto com a Eurocontrol apresentaram um relatório onde é descrito um conceito para regulamentação com aplicação em UAVs civis no espaço europeu[15]. Esta parceria tinha como objectivo desenvolver um conceito para a regulamentação de UAVs civis, analisando princípios tais como segurança, aeronavegabilidade, aprovação operacional, manutenção e licenciamento.

Em 2005 é lançada uma proposta de certificação de Sistemas UAV por parte da European Aviation Safety Agency (EASA)[16]. Esta proposta apresenta uma separação entre UAVs cuja regulamentação é definida pela EASA e pelas Autoridades Nacionais.

- A EASA cobre a regulamentação ambiental e de aeronavegabilidade de UAVs com uma massa máxima à decolagem de 150kg ou superior, que não são excluídos pelo Artigo 1 e Artigo 4 e Anexo II do documento EC Regulation 1592/2002.

A regulamentação dos UAVs excluídos é da responsabilidade das Autoridades Nacionais.

- As Autoridades Nacionais retêm a responsabilidade da regulamentação ambiental e de aeronavegabilidade dos UAVs que não são abrangidos pela EASA. Isto inclui:
 1. UAVs com uma massa máxima à decolagem inferior a 150kg;
 2. UAVs, com qualquer massa especificamente desenhados com um propósito científico, experimental e pesquisa, que provavelmente sejam produzidos em pequenos números;
 3. UAVs utilizados em serviços militares, policiais ou semelhantes.

Ainda nesta proposta é evidenciado o facto dos regulamentos de certificação para UAVs poderem vir a ser estabelecidos tendo como base a regulamentação actual para aeronaves tripuladas.

Tendo isto em conta, a inserção de um UAV no mercado civil deverá seguir normas de regulamentação ambiental, aeronavegabilidade, operacionalidade e manutenção muito semelhantes às praticadas para as aeronaves tripuladas.

Sendo o factor de segurança muito importante na aviação actual, também ele terá que ser levado em conta na certificação, operação e manutenção de um UAV. É pois importante estabelecer conceitos de fiabilidade, manutenção e segurança que permitam alcançar os níveis que possam vir a ser implementados.

1.4 Estrutura do estudo

A estrutura do estudo proposto, numa forma simplificada, segue a seguinte linha:

1. Definição de conceitos e fundamentos teóricos das várias disciplinas que integram o processo RAMS como suporte ao estudo efectuado;
2. Identificação dos objectivos da missão e operação e respectivos requisitos necessários. Identificação e caracterização do sistema UAV e os seus constituintes (subsistemas e componentes);
3. Concepção de um modelo de fiabilidade recorrendo à análise qualitativa e quantitativa do sistema proposto;
4. Descrição do conceito de manutenção com potencial aplicação no UAV em estudo.

No início de cada capítulo será feita uma breve referência aos conteúdos abordados com o objectivo de um melhor enquadramento geral do trabalho.

Capítulo 2

Processo RAMS

A incorporação da disciplina RAMS no desenvolvimento de produtos de base tecnológica é, de forma geral, um processo essencialmente estruturante na base da optimização do desempenho da tecnologia e dos sistemas. Este processo procura integrar e sistematizar a concepção, a fabricação, a operação e manutenção de sistemas, afectando assim, todas as componentes que participam directamente no seu ciclo de vida.

O processo RAMS pode ser simplificado e descrito como um sistema integrado composto por quatro disciplinas diferentes mas interligadas entre si, a saber, fiabilidade, disponibilidade, manutibilidade e suportabilidade. Estas disciplinas aplicadas em conjunto permitem analisar e estabelecer parâmetros que caracterizem um sistema ao longo do seu ciclo de vida da seguinte forma:

- **Fiabilidade:** abrange o desenvolvimento de parâmetros que permitam descrever a probabilidade de um sistema completar com sucesso uma missão especificada;
- **Disponibilidade operacional:** encerra o desenvolvimento de parâmetros que permitam descrever a probabilidade de um sistema realizar as missões para o qual foi desenhado, quando necessário;
- **Manutibilidade e manutenção:** integra o desenvolvimento dos parâmetros necessários para restaurar e/ou manter o sistema em condições de operação;
- **Suportabilidade e Logística:** acomoda o desenvolvimento dos parâmetros necessários para suportar e manter a disponibilidade do sistema, incluindo equipamento de teste, peças sobresselentes, pessoal qualificado, entre outros.

A interligação das disciplinas que integram o processo RAMS está patente no facto da fiabilidade, manutibilidade e suportabilidade influenciar directamente a disponibilidade de um sistema.

A Figura 2.1 demonstra a influência do processo RAMS na disponibilidade de um sistema. Observa-se que se fosse possível diminuir o tempo para manter, sem afectar

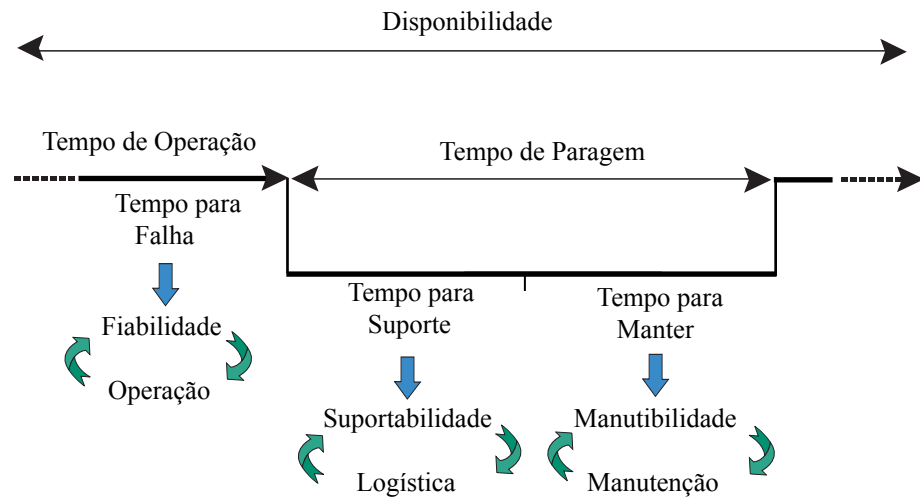


Figura 2.1: Análise da Disponibilidade aplicando o processo RAMS

os outros dois parâmetros (tempo para falha e tempo para suporte), então a disponibilidade operacional iria aumentar. Isto deve-se ao facto da disponibilidade estar relacionada com os tempos de operação e de paragem.

Cada disciplina que integra a RAMS possui conceitos e métricas próprias que permitem análise e avaliar o sistema. Em seguida são descritos os conceitos e fundamentos teóricos da fiabilidade, disponibilidade, manutibilidade e suportabilidade, que serão utilizados na análise do sistema UAV.

2.1 Fiabilidade - Generalidades

A fiabilidade é definida como sendo a *probabilidade de um componente ou sistema efectuar uma função requerida durante um periodo de tempo (t), quando usado em condições de operação estipuladas*[33]. É a probabilidade da "não ocorrência" de uma falha durante o tempo de operação.

Para exprimir esta relação matematicamente, define-se a variável contínua T como sendo o tempo para falha do componente. Então a fiabilidade pode ser definida como:

$$R(t) = Pr \{T \geq t\} \quad (2.1)$$

onde $R(t) \geq 0$, $R(0) = 1$ e $\lim_{t \rightarrow \infty} R(t) = 0$. Para um dado valor de t , $R(t)$ é a probabilidade que o tempo para falha é maior ou igual a t . Podemos então concluir que a fiabilidade de um sistema ou componente está directamente ligado ao tipo de falha que ocorre durante o tempo de operação.

Uma função que analisa o tipo de falha através do ciclo de vida de um componente ou sistema é a função densidade de probabilidade que pela sua imagem típica é designada de Curva da Banheira. Esta função estabelece três fases distintas ao longo da vida de um componente e tipo de falha envolvido:

- Fase Inicial ou Infância: é caracterizada pelas falhas que ocorrem durante o início da operação de um componente ou sistema, estando relacionadas com problemas de montagem e instalação ou problemas de projecto e fabrico. Estas falhas ocorrem devido ao facto do equipamento necessitar de um período de adaptação ao seu ambiente de operação.
- Fase de Vida Útil: é caracterizada por uma taxa de falhas constante. A origem das falhas deve-se a factores como a negligência na utilização dos componentes ou sistemas, excesso de carga aplicada, entre outros.
- Fase Final: é caracterizada por um aumento da taxa de falhas ao longo do tempo, devido a desgaste e fadiga. Com acções de manutenção esta fase pode ser prolongada. Esta fase antecede o fim da vida de um componente ou sistema.

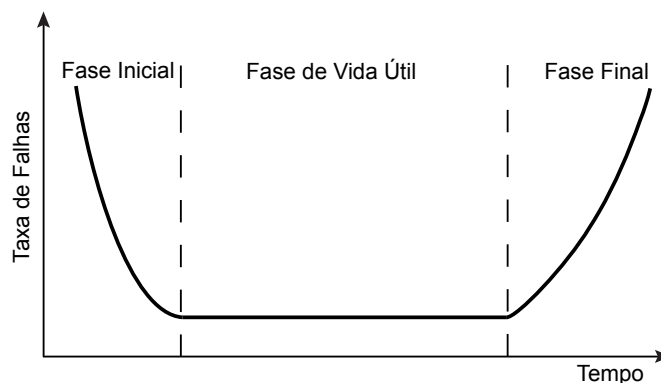


Figura 2.2: Curva da Banheira

2.1.1 Modelo de Taxa de Falha Constante

Uma das características do modelo de falha constante, e que não é partilhada por mais nenhum modelo, é o facto de ser uma distribuição sem memória. Isto significa que o tempo de falha de um componente não é dependente do tempo de operação, ou seja, a condição do componente ou sistema não se altera com o passar do tempo. Significa que o componente ou sistema não está sujeito a factores de deteriorização, degradação ou desgaste à medida que o tempo de exploração passa.

Uma distribuição de falhas que tem uma taxa de falhas constante é denominada Distribuição de Fiabilidade Exponencial. Esta distribuição é uma das mais importantes distribuições de fiabilidade. Certos componentes ou sistemas exibem taxas de falhas constantes e a Distribuição Exponencial em muitos aspectos é a distribuição de fiabilidade mais simples de analisar.

Assumindo que a taxa de falhas, (λ) , é constante ao longo do tempo t e que $t \geq 0$, $\lambda \geq 0$, então temos:

$$R(t) = e^{-\lambda t}, t \geq 0 \quad (2.2)$$

Para obter a taxa de falhas (λ) basta saber o tempo médio entre falhas (MTBF) do componente:

$$MTBF = \frac{1}{\lambda} \quad (2.3)$$

2.1.2 Modelo de Falhas Dependentes do Tempo

Existem, no entanto, componentes ou sistemas que apresentam uma taxa de falhas dependente do tempo decorrido. São componentes que possuem o factor de deteriorização, desgaste e degradação. Usualmente estes componentes demonstram a capacidade de ser restauradas ao estado de operação pretendido onde o custo de reparação da unidade é inferior ao custo de aquisição de um componente novo. Como exemplo temos os motores e as estruturas das aeronaves.

Uma das distribuições de probabilidade com falha dependente do tempo, é a Distribuição Weibull. Durante a década de 30, Ernst Weibull analisou materiais sujeitos à fadiga levando à distribuição de probabilidade com o seu nome. A Distribuição Weibull pode ser utilizada para modelar taxas de falhas crescentes e decrescentes. É caracterizada por uma função taxa de falhas do tipo:

$$\lambda(t) = \frac{\beta}{\theta} \left(\frac{t}{\theta} \right)^{\beta-1}, \theta \geq 0, \beta > 0, t \geq 0 \quad (2.4)$$

em que β é referido como sendo o parâmetro de forma e θ o parâmetro de escala.

Desta forma podemos exprimir $R(t)$ como sendo:

$$R(t) = e^{-\left(\frac{t}{\theta}\right)^\beta} \quad (2.5)$$

O valor de MTBF para a distribuição de Weibull é obtido da seguinte forma:

$$MTBF = \theta \Gamma \left(1 + \frac{1}{\beta} \right) \quad (2.6)$$

onde $\Gamma(x)$ é a função gamma. Os valores de $\Gamma(x)$ encontram-se tabelados[33].

2.1.3 Fiabilidade de Sistemas

2.1.3.1 Configuração em Série

Em termos de fiabilidade, os componentes que formam um sistema podem ser relacionados entre si de duas formas primárias: em configuração em série ou em configuração em paralelo.

Numa configuração em série todos os componentes têm que executar a sua função para que o sistema esteja ou permaneça em condições de funcionamento normais. Numa configuração em paralelo pelo menos um dos componentes tem que executar a sua função para que o sistema esteja em condições de funcionamento normais.

Deste modo numa configuração em série todos os componentes são considerados críticos, no sentido que a sua funcionalidade deve estar activa para que o sistema se mantenha em normal funcionamento. O diagrama de blocos que representa uma sistema em série é descrito na Figura 2.3.

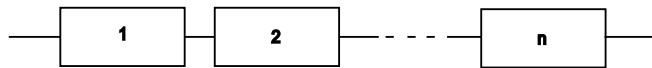


Figura 2.3: Diagrama de blocos para componentes em série

A fiabilidade de um sistema R_s com n componentes em série pode ser determinada da seguinte maneira:

$$R_s(t) = R_1(t) \times R_2(t) \times \dots \times R_n(t) \quad (2.7)$$

2.1.3.2 Configuração em Paralelo

Quando dois ou mais componentes estão em configuração em paralelo (redundância) todos os componentes têm que falhar para que o sistema falhe. Se um ou mais componentes ainda estiverem a desempenhar a sua função, o sistema continua em funcionamento. O diagrama de blocos que representa um sistema em paralelo é descrito na Figura 2.4.

A fiabilidade de um sistema com n componentes em paralelo pode ser determinada da seguinte forma:

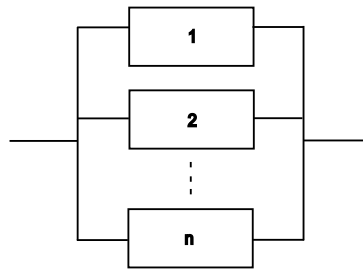


Figura 2.4: Diagrama de blocos para componentes em paralelo

$$R_s(t) = 1 - (1 - R_1(t)) \times (1 - R_2(t)) \times \dots \times (1 - R_n(t)) \quad (2.8)$$

2.1.3.3 Redundância

A redundância de componentes tem um importante papel na fiabilidade de um sistema. Quando é impossível atingir a fiabilidade desejada devido à limitação que é inerente ao componente, inserir redundância pode ser uma alternativa viável. A inserção de redundância tem como princípio básico aumentar o número de componentes que existem.

Os componentes em redundância podem ser componentes com características físicas diferentes para que possuem a mesma função perante o sistema. Para melhor compreensão, um exemplo é ter um sistema que fornece corrente eléctrica a uma aeronave. O sistema é composto por um gerador de corrente e por um conjunto de baterias numa configuração em paralelo.

Neste caso o gerador está acoplado ao motor e está constantemente a gerar e fornecer corrente eléctrica à aeronave. Em caso de falha do gerador, o conjunto de baterias "substitui" o gerador na sua função de fornecer corrente eléctrica à aeronave. Desta forma o sistema de corrente eléctrica tem uma maior fiabilidade pois para falhar o sistema, têm que falhar todos os seus componentes.

Por vezes redundância permite ainda ter um dos componentes em manutenção, mantendo assim o sistema em operação.

2.1.4 Análise de Risco

O impacto de uma falha num componente influencia o funcionamento do sistema. É necessário, portanto, analisar e avaliar o impacto de uma falha. Desta forma os efeitos podem ir desde a simples falha de um componente até à perda completa de um sistema.

Quando uma falha ocorre num componente integrado num sistema com redundância,

o desempenho do sistema pode não ser imediatamente afectado, mas a fiabilidade do sistema é reduzida. É necessário então avaliar a falha de um componente em relação à sua severidade, i.e., ao impacto sobre as funcionalidades e danos causados e a respectiva probabilidade de ocorrência.

2.1.4.1 Classificação de Severidade

A severidade que uma falha pode provocar deve ser devidamente avaliada devido ao seu impacto no sistema. Uma falha pode ter diferentes impactos no sistema consoante a função que desempenha nesse mesmo sistema. Desta forma existe uma necessidade de classificar estas falhas de acordo com a sua severidade.

Podem ser utilizadas várias classificações de severidade. A métrica utilizada para a classificação de severidade encontra-se descrita na Tabela 2.1, retirada do FAA System Safety Handbook[7].

Description/Descrição	Classification/Classificação	Mishap definition/ Definição do impacto
Catastrophic/Catastrófico	Category/Categoria I	System loss, or severe damage/ Perda do sistema, ou dano severo
Critical/Crítico	Category/Categoria II	Major system damage/ Dano elevado
Marginal/Marginal	Category/Categoria III	Minor system damage/ Dano mínimo
Negligible/Negligenciável	Category/Categoria IV	Less then minor system damage/ Dano inferior a mínimo

Tabela 2.1: Classificação da Severidade da falha

2.1.4.2 Classificação da Probabilidade de Ocorrência

Estimativas de probabilidade de ocorrência de falha iniciais podem ser obtidas através de previsões recorrendo a certas publicações[3], bases de dados existentes, experiência, ou comparando componentes com dados de fiabilidades conhecidas. No entanto, quando não existe informação suficiente para quantificar a probabilidade de ocorrência a Tabela 2.2, retirada do FAA System Safety Handbook[7], fornece uma métrica qualitativa para qualificar a ocorrência e os modos de falha durante o intervalo de tempo de operação.

Level/Nível	Ocurrence/Ocorrência	Description/Descrição
A	Frequent/ Frequente	High Probability of occurrence/ Elevada probabilidade de ocorrência
B	Reasonably probable/ Razoavelmente provável	Moderate probability of occurrence/ Probabilidade moderada de ocorrência
C	Occasional/ Ocasional	Occasional probability of occurrence/ Probabilidade ocasional de ocorrência
D	Remote/ Remota	Unlikely probability of occurrence/ Probabilidade Improvável de ocorrência
E	Extremely Unlikely/ Extremamente Improvável	Essentially Zero/ Essencialmente Zero

Tabela 2.2: Classificação da Probabilidade de Ocorrência da falha

2.1.5 Segurança e Árvore de Análise de Falhas

A fiabilidade e a segurança do produto estão obviamente relacionados. A segurança pode ser amplamente definida como o acto de evitar de condições que causem perda de vida ou danos críticos no equipamento e possivelmente no ambiente que o rodeia. Logo o foco concentra-se nas falhas que possam criar perigo à segurança.

O objectivo assim é determinar durante a fase de projecto, como é que estas falhas podem ocorrer, estimar a sua probabilidade de ocorrência e severidade de forma a tomar acções preventivas e correctivas no domínio do projecto e operação. Devido a medidas de segurança implementadas no projecto, como a redundância de componentes, a falha de segurança de um sistema é usualmente causada pela combinação de eventos.

2.1.5.1 Árvore de Análise de Falhas

Uma ferramenta útil para efectuar análises de segurança em sistemas é a árvore de análise de falhas, também designada por *Fault Tree Analysis* (FTA). Uma árvore de análise de falhas é uma técnica gráfica que fornece uma alternativa aos diagramas de blocos.

É mais ampla que os diagramas de blocos e tem como principais características uma análise dedutiva, desde o topo até à raiz, em termos de eventos em vez de sistemas, subsistemas e componentes.

O foco da árvore de análise de falhas centra-se normalmente numa falha significativa ou um evento catastrófico, que é referido como o evento de topo e aparece no cimo do diagrama da árvore de falhas.

Esta análise qualitativa consiste em identificar as várias combinações de eventos que podem causar a ocorrência do evento de topo. Existem três grandes passos para a elaboração de uma árvore de análise de falhas:

1. Definir o sistema, as suas fronteiras e o evento de topo.
2. Construir a árvore de falhas, que simbolicamente representa o sistema e os seus eventos relevantes.
3. Executar uma avaliação qualitativa identificando as combinações de eventos que podem levar à ocorrência do evento de topo.

Na fase de projecto, onde por vezes não existe muita informação sobre os componentes que intergam o sistema, a árvore de análise de falhas é uma boa ferramenta para efectuar uma análise de fiabilidade qualitativa.

Simbologia da Árvore de Análise de Falhas

Sendo uma técnica gráfica, a árvore de análise de falhas tem uma simbologia própria. A simbologia utilizada na análise qualitativa está descrita da Figura 2.5.

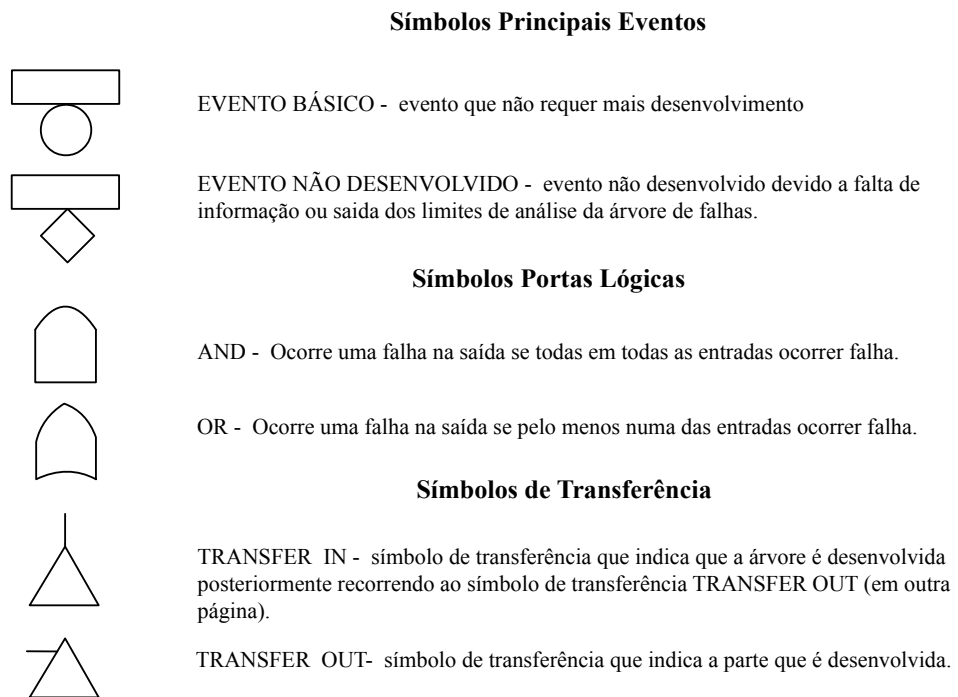


Figura 2.5: Simbologia utilizada na Árvore de Análise de Falhas

2.2 Disponibilidade

A disponibilidade é definida como sendo *a probabilidade de um sistema executar a sua função num dado período de tempo quando operado e mantido numa condição especificada*[33]. A disponibilidade é uma função da fiabilidade, manutibilidade e suportabilidade do sistema e pode ser expressa de forma diferente dependendo da natureza do sistema e o seu perfil de operação. As três métricas mais comuns da disponibilidade são desenvolvidas em seguida.

2.2.1 Disponibilidade Inerente

A disponibilidade inerente, (A_{inh}), é a probabilidade de um sistema operar de forma satisfatória num dado período de tempo sob condições de operação específicas e num ambiente de suporte logístico ideal. Aqui, as condições operacionais ideais referem-se à disponibilidade imediata de pessoal para efectuar manutenção, peças sobresselentes e/ou reparadas, equipamento de teste e suporte e instalações. Excluem-se acções de manutenção preventiva. A disponibilidade inerente pode ser expressa como sendo:

$$A_{inh} = \frac{MTBF}{MTBF + MTTR} \quad (2.9)$$

onde o $MTTR$ é o tempo médio para reparar.

2.2.2 Disponibilidade Efectiva

A disponibilidade efectiva, (A_e), é a probabilidade de um sistema operar de forma satisfatória durante um dado intervalo de tempo sob condições de operação específicas e num ambiente de suporte logístico ideal. Mais uma vez, as condições operacionais ideais referem-se á disponibilidade imediata de pessoal para efectuar manutenção, peças sobresselentes e/ou reparadas, equipamento de teste e suporte e instalações. Incluem-se acções de manutenção preventiva. A disponibilidade atingida difere da disponibilidade inerente na medida em que é contabilizado o efeito das acções de manutenção preventiva. Desta forma a disponibilidade atingida pode ser expressa como sendo:

$$A_e = \frac{MTBM}{MTBM + \overline{M}} \quad (2.10)$$

onde o tempo médio de paragem (\overline{M}) é dado pela Equação 2.13 e o tempo médio entre manutenção ($MTBM$) é dado pela Equação 2.15.

2.2.3 Disponibilidade Operacional

A disponibilidade operacional (A_o), é a probabilidade que um sistema apresenta para operar de forma satisfatória num dado intervalo de tempo sob condições de operação específicas e num ambiente de suporte logístico real. Esta métrica de disponibilidade é a mais próxima da realidade uma vez que contabiliza as acções de manutenção correctiva e preventiva e também os intervalos de atraso administrativos e logísticos. É expressa como sendo:

$$A_o = \frac{MTBM}{MTBM + MDT} \quad (2.11)$$

onde MDT é o tempo de atraso para manutenção tendo em conta a contribuição dos atrasos administrativos e logísticos.

O MDT pode ser obtido da seguinte forma:

$$MDT = \overline{M} + ADT + LDT \quad (2.12)$$

onde ADT é o tempo de atraso administrativo e LDT é o tempo de atraso logístico.

2.3 Manutibilidade

A manutibilidade é definida como sendo a probabilidade de um componente ou sistema após falha, ser restaurado ou reparado para uma condição especificada dentro de um período de tempo quando manutenção é executada de acordo com os procedimentos definidos[33]. De uma forma simples, a manutibilidade é a probabilidade de reparar um componente num dado intervalo de tempo.

2.3.1 Métricas da Manutibilidade

A manutibilidade têm várias métricas que podem ser aplicadas de forma a definir o sistema em relação à sua manutibilidade. Entre as várias métricas, existem algumas que permitem caracterizar a manutibilidade e consistem na análise do tempo médio de paragem (\bar{M}), o tempo médio para reparar ($MTTR$) e o tempo médio entre manutenção($MTBM$).

2.3.1.1 Análise do Tempo de Paragem

Quando um sistema sofre um falha entra em tempo de paragem. Este tempo de paragem pode ser dividido num número de subtarefas e tempos de atraso, como se pode observar na Figura 2.6.

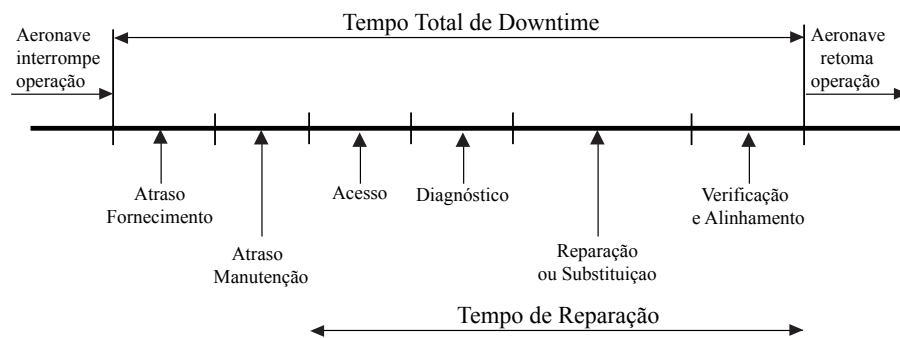


Figura 2.6: Ciclo de Tempo de Paragem

A métrica para calcular o tempo médio de paragem de um sistema, (\bar{M}), é dada por:

$$\bar{M} = \frac{\lambda \times t_d \times MTTR_s + (t_d/T_{pm})MPMT}{m(t_d) + t_d/T_{pm}} \quad (2.13)$$

onde T_{pm} é o tempo médio entre manutenção preventiva, t_d é o ciclo de vida projectado do sistema, $MPMT$ é o tempo médio de manutenção preventiva e λt_d é o número de falhas esperado no intervalo $(0, t_d)$.

2.3.1.2 Tempo Médio de Reparação do Sistema

O tempo médio para reparar o sistema, $(MTTR_s)$, pode ser expresso em função do tempo médio para reparar os componentes, $(MTTR_i)$ que constituem o sistema. Para isso utilizámos a seguinte equação:

$$MTTR_s = \frac{\sum_{i=1}^n q_i \lambda_i MTTR_i}{\sum_{i=1}^n q_i \lambda_i} \quad (2.14)$$

onde $MTTR_i$ é o tempo médio para reparar o i th componente ou subsistema, λ_i é a taxa de falha esperadas do i th subsistema e/ou componente durante a ciclo de vida do sistema e q_i o número de componentes e/ou subsistemas do tipo i .

2.3.1.3 Tempo Médio entre Manutenção

O tempo médio entre manutenção, $(MTBM)$, inclui a manutenção programada (preventiva) e não programada (correctiva), sendo calculada da seguinte forma:

$$MTBM = \frac{t_d}{\lambda t_d + t_d/T_{pm}} \quad (2.15)$$

2.3.1.4 Alocação da Manutibilidade

O tempo médio de reparação de uma unidade pode ser estimado, pelo menos, de três formas distintas:

1. Comparação com outras unidades semelhantes;
2. Previsão utilizando modelos que têm em conta o tipo de unidade e a sua função e características físicas. Um manual que fornece informação sobre previsão de manutibilidade é a norma "MIL-HDBK-472: Maintainability Prediction"[1];
3. Alocação da manutibilidade através de uma disponibilidade específica de projecto.

Se a Disponibilidade de um sistema é parte da especificação de projecto e é feita uma análise da manutibilidade, então limites superiores para os valores de MTTR de componentes podem ser estabelecidos através da alocação da manutibilidade, recorrendo à Equação 2.16.

Se um sistema é composto por n componentes, então utilizando a Equação 2.17 e a Equação 2.18, encontrámos o valor de tempo médio para reparar ($MTTR_i$) para cada componente, que é considerado como o valor superior de um intervalo de valores de $MTTR_i$.

$$MTTR = \frac{1 - A_{inh}}{A_{inh} MTBF} \quad (2.16)$$

$$A_i = \sqrt[n]{A_s} \quad (2.17)$$

$$MTTR_i \leq \frac{1 - A_i}{A_i} MTBF_i \quad (2.18)$$

em que A_s é a disponibilidade específica.

2.3.2 Manutenção

Tendo em perspectiva que a manutibilidade é uma característica inerente ao projecto do sistema ou produto, a manutenção é requerida como consequência desse mesmo projecto. A manutenção, de uma forma geral, consiste na execução das tarefas necessárias para restaurar e/ou manter a continuidade da aeronavegabilidade de uma aeronave.

Conforme estabelecido na regulamentação EASA 2042, área da manutenção as tarefas incluem lubrificações, inspecções, verificações operacionais e funcionais, reparações, substituições, modificações e rectificação de anomalias de uma aeronave, dos seus sistemas, componentes ou equipamentos.

2.3.2.1 Tipo de Manutenção

As actividades de manutenção podem ser classificadas tendo em conta o seu objectivo perante o funcionamento do sistema. Podem ser actividades de manutenção correctiva devido à ocorrência de uma falha e a necessidade de restaurar o sistema ao seu funcionamento normal, ou actividades de manutenção preventiva que têm como objectivo evitar e mitigar a ocorrência de falhas.

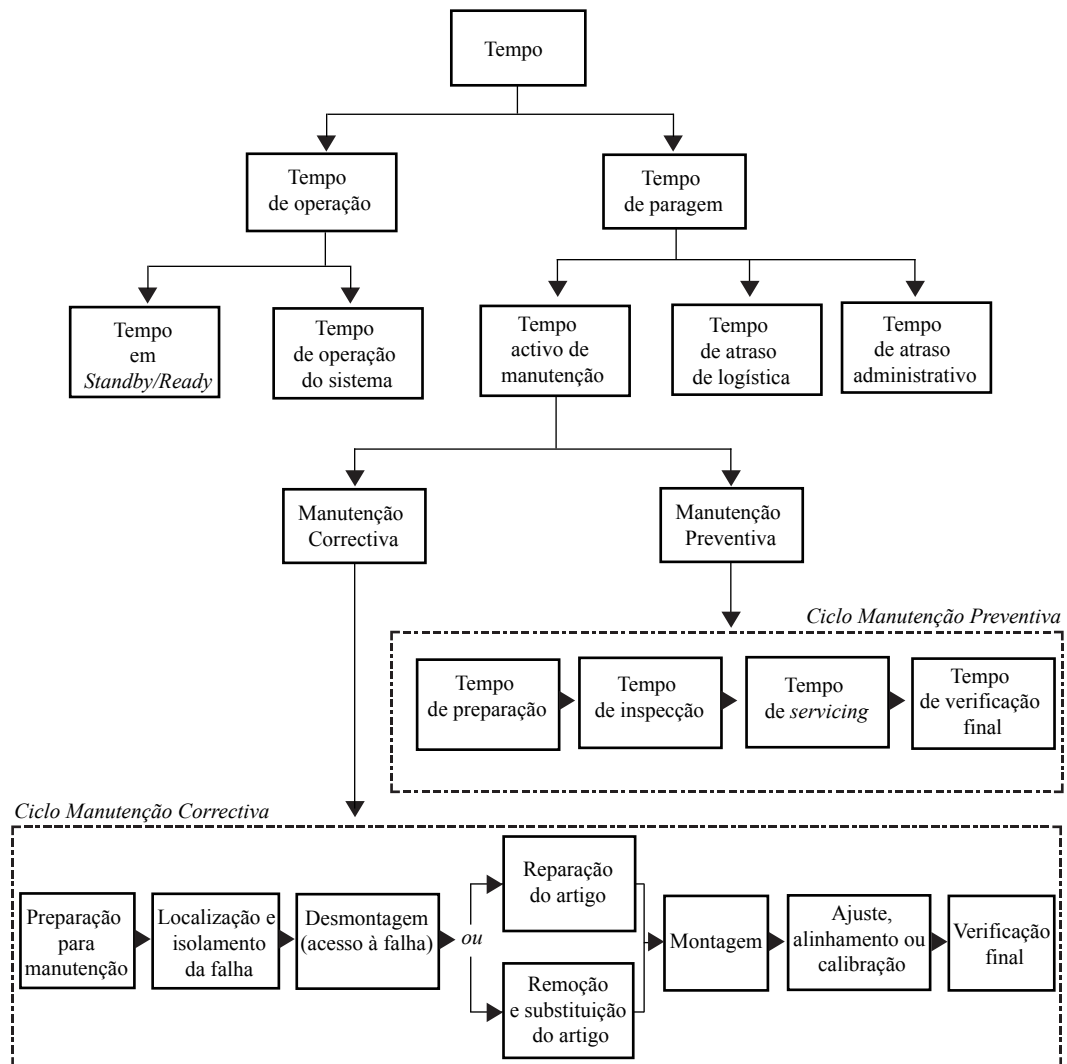


Figura 2.7: Ciclo Temporal de Manutenção

a) Manutenção Correctiva

A manutenção correctiva envolve a reparação ou substituição de unidades que experimentam algum tipo de falha, desgaste, degradação, deteriorização ou dano externo.

Em muitos casos, a manutenção correctiva não é uma acção de rotina, mas sim uma acção que visa responder a possíveis falhas ou danos de um componente ou sistema. Inclui todas as acções de manutenção correctiva (manutenção não programada) que são executadas para restaurar o sistema a uma condição específica.

Os ciclos de manutenção correctiva incluem a identificação da falha; localização e isolamento; acesso até à unidade em falha; remoção da unidade sendo substituída por uma sobresselente ou reparada no local; montagem, verificação e alinhamento como pode ser verificado na Figura 2.7.

b) Manutenção Preventiva

A manutenção preventiva é normalmente rotineira e inclui todas as acções de manutenção preventiva (manutenção programada), executadas para manter um sistema ou produto numa determinada condição de funcionamento.

Este tipo de manutenção cobre períodos de inspecções, verificações operacionais e funcionais, substituição de componentes críticos (antes da falha) e calibrações periódicas. Em adição tarefas de lubrificação podem ser incluídas nas manutenções programadas.

Algumas acções de manutenção resultam em paragens do sistema, outras podem ser efectuadas entre intervalos de operação.

A manutenção preventiva engloba diferentes tipos de tarefas que devem ser realizadas tendo em conta o objectivo para o qual a tarefa é implementada. Actualmente uma metodologia utilizada para definir as várias tarefas que podem ser executadas durante a manutenção preventiva é a metodologia MSG-3.

c) Manutenção Preventiva - Metodologia MSG-3[11].

A metodologia MSG-3 tem como objectivo primário desenvolver uma proposta contendo as tarefas de manutenção programada e respectivos intervalos de aplicação para novos tipos de aeronaves e/ou sistemas propulsivos. A intenção é manter os níveis de segurança e fiabilidade inerentes da aeronave.

Estas tarefas e intervalos tornam-se a base para determinar os requisitos necessários para governar a política de manutenção inicial. Podem ser necessários ajustes iniciais para garantir as condições únicas dos operadores e enquanto é acumulada experiência operacional, ajustes adicionais podem ser feitos de forma a manter de forma eficiente a manutenção programada.

Os objectivos da manutenção programada segundo a metodologia MSG-3 são:

- manter as condições de aeronavegabilidade da aeronave;

- assegurar os níveis de segurança e fiabilidade inerentes da aeronave;
- restaurar a segurança e a fiabilidade aos seus níveis estabelecidos quando ocorre deteriorização;
- obter a informação necessária para melhoramento de projecto dos componentes cuja fiabilidade inerente se prova inadequada;
- manter o mínimo custo possível, incluindo os custos de manutenção e custo das falhas resultantes.

Estes objectivos da filosofia MSG-3 reconhecem que a manutenção programada não pode corrigir deficiências nos níveis de segurança e fiabilidade inerentes da aeronave. A manutenção preventiva pode apenas prevenir a deteriorização desses mesmo níveis. Se esses níveis se tornam insatisfatórios então é necessário introduzir modificações no projecto, para obter a melhoria pretendida.

A metodologia MSG-3 recorre a uma aproximação "do topo até à base" de forma a identificar os componentes significativos que serão alvo de análise. Esta aproximação divide a aeronave em grandes áreas funcionais, em seguida subdivide essas áreas e continua a subdividir até atingir os sub componentes. Os artigos candidatos para análise são usualmente sistemas, subsistemas, um nível acima do nível mais baixo, que a MSG-3 identifica como o *highest manageable level*.

É necessário realçar que a aplicação da lógica de decisão MSG-3 resulta em tarefas de manutenção e intervalos, não num completo programa de manutenção. O conceito de um programa de manutenção incorpora muitos outros factores tais como níveis de manutenção, políticas de substituição ou reparação, logística, entre outros; indo portanto além da identificação de tarefas de manutenção e intervalos.

Sendo uma metodologia originalmente desenvolvida apenas para aeronaves de transporte de grandes dimensões, actualmente é utilizada em aeronaves de serviço regional, aeronaves privadas e mesmo em helicópteros.

2.3.2.2 Níveis de Manutenção

As acções de manutenção correctiva e preventiva podem ser realizadas no local onde o operador opera, num local intermédio relativamente próximo do sítio de operação ou em instalações especializadas. Esta diferenciação tem como base o nível de manutenção que é aplicado á aeronave.

O primeiro nível, designado **Manutenção de Linha**, tem a particularidade de ser efectuado no local de operação e geralmente inclui acções realizadas pelo operador da aeronave que utiliza o seu próprio equipamento e pessoal para efectuar acções de manutenção.

A manutenção a este nível é normalmente limitada a períodos curtos de manutenção onde é analisado o desempenho do equipamento, efectuadas inspecções visuais, limpeza de equipamentos, ajustes externos e a remoção e substituição de alguns componentes. O pessoal designado para este nível geralmente não repara os componentes removidos, enviando-os para quem realiza manutenção intermédia e/ou manutenção de base.

O segundo nível de manutenção, designado **Manutenção Intermédia**, integra as acções de manutenção que geralmente são realizadas em instalações móveis ou fixas por organizações especializadas. A este nível, alguns equipamentos removidos do sistema operacional podem ser reparados através da remoção e substituição de módulos ou partes que integram o equipamento.

O pessoal designado para este tipo de manutenção é mais qualificado e possui melhor equipamento de reparação comparativamente com a manutenção de linha. Desta forma realizam acções de manutenção mais detalhadas e específicas, podendo também assumir o papel de gestores de inventário de componentes sobresselentes e componentes reparados.

O terceiro nível de manutenção, designado **Manutenção de Base** é o que integra as acções de manutenção mais complexas e detalhadas dos três níveis referenciados. São efectuadas acções de manutenção de nível intermédio e superior normalmente do tipo regenerativo. O nível de manutenção de base inclui revisões gerais, reconstrução, calibração do equipamento e execução das acções de manutenção mais complexas dos três níveis de manutenção. Estas instalações geralmente localizam-se em locais remotos e fornecem o suporte para um grande número de operadores.

2.3.2.3 Políticas de Reparação

Dentro dos vários níveis de manutenção, existem os graus de reparação que definem antecipadamente a extensão de reparação a aplicar aos componentes ou sistemas. Esta definição tendo em conta o grau de reparação, permite a identificação de critérios para rotinas de diagnóstico, disposição dos sistemas e componentes e suporte logístico necessário.

Uma **unidade não reparável** é normalmente uma unidade que tem um custo de substituição e eliminação relativamente baixo, sendo removida quando uma falha ocorre. Pode também ser uma unidade para a qual a reparação não é possível tecnologicamente ou possui um elevado custo associado.

Se este modo é seleccionado, é necessário a criação de critérios de diagnóstico especiais, de modo a garantir que foi detectada de facto uma falha na unidade retirada. Desta forma previne-se a possibilidade de remover unidades que possam estar em perfeitas condições de utilização.

O sistema deverá ser projectado de forma a possibilitar uma fácil remoção das unidades. Os requisitos de suporte logístico são mínimos uma vez que é apenas necessário ter

pelo menos uma unidade disponível para substituição. Estas unidades podem estar armazenadas numa instalação de nível médio de manutenção ou numa localização próxima do ponto da necessidade.

O nível de especialização do pessoal que executa a acção de manutenção pode ser baixo uma vez que apenas se trata de uma acção de remoção e substituição.

Desta forma os procedimentos de manutenção são considerados simples. O passo fundamental neste modo de reparação é "pesar" o custo entre remover destruir ou remover e reparar a unidade em falha.

Uma **unidade parcialmente reparada** pode assumir diversas formas. A disponibilidade operacional do sistema pode ditar um requisito de tempo de paragem de tão curta duração que pode apenas ser conseguido através de uma rápida acção de manutenção a nível de manutenção de linha, impossibilitando assim a reparação total da unidade.

Uma vez que o nível de especialização do pessoal e equipamento disponível a nível da manutenção de linha é limitado, existe por vezes a necessidade de desenhar e projectar equipamentos para uma identificação fácil e positiva de falha, de forma a efectuar a remoção e substituição da unidade assim que seja confirmada a falha.

Desta forma por vezes existem subsistemas que são consideradas reparáveis, mas os respectivos componentes que os integram são considerados não reparáveis. Podem mesmo existir componentes que são reparáveis e outros que não o são. Tudo isto depende da própria unidade e muitas vezes também do suporte logístico a nível de especialização do pessoal e equipamento necessário para efectuar a reparação dessas mesmas unidades.

Intrinsecamente o nível de manutenção associado à reparação é um factor relevante na escolha do modo de reparação. Um sistema pode ser reparável, mas apenas reparável a um nível de manutenção intermédio ou base.

Uma **unidade completamente reparável** por vezes só o é a nível de manutenção base. Por vezes estas unidades têm que ser reparadas nas instalações do fabricante ou empresas altamente especializadas neste tipo de reparação.

Este modo de reparação reflete um maior requisito de suporte logístico em termos de equipamento de teste e suporte, sobresselentes e reparações, especialização do pessoal, informação técnica e instalações.

2.3.2.4 Tarefas de Manutenção

Como já foi referido anteriormente, de uma forma geral, a manuteção consiste na execução das tarefas necessárias para prevenir deteriorização ou restabelecer os níveis de segurança e fiabilidade inerentes da aeronave. No caso de aeronaves, pretendem garantir a continuidade da aeronavegabilidade de uma aeronave, dos seus sistemas, subsistemas e componentes.

As tarefas de manutenção podem ser separadas em tarefas de manutenção preventiva ou correctiva.

As tarefas de manutenção preventiva consistem sobretudo em tarefas de:

1. Lubrificação e *servicing*

As tarefas de lubrificação e *servicing* têm como objectivo reduzir a taxa de deteriorização funcional. Do ponto de vista de segurança tem como objectivo reduzir o risco de falhas; do ponto de vista de operação tem o objectivo de reduzir o risco de falha para um nível aceitável.

2. Inspeção visual

As tarefas de inspeção são verificações visuais de uma área interior ou exterior, sistema ou componente de forma a detectar dano obvio, falha ou alguma irregularidade. Esta de inspeção é feita dentro da distância visual, a menos que seja especificado o contrário. Pode recorrer a um espelho ou endoscopia caso seja necessário para aumentar o acesso visual a todas as surfícies expostas na área de inspeção.

Esta tarefa é feito normalmente sob condições de luminosidade normais, tais como, luz solar, luz de hangar, lanternas podendo ser necessário a remoção ou abertura de paineis de acesso.

3. Verificação Operacional

Uma verificação operacional funcional é uma verificação utilizada para determinar se um sistema ou componente ou função está a operar dentro da normalidade.

4. Verificação Funcional

As tarefas de verificação funcional são exames detalhados de uma sistema, sub-sistema ou componente de forma a determinar se os parametros de operação estão dentro dos limites estabelecidos especificados no manual de manutenção. Os parâmetros medidos normalmente são registados.

Na manutenção correctiva as tarefas são sobretudo tarefas de:

1. *Troubleshooting* (Pesquisa de Avaria)

Quando ocorre uma falha num sistema, por vezes a detecção da localização da falha não é imediata. É necessária a realização de tarefas de *troubleshooting* de forma a identificar a origem da falha.

2. Regeneração ou Reparação

É uma tarefa que envolve o trabalho necessário para repor uma unidade de volta a um nível normalizado específico. Uma vez que a regeneração pode variar entre limpezas ou substituição de simples componentes até uma revisão geral, o objectivo de cada tarefa de regeneração é específico.

3. *Discard* (Envio para sucata)

É uma tarefa que envolve a substituição e envio para sucata de uma unidade de serviço devido a ter atingido o limite de exploração. A unidade nestes casos mostra características funcionais de degradação.

De referir que a manutenção preventiva por vezes integra tarefas correctivas, uma vez que detectada a anomalia é necessário prosseguir à sua correcção.

2.4 Suportabilidade

A suportabilidade é definida como sendo uma característica inerente de um sistema de forma a facilitar a detecção, isolamento e reparação e/ou substituição de anomalias. Inclui factores que contribuem para o desenvolvimento e sustentação estável e operacional de um sistema.

A suportabilidade durante a fase de projecto visa desenvolver métricas para elementos do suporte logístico, incluindo:

1. Suporte de unidades sobresselentes;
2. Sistemas de registo de informação recolhida (MTBF, MTTR, MTBM, etc);
3. Informação técnica necessária (Manuais técnicos de componentes, manuais de manutenção, *Minimum Equipment List* (MEL));
4. Equipamento de suporte e teste;
5. Instalações;
6. Procedimentos de embalagem, transporte e armazenamento, vulgo *Package, Handling, Storage and Transportation* (PHST);
7. Requisitos de mão de obra e especialização técnica necessária para realizar tarefas de manutenção e outras.

Como parte do conceito inicial de manutenção, devem ser criados critérios sobre os vários elementos que constituem o suporte logístico.

2.4.1 Determinação da quantidade de unidades de reserva

A localização e disponibilidade das unidades sobresselentes tem um grande impacto na suportabilidade de um sistema. Consequentemente, a gestão de sobresselentes tem influência considerável na disponibilidade de um sistema.

Como já foi referido, o tempo de paragem para manutenção integra uma componente que se refere ao tempo de atraso logístico . Este tempo de atraso pode dever-se ao facto de não existir uma unidade sobresselente disponível em caso de necessidade.

Por isso, a gestão de sobresselentes deve ser feita de forma a garantir sempre que possível a disponibilidade de unidades sobresselentes.

A determinação da quantidade de unidades sobresselentes é uma função da probabilidade de existir uma unidade disponível para substituição quando necessário, a

fiabilidade inerente à unidade e a quantidade de unidades idênticos utilizados no sistema.

A expressão geral utilizada na área militar [31] que permite determinar a quantidade de unidades para substituição é dada por:

$$P = \sum_{n=0}^S \frac{e^{-(k\lambda t)} \times (k\lambda t)^n}{n!} \quad (2.19)$$

onde

- P é a probabilidade de sucesso de cumprir o período de tempo para o qual o suporte é requerido;
- k é a quantidade de unidades do mesmo componente no sistema;
- t é o período de tempo para o qual o suporte é requerido;
- s é o número de unidades em armazém necessárias para atingir a probabilidade de sucesso;
- λ é a taxa de falha do componente analisado.

Esta expressão apenas permite calcular a quantidade de unidades sobresselentes que apresentem uma taxa de falha constante.

2.4.2 *Master Minimum Equipment List*

As entidades reguladoras de actividade aeronáutica civil requerem que todo o equipamento instalado numa aeronave, de acordo com as normas de aeronavegabilidade e regras de operação, têm que estar operacionais. Tal traduz-se na adopção do que se designa por *Master Minimum Equipment List* (MMEL).

No entanto, as mesmas regras também permitem a publicação de uma *Minimum Equipment List* (MEL), onde o cumprimento dos requisitos de certos equipamentos não é necessário no interesse da segurança durante todas as condições de operação.

A experiência demonstrou que com os vários níveis de redundância inserida nas aeronaves, a operação de todos os sistemas ou componentes instalados pode não ser necessária enquanto o equipamento restante mantenha um nível de segurança aceitável.

É então desenvolvida uma *Master Minimum Equipment List* (MMEL) pelas entidades reguladoras em conjunto com a indústria aeronáutica, com o objectivo de aumentar a disponibilidade da aeronave. O operador da aeronave redige a sua própria MEL com

base na MMEL. De uma forma geral, a MEL é mais restrictiva em relação à MMEL.

Descrição da MMEL

A MMEL é composta por 5 colunas verticais. Cada coluna tem um objectivo na construção e definição da MMEL. O formato de uma MMEL está descrito na Tabela 2.3.

Aircraft Name		Page .		
System and Sequence Numbers	(1) Item	(2) Category		
		(3) Number Installed		
		(4) Number Required for Dispatch		
		(5) Remarks or Exceptions		

Tabela 2.3: Exemplo de Master Minimum Equipment List

em que:

1. *Item* - contém a descrição do equipamento, sistema, componente ou função.
2. *Category* - indica, para uma dada unidade, a categoria de intervalo de rectificação. A categoria de cada unidade é determinada de acordo com os requisitos especificados:
 - *Category A*: Para avarias nesta categoria, nenhum intervalo normalizado é especificado, no entanto, as unidades neste categoria deverão ser rectificadas de acordo com as condições estabelecidas na coluna *Remarks or Exceptions* da MEL.
 - *Category B*: Avarias de unidades desta categoria deverão ser rectificadas em três (3) dias de calendário consecutivos, excluindo o dia em que a anomalia foi detectada.
 - *Category C*: Avarias de unidades desta categoria deverão ser rectificadas em dez (10) dias de calendário consecutivos, excluindo o dia em que a anomalia foi detectada.
 - *Category D*: Avarias de unidades desta categoria deverão ser rectificadas em cento e vinte(120) dias de calendário consecutivos, excluindo o dia em que a anomalia foi detectada.

3. *Number Installed* - indica o número de unidades normalmente instaladas na aeronave.
4. *Number Required for Dispatch* - indica o número mínimo (quantidade) de unidades requeridas para operação seguindo as condições estipuladas na coluna 5.
5. *Remarks or Exceptions* - inclui uma declaração proibindo ou autorizando a operação com um número específico de unidades inoperativas, condições e limitações para essa mesma operação e notas apropriadas.

Capítulo 3

Definição da configuração

De modo a implementar o processo RAMS, uma vez que tal se faz durante a fase de projecto, é fundamental definir uma configuração de partida para a aeronave (*baseline configuration*).

Paralelamente, do que está anteriormente expresso, o conceito de RAMS está intrinsecamente ligado à própria operação. Assim, para dar o passo seguinte, este trabalho inclui a definição de um perfil de exploração.

Para tal existe a necessidade de identificar os principais objectivos da operação, quais os requisitos necessários para efectuar a missão, o perfil de operação da aeronave e descrever a aeronave em termos de arquitectura interna de sistemas, subsistemas e componentes.

Neste capítulo é pois identificado o tipo de missão pretendida, o perfil de operação e definidas as principais características do sistema UAV. Em seguida é definida a configuração do sistema UAV e os diversos sistemas que integram a aeronave.

3.1 Definição da Missão

A missão pretendida é a que decorre do próprio UAV Skyguardian, ou seja, vigilância e reconhecimento de fogos florestais. Uma vez que não existe um caderno de especificações, este trabalho adoptou os requisitos gerados num concurso nacional para o desenvolvimento de uma aeronave não tripulada (UAV) para vigilância das florestas, emitido em 2001 [8].

Os principais requisitos identificados são os seguintes:

- UAV com capacidade para detectar fogos nascentes, confirmar suspeitas de fogos identificados por outros meios e monitorizar a sua evolução, incluindo a detecção de potenciais focos de reacendimento;

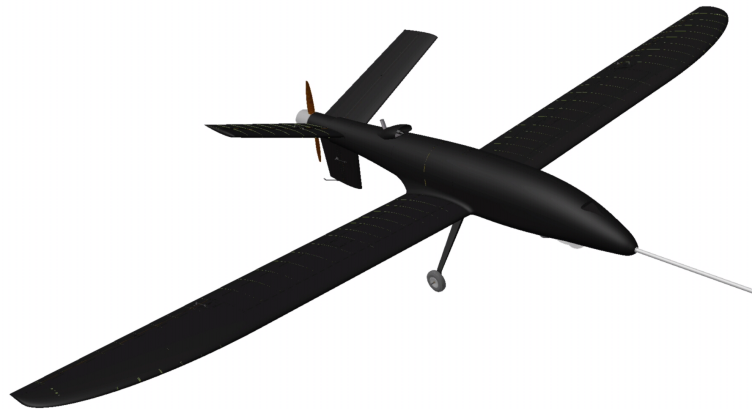


Figura 3.1: UAV Skyguardian

- Disponibilidade 24h por dia, todos os dias do mês durante pelo menos os seis meses mais quentes do ano.

3.1.1 Principais Características do Sistema UAV

As principais características do Sistema UAV resultam do respectivo concurso, incluem os seguintes sistemas e capacidades:

1. Sistema de GPS para identificação permanente da posição da aeronave e detecção das coordenadas dos fogos;
2. Câmara de Infravermelhos para detecção de focos de incêndio;
3. Câmara de vídeo a cores com possibilidade de cobertura de 360 graus;
4. Transmissão das imagens em tempo real;
5. Memória mínima de gravação a bordo de imagens para precaver eventuais avarias nos sistemas de transmissão;
6. Capacidade de pilotagem remota, tendo nomeadamente ajuda de imagens vídeo e outros sistemas de ajuda à navegação;
7. Contacto permanente com uma estação de terra, na qual deverá haver um piloto que monitorize toda a operação;

8. Deverá possuir sistemas de *Sense and Avoid*, isto é, um sistema que permita à aeronave detectar outras aeronaves e evitar possíveis colisões em voo;
9. As aeronaves deverão ter luzes de navegação de acordo com o especificado nos Apêndices das Partes I e II do Anexo 6 da ICAO;
10. Tendo em conta a necessidade da existência de sistemas de finalização de voo, deverão ser consagrados os seguintes mecanismos:
 - (a) Sistema de pára-quedas em caso de falha estrutural, de sistema, ou de controlo, podendo no entanto ser utilizado qualquer outro sistema equivalente de redução de energia cinética, sujeito a aprovação do Instituto Nacional de Aviação Civil (INAC);
 - (b) Sistema automático de retorno da aeronave (*Safe Mode*), com aterragem automática, em caso de falha de comunicação com a aeronave.
11. Para operação em espaço aéreo controlado e para efeitos de Air Traffic Management (ATM), o UAV deverá possuir uma identificação única e própria, devidamente registada.

3.1.2 Perfil de Operação

Para o perfil de operação da aeronave é assumido um tecto de operação de 2000m e uma duração de operação de 7,5h. A duração de operação segue dados estimados para a aeronave Skyguardian. Durante a operação a aeronave estará sujeita a diferentes fases de voo.

3.1.2.1 Fases de Voo

As fases de voo que permitem executar a missão de vigilância florestal foram estabelecidas no âmbito deste trabalho e podem ser divididas nas seguintes:

1. Na fase de preparação da aeronave onde são verificados todos os parâmetros necessários à execução da operação de voo da aeronave e a missão para a qual foi projectada.
2. Na fase de descolagem a aeronave é controlada por um piloto que estando localizado na estação de controlo terrestre tem acesso a imagens e outras informações de navegação e controlo da aeronave que lhe permite descolar a aeronave em segurança.
3. Na fase de subida a aeronave pode ser pilotada remotamente ou dependendo do grau de autonomia do piloto automático pode efectuar a trajectória de subida sem assistência de terra.

4. Após a subida a aeronave faz um voo controlado até à zona de vigilância onde permanece em modo de detecção e monitorização. Nesta fase são activados os sensores de missão necessários para a vigilância florestal.
5. Por motivos operacionais, após um determinado tempo a aeronave retoma à base terrestre onde procede a uma descida controlada. Mais uma vez, a fase de descida pode ser executada recorrendo ao piloto automático ou recorrendo ao piloto em terra.
6. Na fase de aterragem o controlo da aeronave é entregue ao piloto em terra (sistema de controlo terrestre) que recorrendo a imagens vídeo e informação de navegação e controlo da aeronave aterra a aeronave em segurança.

Após aterrar são efectuadas tarefas de manutenção de modo a preparar a aeronave para nova operação ou recolha e armazenamento para uso posterior.

A Figura 3.2 evidencia graficamente o perfil de operação definido neste trabalho.

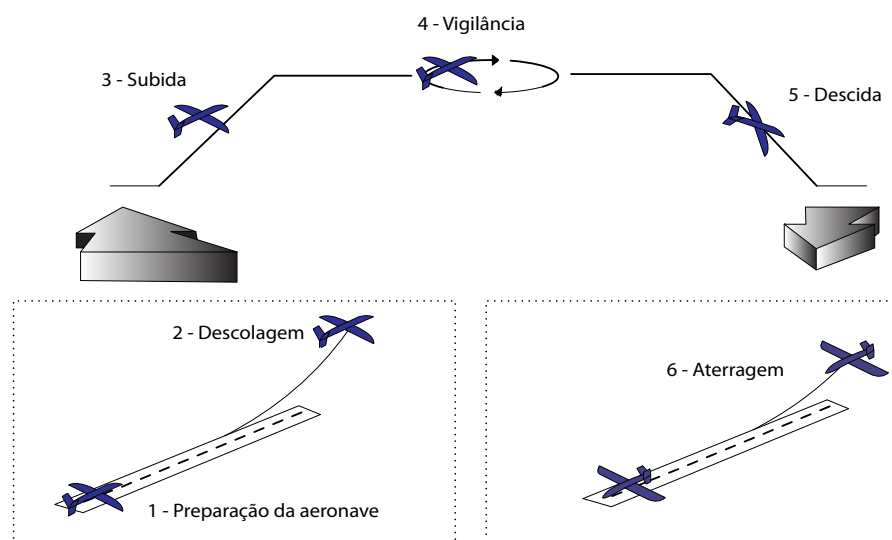


Figura 3.2: Perfil de Operação

3.2 Definição do Sistema UAV

O sistema UAV utilizado para atingir os objectivos definidos é constituído por um sistema de controlo terrestre e por um sistema aéreo.

O sistema de controlo terrestre integra equipamento de processamento de dados, comunicações, controlo e planeamento da missão, entre outros.

O sistema aéreo integra sistemas de processamento, recolha de informação fundamental à operação e missão, sistemas de recuperação de emergência, controlo, navegação, entre outros.

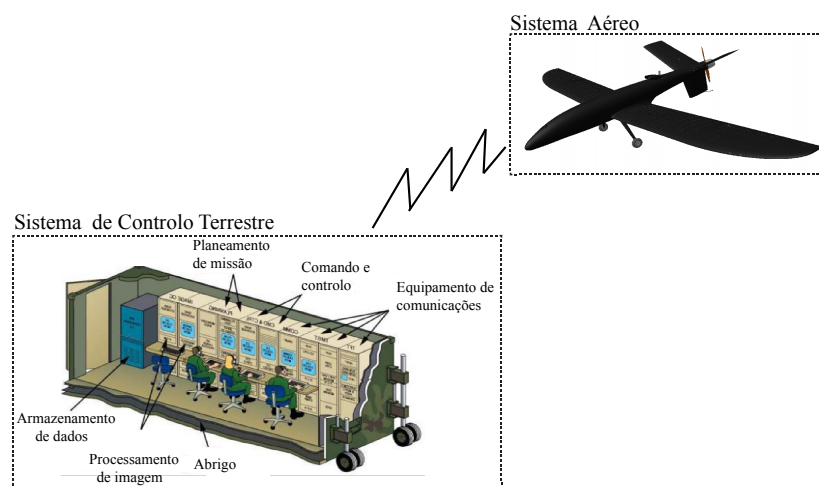


Figura 3.3: Sistema UAV

Para efeitos deste estudo, apenas se considera o sistema aéreo sendo analisado em termos da concepção do modelo de fiabilidade e conceito de manutenção.

3.2.1 Definição do Sistema Aéreo

A plataforma aérea é composta por vários sistemas que comportam a caracterização completa da aeronave. Para efectuar esta caracterização foi utilizada a norma MIL-STD-1808 que permite identificar os subsistemas e os componentes de uma forma ordenada e simples. No Apêndice C encontra-se a estrutura de sistemas e respectiva identificação segundo a norma MIL-STD-1808[2].

Os sistemas são também definidos tendo em conta a sua função, ou seja, um sistema desempenha uma função independente em relação a outros sistemas. A arquitectura funcional do sistema aéreo é apresentada no Apêndice C.

Em seguida são apresentados os sistemas que constituem o sistema aéreo.

3.2.1.1 Estrutura

Sistema que integra qualquer subsistema e componente essencial para a integridade estrutural da aeronave. É composto por:

1. **Trem de aterragem:** subsistema que integra o trem de aterragem principal e o trem de nariz;
2. **Fuselagem:** subsistema que integra componentes ou estruturas que contribuem para a integridade estrutural da aeronave;
3. **Estabilizadores:** subsistema que inclui a estrutura dos estabilizadores vertical e horizontal e a estrutura do leme de direcção e leme de profundidade. Os servocomandos de controlo do leme de direcção e profundidade não são incluídos neste subsistema;
4. **Asa:** subsistema que inclui componentes ou estruturas que fazem parte da asa. Inclui a estrutura dos ailerons e flaps. Os servocomandos de controlo dos ailerons e flaps não são incluídos neste subsistema.

3.2.1.2 Recuperação de Emergência

Sistema que integra os componentes necessários para realizar a recuperação de emergência da aeronave. Tem a possibilidade de ser activado automaticamente, através da unidade de processamento da aeronave, ou remotamente, a partir do sistema de controlo terrestre. É composto por:

1. **Pára-quedas:** subsistema que inclui pára-quedas e o mecanismo de pára-quedas.

3.2.1.3 Monitorização

Sistema que comporta sensores de monitorização do funcionamento dos sistemas propulsivo e eléctrico. Inclui sensores de recolha de informação de condições atmosféricas do meio onde a aeronave voa. Inclui ainda sensor de detecção de fumo no interior da aeronave. É composto por:

1. **Sensor de detecção de fogo:** detecta início de fogo no interior da aeronave e permite activar as medidas necessárias para minimizar o risco de perda total da aeronave;

2. **Sensor de quantidade combustível:** informação sobre a quantidade de combustível disponível para a operação. Permite ainda, de forma indirecta, identificar possíveis fugas de combustível se a quantidade de combustível sofrer um decréscimo anormal;
3. **Sensor da rotação do motor:** informação sobre as rpm do motor fornecendo deste modo um controlo da rotação atingida pelo motor;
4. **Sensor de temperatura do motor:** informação sobre a temperatura do motor de modo a controlar e prevenir possíveis danos estruturais por aumento excessivo da temperatura;
5. **Sensor de pressão atmosférica:** informação sobre a pressão do meio onde a aeronave voa;
6. **Sensor de temperatura atmosférica externa:** informação sobre a temperatura do meio onde a aeronave voa;
7. **Sensor de humidade atmosférica:** informação sobre a humidade do meio onde a aeronave voa.

3.2.1.4 Navegação

Sistema que integra os componentes necessários executar uma navegação correcta e segura. Inclui componentes utilizados para recolher informação sobre a atitude, posição espacial e velocidade da aeronave. É composto por:

1. **Altímetro:** fornece informação sobre a altitude da aeronave;
2. **Tubo de Pitot:** fornece informação sobre a velocidade real da aeronave;
3. **Inertial Measurement Unit (IMU):** fornece informação das acelerações lineares e velocidades de rotação de acordo com os três eixos de referência da aeronave;
4. **Transponder:** unidade de identificação e localização (em conjunto com o GPS) da aeronave;
5. **Global Positioning System (GPS):** fornece informação sobre a localização da aeronave (latitude, longitude e altitude), direcção de voo e velocidade;
6. **Traffic Collision Avoidance System (TCAS):** identifica outras aeronaves (caso tenham transponder) e prevê possíveis colisões aéreas;

3.2.1.5 Servocomandos de Controlo

Sistema que permite o controlo da atitude da aeronave, potência do motor, entrada de ar no motor e direcção em terra. Integra sistema de servocomandos de controlo dos ailerons, leme de direcção, leme de profundidade, flaps, controlo de potência, entrada de ar no motor e direcção em terra.

1. **Servocomando de Controlo de Guinada (Yaw):** servocomando que controla a deflexão do leme de direcção permitindo o controlo da aeronave no eixo vertical;
2. **Servocomando de Controlo de Rolamento (Roll):** servocomando que controla a deflexão dos ailerons permitindo o controlo da aeronave no eixo longitudinal;
3. **Servocomando de Controlo de Arfagem (Pitch):** servocomando que controla a deflexão do leme de profundidade permitindo o controlo da aeronave no eixo transversal;
4. **Servocomando de Controlo de Flaps:** servocomando que controla a deflexão dos flaps;
5. **Servocomando de Controlo de Potência do Motor:** servocomando que controla a potência do motor. Este controlo é feito controlando a entrada de mistura ar-combustível para a câmara de combustão do motor;
6. **Servocomando de Controlo de Entrada de Ar:** servocomando que controla o fluxo de ar para a câmara de combustão. Este controlo de fluxo de ar é feito essencialmente quando a aeronave está na fase de aquecimento do motor;
7. **Servocomando de Controlo de Direcção em Terra:** servocomando que controla a direcção da aeronave em terra. Está acoplado ao trem de nariz.

3.2.1.6 Voo Automático

Sistema de processamento da aeronave. É composto por uma unidade de processamento que em conjunto com o software, permite efectuar a operação da aeronave e realizar a missão estabelecida. É composto por:

1. **Unidade de Processamento:** componente onde é incorporado o software necessário para a aquisição de dados, processamento e actuação de controlo da aeronave. Integra também software necessário para realizar a missão.

3.2.1.7 Registo de Dados

Sistema de registo de dados que permite armazenar informação recolhida durante a missão e operação da aeronave, para análise posterior. É composto por:

1. **Unidade de Registo de Dados:** fornece capacidade para armazenar toda a informação recolhida bordo da aeronave.

3.2.1.8 Comunicações

Sistema de permite a comunicação de dados entre a aeronave e o sistema de controlo terrestre para efeitos de controlo da aeronave e troca de informação recolhida durante a operação da aeronave e missão. É composto por:

1. **Unidade de DataLink:** fornece capacidade para transmitir e receber informação necessária ao controlo da aeronave e controlo dos sensores de missão. Inclui módulo transmissor/receptor e antena.

3.2.1.9 Propulsivo

Sistema que integra os subsistemas e componentes necessários para o fornecimento de potência propulsiva à aeronave. É composto por:

1. **Hélice:** componente acoplado ao eixo do motor e que devido à sua configuração converte o torque do motor em movimento;
2. **Motor:** subsistema que contém todos os componentes que são exclusivos ao motor da aeronave. Inclui todos os elementos do bloco de motor, sistema de escape, motor de arranque e circuito corte de corrente. No entanto o alternador, servocomando de controlo de potência e servocomando de controlo de fluxo de ar no motor não são incluídos neste subsistema;
3. **Combustível:** subsistema que comporta os componentes necessários para armazenar e conduzir o combustível deste o depósito de combustível até ao sistema propulsivo. Inclui depósito e linhas de combustível.

3.2.1.10 Eléctrico

Sistema que comporta os subsistemas e componentes necessários à produção e fornecimento de corrente eléctrica para operação e funcionamento da aeronave. É composto por:

1. **Gerador:** subsistema que integra os componentes necessários para a geração de corrente eléctrica essencial para o funcionamento e operação da aeronave;
2. **Baterias:** subsistema que integra componentes que armazenam corrente eléctrica e que estão directamente ligados ao circuito eléctrico da aeronave. Este subsistema permite fornecer corrente eléctrica, em caso de falha do gerador, durante o tempo necessário para iniciar o motor ou activar o modo de recuperação de emergência da aeronave.

3.2.1.11 Iluminação de Sinalização

Sistema de iluminação de sinalização externa que permite marcar visualmente a posição da aeronave durante a operação. As especificações da iluminação encontram-se no Anexo 6, Parte I, apêndice 1 da ICAO.

3.2.1.12 Missão

Sistema que comporta todos os componentes necessários para realizar a missão. Inclui câmaras de vídeo, câmaras de fotografia no visível e infravermelhos. É composto por:

1. **Câmara de Vídeo:** componente que permite obter imagem vídeo da aérea pretendida. Permite ainda obter imagem de vídeo necessária para efectuar descolagens e aterragens;
2. **Câmara Fotográfica no visível:** componente que permite obter imagens fotográficas na região do visível, da área pretendida;
3. **Câmara de Infravermelhos:** componente que permite obter imagens na região de infra vermelhos da área pretendida.

Capítulo 4

Modelo de Fiabilidade

Neste capítulo é realizada a análise qualitativa e quantitativa do sistema aéreo do ponto de vista da fiabilidade.

A análise qualitativa consiste na dedução lógica de uma série de eventos que possam levar à ocorrência do evento de topo. É feita posteriormente uma análise de risco onde são identificados eventos que revelam um maior grau de severidade e de probabilidade de ocorrência.

A análise quantitativa consiste no cálculo efectivo da fiabilidade do sistema aéreo. É descrito o modelo de fiabilidade que caracteriza o sistema aéreo, nomeadamente a interligação entre os sistemas, subsistemas e/ou componentes, sendo posteriormente calculada a fiabilidade do sistema.

4.1 Análise Qualitativa

O objectivo desta parte é efectuar uma análise qualitativa recorrendo à árvore de análise de falhas, de forma a obter uma melhor compreensão do sistema e a sua arquitectura funcional. Permite ainda identificar potenciais áreas de risco e identificar potenciais acções para reduzir esse risco.

4.1.1 Árvore de Análise de Falhas

Para realizar uma análise recorrendo à árvore de falhas têm que ser definidos alguns parâmetros iniciais. É necessário definir o sistema que vai ser analisado, identificar o evento de topo e descrever as restrições sobre as quais a análise vai ser executada.

A definição do sistema aéreo está devidamente descrita na Secção 3.2.

4.1.1.1 Definição do evento de topo e restrições.

Evento de Topo

O evento de topo é caracterizado por ser o evento de maior importância para o cumprimento da missão pretendida. Deste modo, o evento de topo engloba possíveis falhas que possam ocorrer com o sistema aéreo, pondo em risco a execução da missão.

Como já foi referido, no âmbito deste trabalho apenas a plataforma aérea, sistema aéreo, foi objecto de análise, excluindo portanto o sistema terrestre, ou plataforma terrestre. Neste caso o evento de topo é definido como sendo a Perda de Missão. Este evento engloba possíveis eventos de falha que possam ocorrer na plataforma aérea e que possam levar a uma interrupção da missão.

Restrições

As restrições de análise visam restringir e direccionar a análise de falhas de modo a obter os resultados dentro dos limites pretendidos.

Deste modo, durante o desenvolvimento da árvore de falhas, todos os eventos que saiam do âmbito do sistema aéreo serão caracterizados como eventos não desenvolvidos. Da mesma forma os eventos que englobam as possíveis falhas que podem ocorrer no sistema aéreo serão designados de eventos básicos.

Antes de se começar a identificar e a descrever os eventos que podem levar à ocorrência do evento de topo, existe ainda a necessidade de definir dois termos que serão utilizados durante a construção da árvore.

O termo **perda** é atribuído quando um sistema e/ou subsistema deixa de executar parcial ou totalmente a função pela qual foi projectado; enquanto o termo **falha** é atribuído quando um componente, ou os elementos que constituem o componente, sofre desgaste, fractura ou deixa de executar a função para a qual foi concebido.

4.1.1.2 Elaboração da Árvore de Falhas

Para a construção da árvore de falhas começou-se por enumerar as razões que podem levar à ocorrência do evento de topo. Depois da enumeração das possíveis razões, é elaborada graficamente a árvore de falhas do evento que está a ser analisado.

Esta elaboração gráfica segue a simbologia descrita na Secção 2.1.5.1. A elaboração gráfica é importante pois permite identificar visualmente o tipo de eventos que são deduzidos e como foi executada a dedução geral da árvore de falhas.

1. Perda de Missão (G1)

As razões que podem levar à perda de missão são:

- Perda da Aeronave;
- Perda do Sistema de Controlo Terrestre;
- Perda da Localização da Aeronave;
- Perda do Sistema de Missão;
- Perda devido a Impossibilidade de Lançamento da Aeronave;
- Perda de Comunicações com a Aeronave;
- Perda do Sistema de Voo Automático.

A Figura 4.1 ilustra a árvore de análise para a perda de missão.

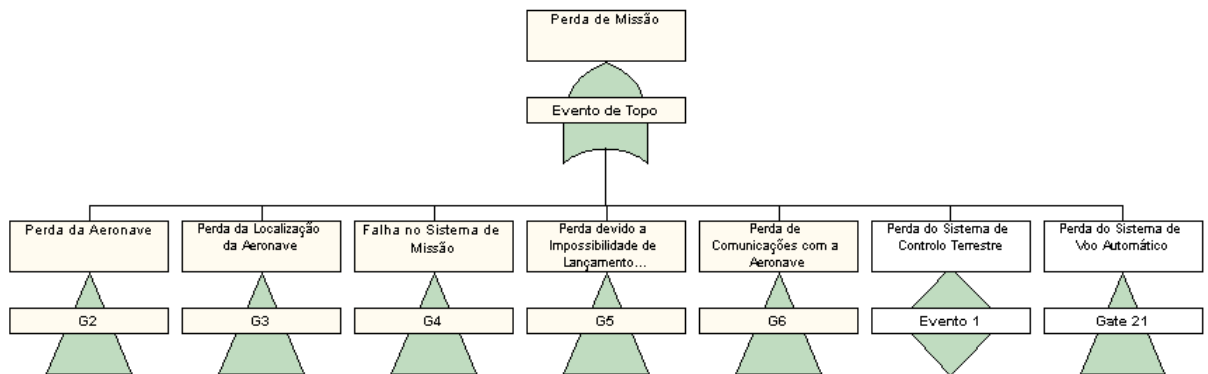


Figura 4.1: Perda de Missão

2. Perda da Aeronave (G2)

As razões que podem levar à perda da aeronave são:

- Perda da Integridade Estrutural da Aeronave;
- Perda de Potência da Aeronave;
- Perda de Sustentação na Aeronave;
- Perda do Controlo da Aeronave;
- Perda da Localização da Aeronave;
- Perda de Corrente Eléctrica na Aeronave;
- Perda de Comunicações com a Aeronave;
- Perda do Sistema de Voo Automático;
- Incêndio a Bordo da Aeronave;
- Colisão em Voo.

A Figura 4.2 ilustra a árvore de análise para a perda da aeronave.

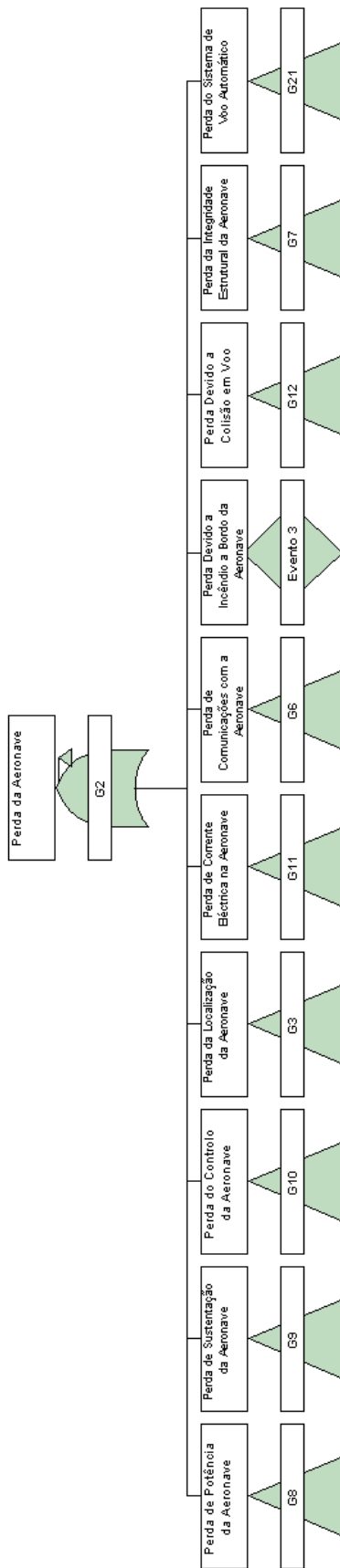


Figura 4.2: Perda de Aeronave

3. Perda da Localização da Aeronave (G3)

As razões que podem levar à perda da localização da aeronave são:

- Perda de Comunicações com a Aeronave;
- Falha da Unidade de GPS;
- Perda de Corrente Eléctrica na Aeronave;
- Condições Atmosféricas Adversas;
- Perda do Sistema de Voo Automático;
- Falha da Unidade de Transponder;

A Figura 4.3 ilustra a árvore de análise para a perda da localização da aeronave.

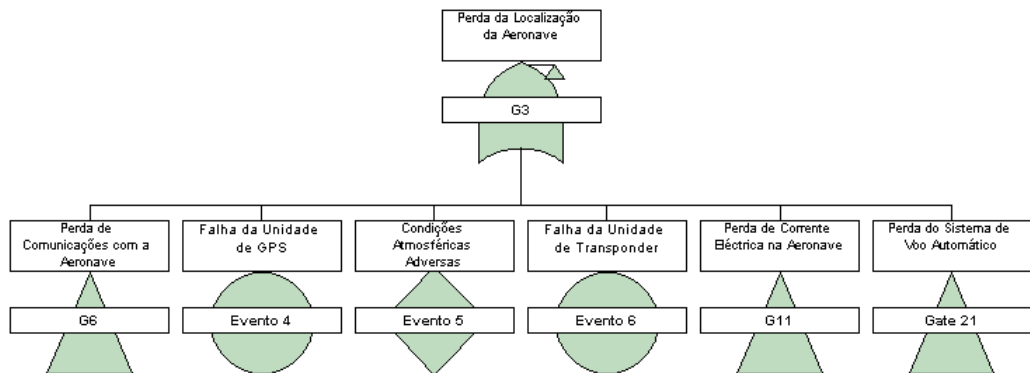


Figura 4.3: Perda da Localização da Aeronave

4. Perda do Sistema de Missão (G4)

As razões que podem levar à perda do sistema de missão são:

- Falha da Câmara Infravermelhos;
- Perda de Corrente Eléctrica na Aeronave;
- Falha de Câmara de Vídeo;
- Falha da Câmara Fotográfica;
- Falha da Unidade de Registo de Dados;
- Perda de Comunicações com a Aeronave.

A Figura 4.4 ilustra a árvore de análise para a perda do sistema de missão.

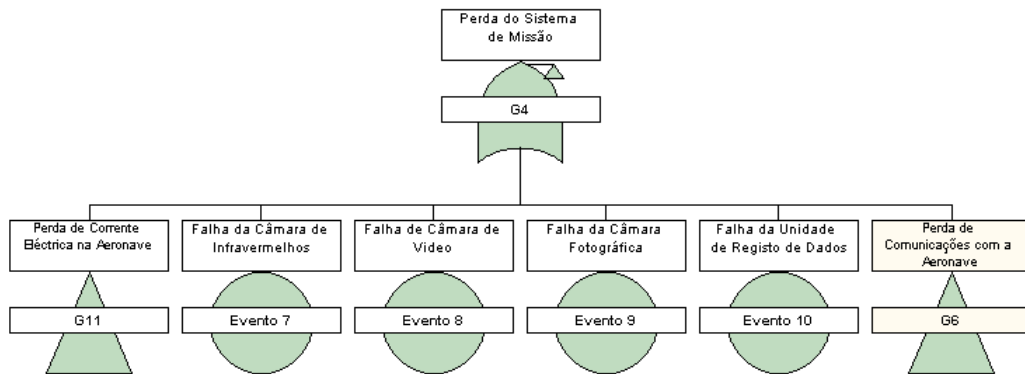


Figura 4.4: Perda do Sistema de Missão

5. Perda Devido a Impossibilidade de Lançamento da Aeronave (G5)

As razões que podem levar à perda devido a impossibilidade de lançamento da aeronave são:

- Condições Atmosféricas Adversas;
- Falha do Motor de Arranque;
- Perda de Comunicações com a Aeronave;
- Perda de Corrente Eléctrica na Aeronave.

A Figura 4.5 ilustra a árvore de análise para a perda devido a impossibilidade de lançamento da aeronave.

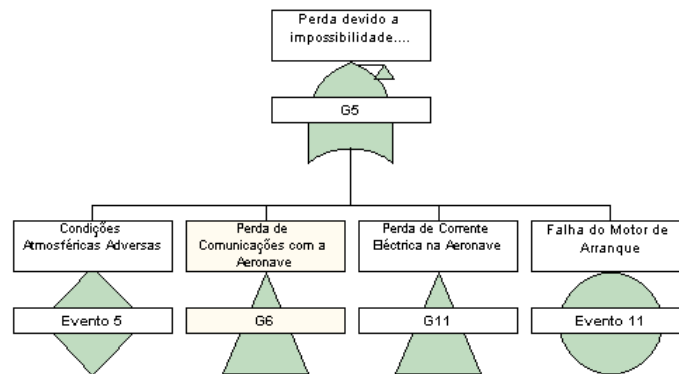


Figura 4.5: Perda Devido a Impossibilidade de Lançamento da Aeronave

6. Perda de Comunicações com a Aeronave (G6)

As razões que podem levar à perda de comunicações com a aeronave são as seguintes:

- Falha da Unidade de Datalink;
- Perda de Corrente Eléctrica na Aeronave;
- Perda do Sistema de Voo Automático;
- Perda da Antena da Aeronave:
 - Dano Externo na Antena;
 - Falha da Antena.
- Limite Ultrapassado de LOS (Line of Sight).

A Figura 4.6 ilustra a árvore de análise para a perda de comunicações com a aeronave.

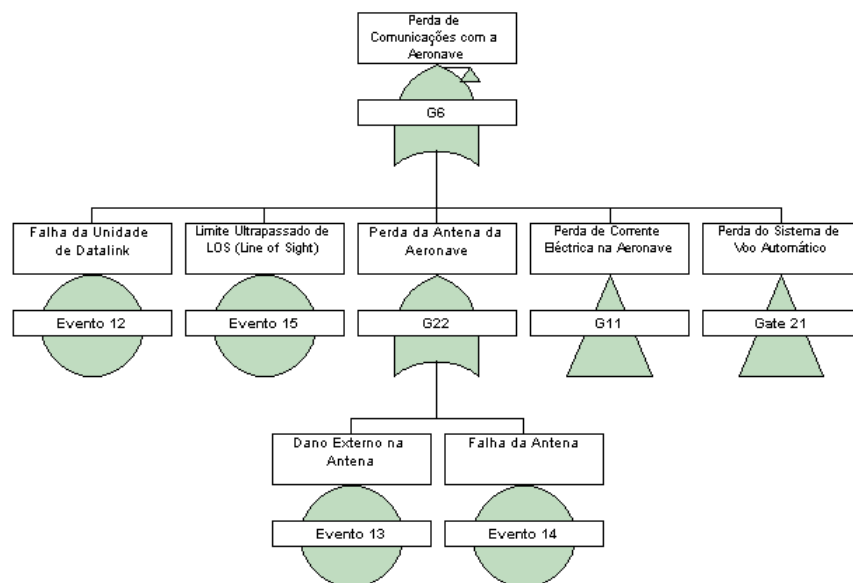


Figura 4.6: Perda de Comunicações com a Aeronave

7. Perda da Integridade Estrutural da Aeronave (G7)

As razões que podem levar à perda da integridade estrutural da aeronave, incluem problemas com as estabilizadores, asa, fuselagem e trem de aterragem, são as seguintes:

- Dano Externo;
- Dano Interno;
- Falha nas Ligações Estruturais;
- Erro do Piloto.

A Figura 4.7 ilustra a árvore de análise para a perda de integridade estrutural da aeronave.

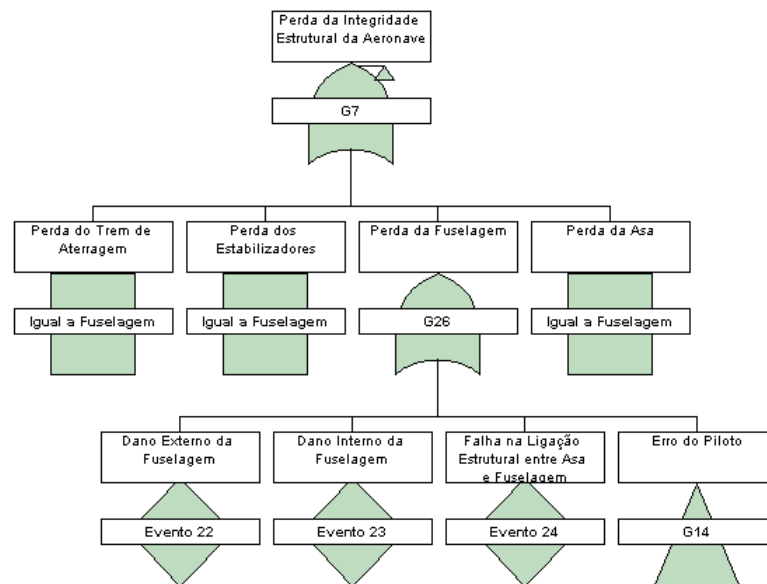


Figura 4.7: Perda da Integridade Estrutural da Aeronave

8. Perda de Potência da Aeronave (G8)

As razões que podem levar à perda de potência da aeronave são:

- Falha do Servocomando de Controlo de Potência do Motor;
- Erro do Piloto;
- Falha da Hélice:
 - Dano Interno;
 - Falha da Ligação Hélice-Veio;
 - Dano Externo.
- Perda do Motor;
- Perda do Sistema de Voo Automático.

A Figura 4.8 ilustra a árvore de análise para a perda de potência da aeronave.

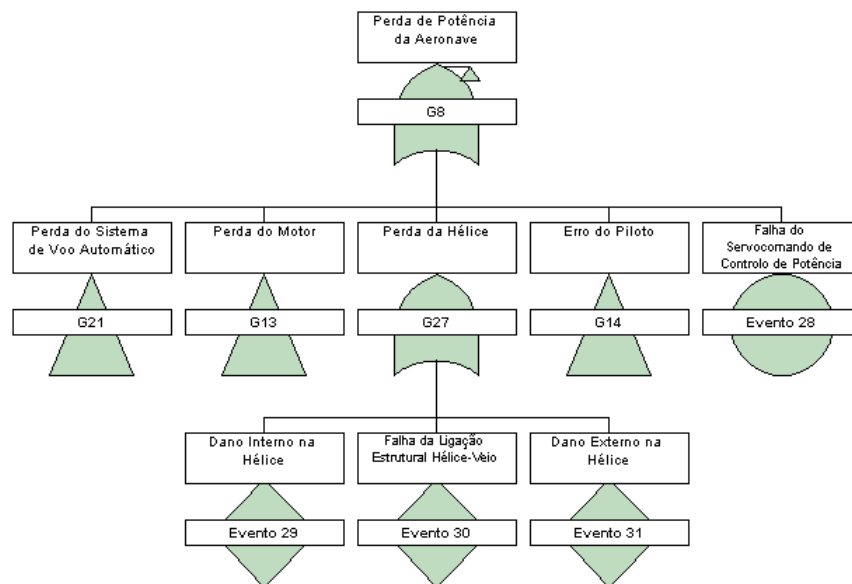


Figura 4.8: Perda de Potência da Aeronave

9. Perda de Sustentação da Aeronave (G9)

As razões que podem levar à perda de sustentação da aeronave são:

- Perda de Potência da Aeronave;
- Erro do Piloto;
- Perda do Sistema de Voo Automático;
- Perda da Asa:
 - Dano Externo na Asa;
 - Falha da Conexão Estrutural entre Asa e Fuselagem;
 - Dano Interno;
 - Erro do Piloto.
- Falha dos Flaps:
 - Dano Externo nos Flaps;
 - Falha da Conexão Estrutural entre Asa e Flaps;
 - Dano Interno nos Flaps;
 - Falha do Servocomando de Controlo dos Flaps.

A Figura 4.9 ilustra a árvore de análise para a perda de sustentação da aeronave.

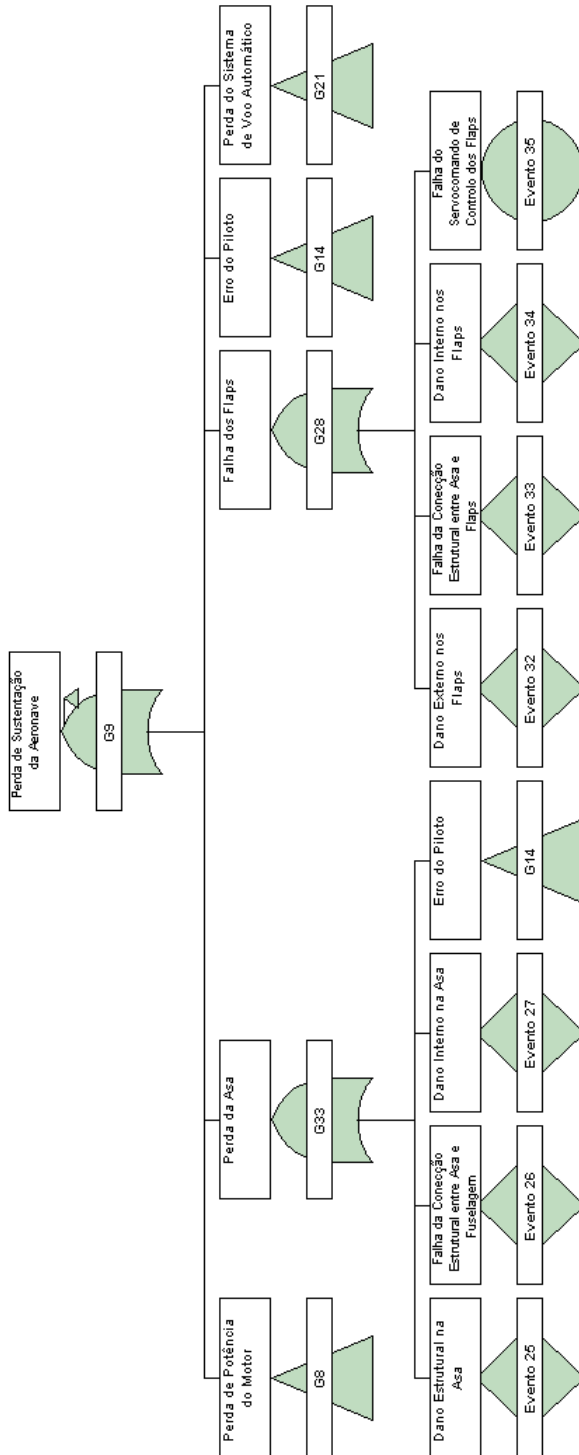


Figura 4.9: Perda de Sustentação da Aeronave

10. Perda do Controlo da Aeronave (G10)

As razões que podem levar à perda de controlo da aeronave são:

- Perda de Sustentação da Aeronave;
- Perda de Comunicações com a Aeronave;;
- Perda de Potência da Aeronave;
- Perda de Corrente Elétrica na Aeronave;
- Falha das Superfícies de Controlo;
- Perda do Sistema de Navegação;
- Perda do Sistema de Voo Automático.

A Figura 4.10 ilustra a árvore de análise para a perda do controlo da aeronave.

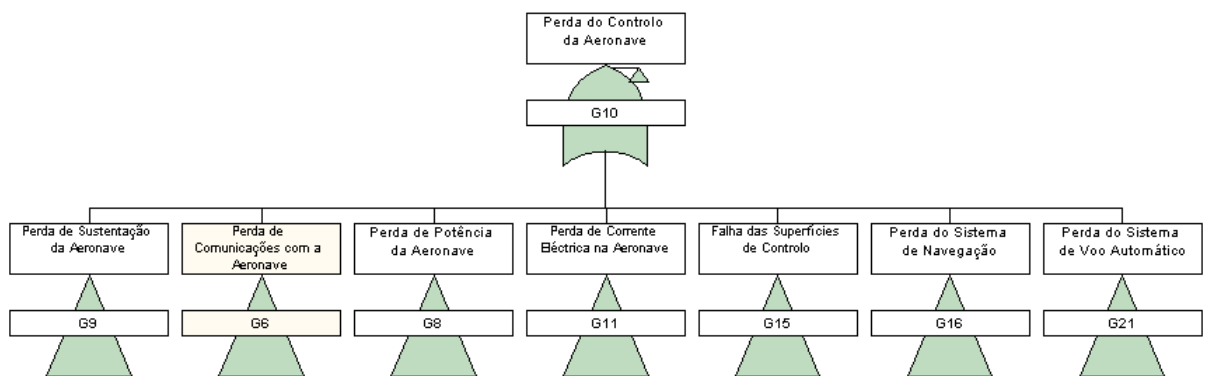


Figura 4.10: Perda do Controlo da Aeronave

11. Perda de Corrente Elétrica na Aeronave (G11)

As razões que podem levar à perda de corrente eléctrica na aeronave são:

- Falha do Gerador;
- Falha das Baterias.

A Figura 4.11 ilustra a árvore de análise para a perda de corrente eléctrica da aeronave.

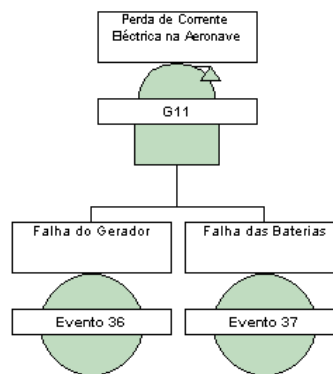


Figura 4.11: Perda de Corrente Eléctrica na Aeronave

12. Perda Devido a Colisão em Voo (G12)

As razões que podem levar à perda devido a colisão em voo são:

- Perda do Sistema de Voo Automático;
- Falha da Unidade TCAS;
- Falha da Unidade Transponder;
- Falha da Iluminação de Sinalização Externa;
- Outro Tipo de Razão de Responsabilidade de Terceiros.

A Figura 4.12 ilustra a árvore de análise para a perda do controlo da aeronave.

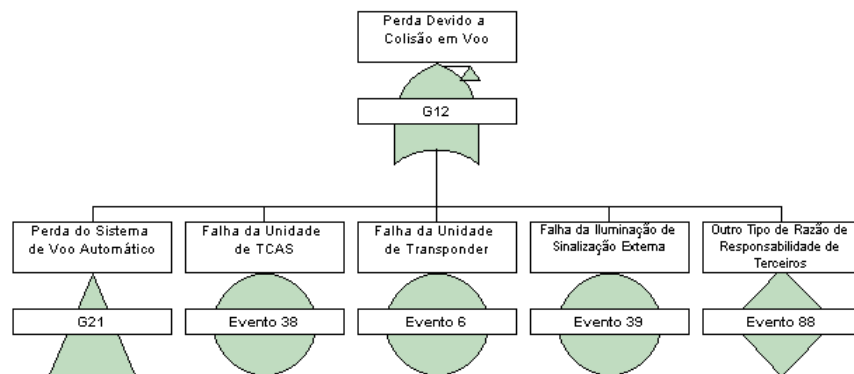


Figura 4.12: Perda Devido a Colisão em Voo

13. Perda do Motor (G13)

As razões que podem levar à perda do motor são:

- Falha de Combustível:
 - Falha do Sensor de Combustível;
 - Falha de Conexão Depósito-Motor.
- Falha do Motor de Arranque;
- Falha do Servocomando de Controlo de Potência;
- Falha Mecânica do Motor;
- Falha Eléctrica Interna no Motor;
- Excesso de Vibrações do Motor;
- Combustível Inadequado;
- Incêndio do Motor;
- Falta de Lubrificação.

A Figura 4.13 ilustra a árvore de análise para a perda do motor.

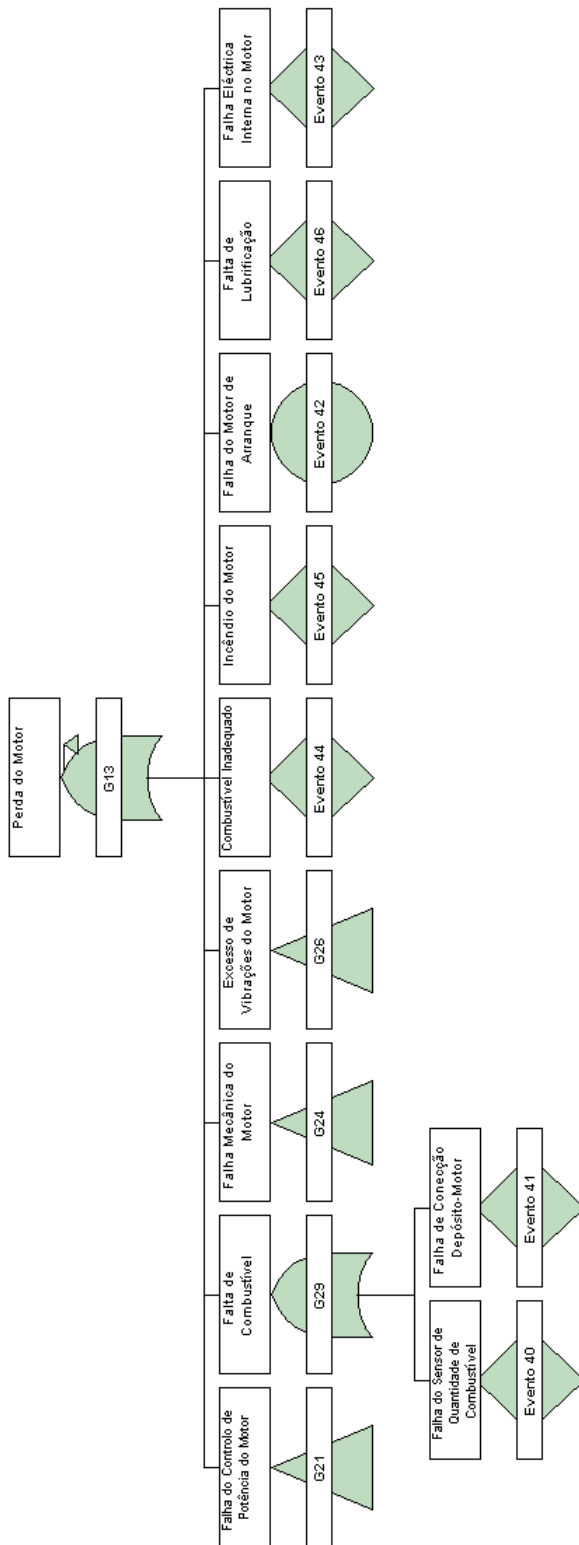


Figura 4.13: Perda do Motor

14. Erro do Operador (G14)

As razões que podem levar à perda devido a erro do piloto são:

- Falha do Piloto Terrestre;
- Falha do Piloto Automático (erro de software).

A Figura 4.14 ilustra a árvore de análise para erro do piloto.

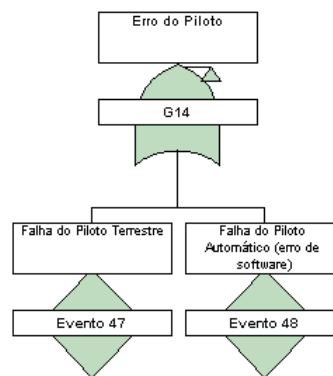


Figura 4.14: Erro do Piloto

15. Falha das Superfícies de Controlo (G15)

As razões que podem levar à falha das superfícies de controlo, que integra ailerons direito e esquerdo, leme vertical e leme de profundidade direito e esquerdo, são:

- Perda do Sistema de Voo Automático;
- Falha do Servocomando de Controlo;
- Dano Externo;
- Dano Interno;
- Falha de Ligação Estrutural;
- Perda de Corrente Eléctrica na Aeronave.

A Figura 4.15 ilustra a árvore de análise para a perda das superfícies de controlo.

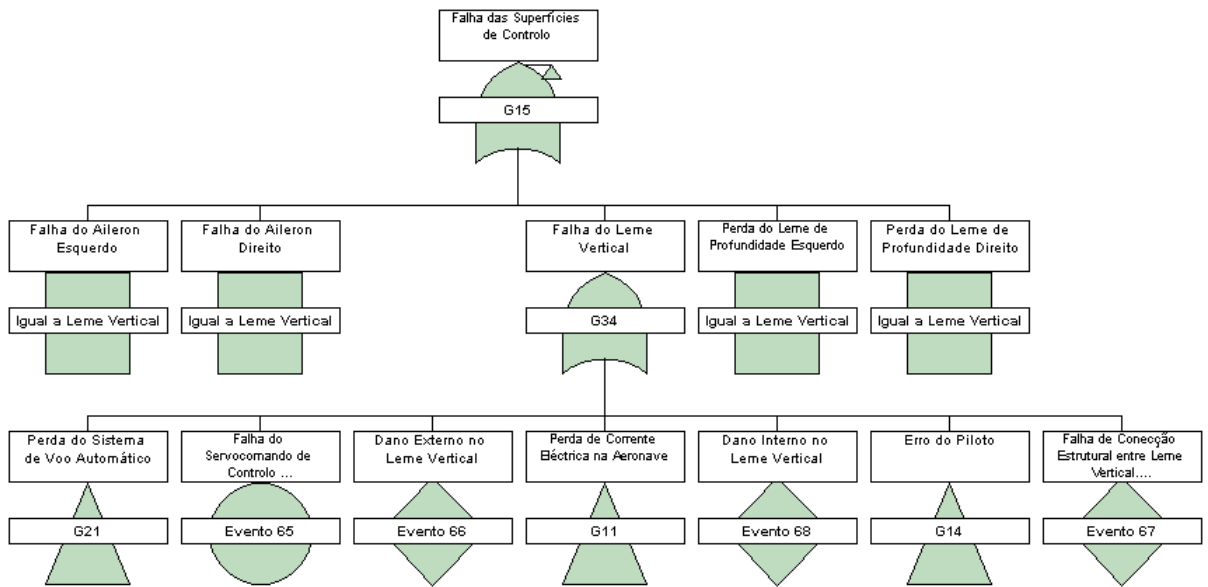


Figura 4.15: Perda das Superfícies de Controlo

16. Perda do Sistema de Navegação (G16)

As razões que podem levar à perda do sistema de navegação são:

- Falha da Unidade de GPS;
- Falha da Unidade de IMU;
- Falha do Tubo de Pitot;
- Falha do Altímetro;
- Perda de Corrente Eléctrica na Aeronave;
- Falha do Transponder.

A Figura 4.16 ilustra a árvore de análise para a perda do sistema de navegação.

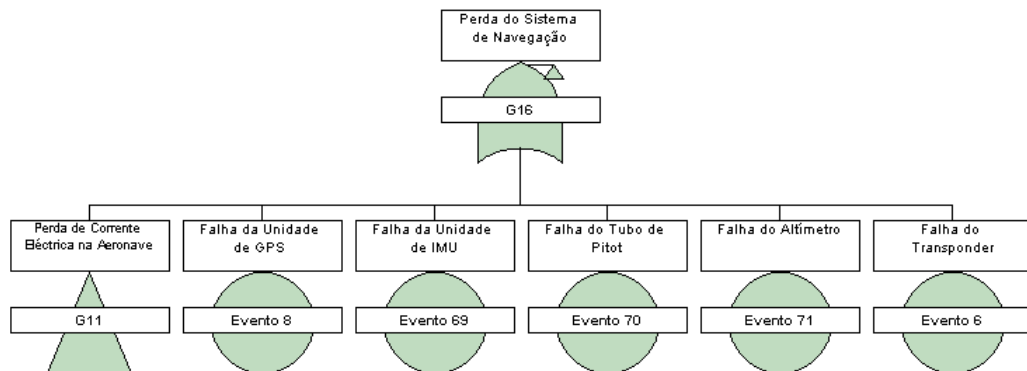


Figura 4.16: Perda do Sistema de Navegação

17. Falha Mecânica do Motor (G17)

As razões que podem levar à falha mecânica do motor são:

- Falha de Componentes Internos do Motor;
- Desgaste Normal do Motor;
- Manufatura Errada de Componentes;
- Manutenção Inadequada;
- Excesso de Vibrações do Motor;
- Sobreaquecimento do Motor;
- Dano estrutural (devido a erro do operador);
- Operação Inadequada do Motor.

A Figura 4.17 ilustra a árvore de análise para a falha mecânica do motor.

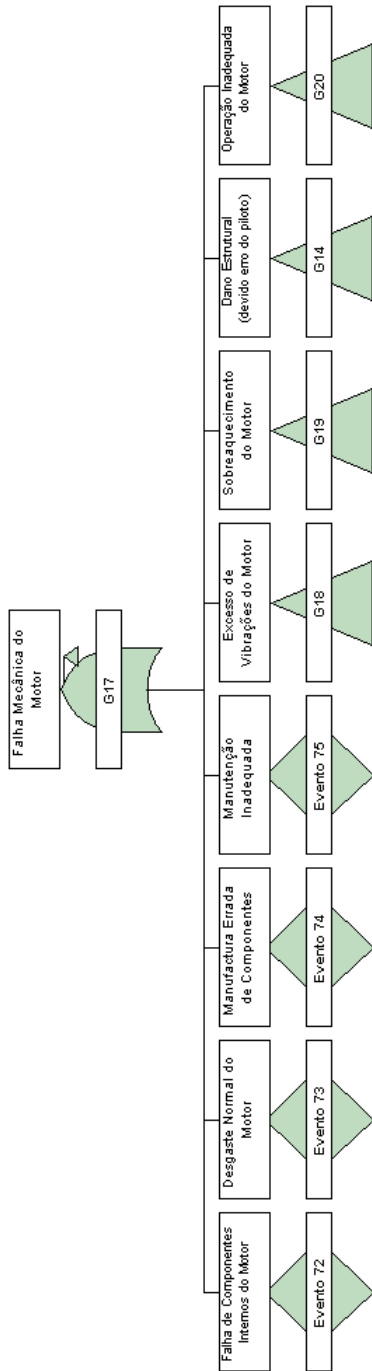


Figura 4.17: Falha Mecânica do Motor

18. Excesso de Vibrações do Motor (G18)

As razões que podem levar a excesso de vibrações do motor são:

- Fractura de Pistão;
- Falha de Rolamentos;
- Quebra dos Segmentos de Pistão;
- Manufatura Errada de Componentes;
- Montagem Incorrecta do Motor;
- Hélice Desequilibrada.

A Figura 4.18 ilustra a árvore de análise para o excesso de vibrações do motor.

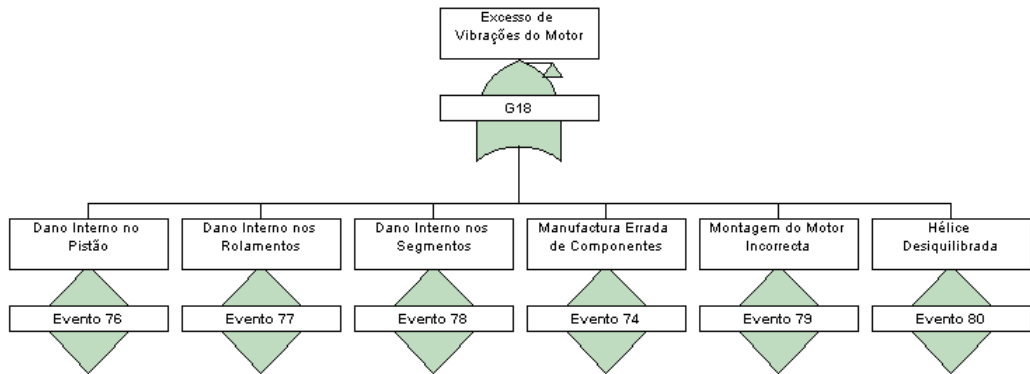


Figura 4.18: Excesso de Vibrações do Motor

19. Sobreaquecimento do Motor (G19)

As razões que podem levar a sobreaquecimento do motor são:

- Manufatura Errada de Componentes;
- Manutenção Inadequada;
- Rugidade nas Superfícies de Arrefecimento;
- Nível Elevado de Rotação do Motor.

A Figura 4.19 ilustra a árvore de análise para o sobreaquecimento do motor.

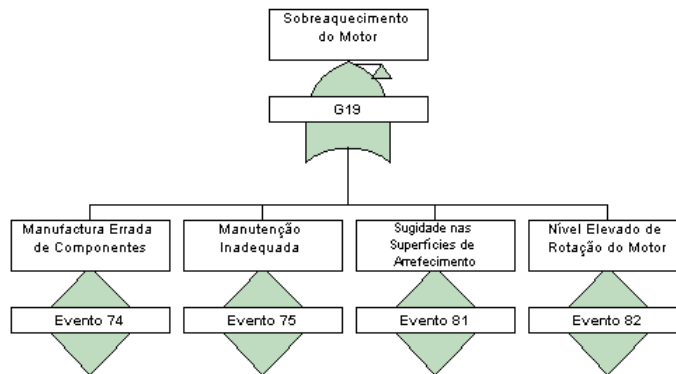


Figura 4.19: Sobreaquecimento do Motor

20. Operação Inadequada do Motor (G20)

As razões que podem levar a operação inadequada do motor são:

- Ajustes de Funcionamento do Motor Inadequados;
- Mistura de Combustível/Lubrificante Inapropriada;
- Combustível Inadequado;
- Lubrificante Inadequado;
- Limpeza do Motor de Forma Inadequada;
- Armazenamento do Motor após Utilização de Forma Inadequada.

A Figura 4.20 ilustra a árvore de análise para a operação inadequada do motor.

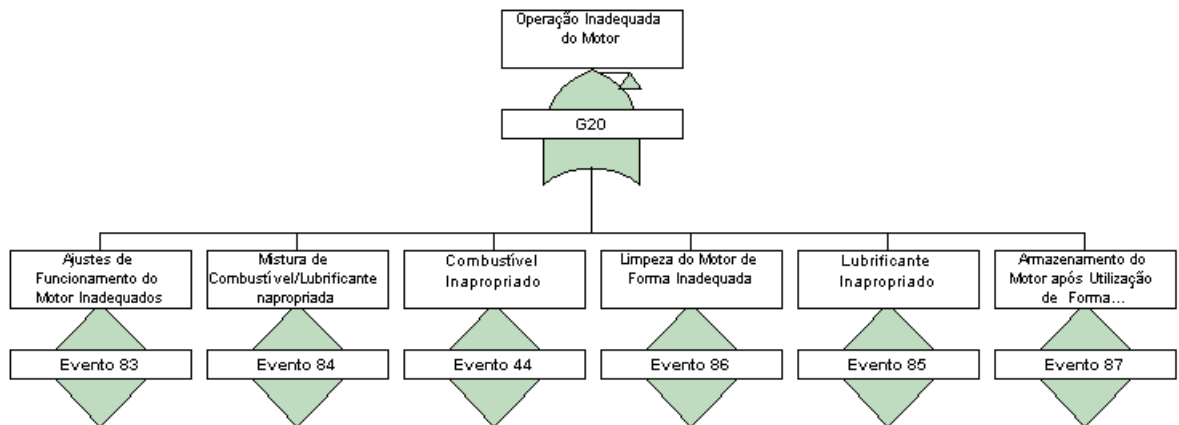


Figura 4.20: Operação Inadequada do Motor

21. Perda do Sistema de Voo Automático (G21)

As razões que podem levar à perda do sistema de voo automático são:

- Falha da Unidade de Processamento da Aeronave;
- Falha do Piloto Automático (erro de software).

A Figura 4.21 ilustra a árvore de análise para a perda do sistema de voo automático.

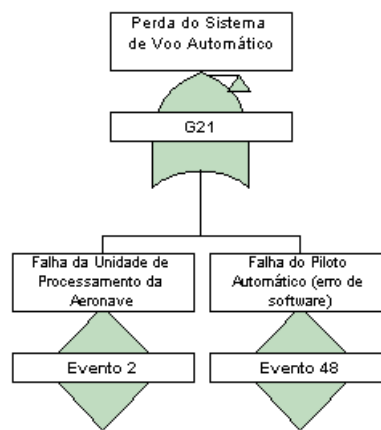


Figura 4.21: Perda do Sistema de Voo Automático

4.1.2 Análise de Risco

Após a construção da árvore de análise de falhas, foi efectuada a análise de risco para cada evento resultante da construção. Para classificar cada evento de acordo com a sua severidade e probabilidade de ocorrência falha recorreu-se às tabelas na Secção 2.1.4.

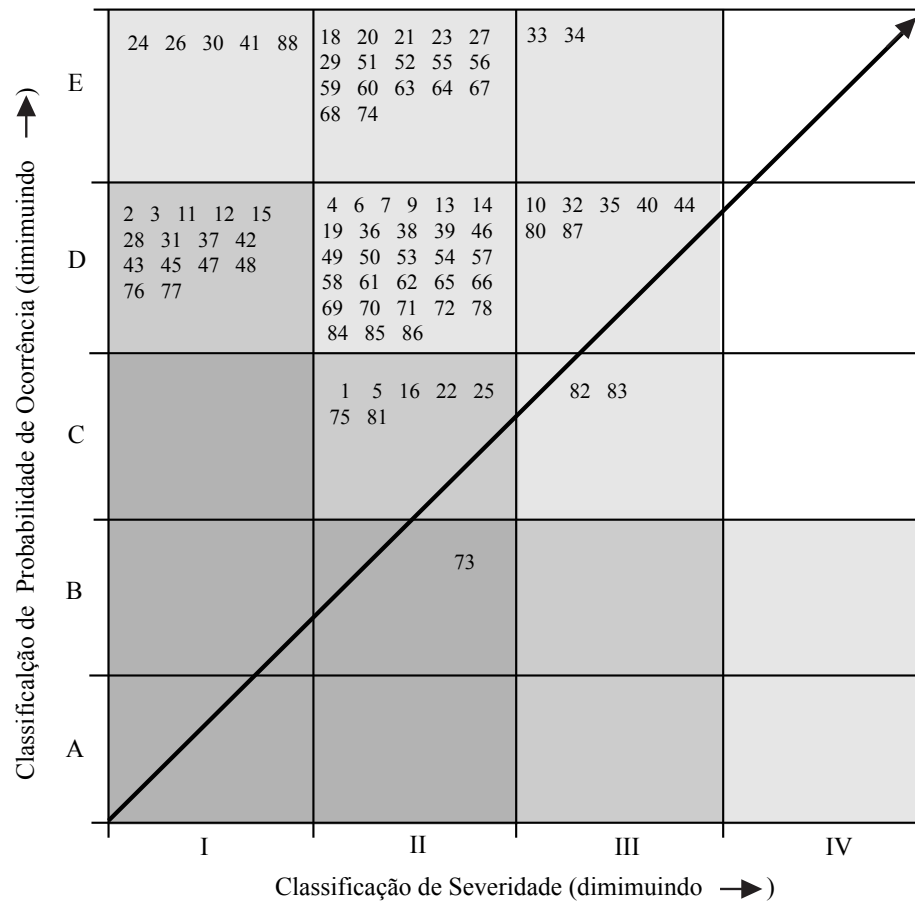
A classificação de cada evento foi feita tendo em conta a sua função desempenhada no sistema aéreo e o seu risco de severidade e probabilidade, perante o evento de topo, neste caso, Perda de Missão.

No caso do evento identificado como Evento 2 - Falha da Unidade de Processamento, a probabilidade de ocorrência é classificada como sendo de Nível D (Remota) e a severidade como sendo de Categoria I (Catastrófico.)

Uma vez que é uma classificação qualitativa realizada no início da fase de projecto, esta classificação é feita baseando-se em outros estudos, cuja análise é semelhante, e também na própria informação dos modos de falha dos componentes e respectiva probabilidade de ocorrência e severidade, recolhida até então.

A identificação de cada evento e posterior classificação está devidamente descrita no Apêndice D.

A matriz de risco fornece uma representação visual das áreas críticas da análise de perda de missão. Eventos no canto inferior esquerdo requerem uma imediata acção ou atenção devido ao elevado risco. Diagonalmente em direcção ao canto superior direito, o risco diminui de severidade e probabilidade de ocorrência.



Legenda da Matriz de Risco

- | | |
|---------------|-------------|
| Elevado Risco | Médio Risco |
| Sério Risco | Baixo Risco |

Figura 4.22: Matriz de Risco da Análise de Perda de Missão

A Tabela 4.1 contém os eventos que possuem um elevado e sério risco na análise de perda de missão.

ID	Eventos	Classificação de Probabilidade de Ocorrência	Classificação de Severidade
1	Perda do Sistema de Controlo Terrestre	C	II
2	Falha da Unidade de Processamento da aeronave	D	I
3	Perda devido incêndio no interior da aeronave	D	I
5	Condições Atmosféricas Adversas	C	II
11	Falha do Motor de Arranque	D	I
12	Falha da Unidade de Datalink	D	I
15	Limite Ultrapassado de LOS (Line of Sight)	D	I
16	Dano externo no trem de aterragem	C	II
22	Dano externo na fuselagem	C	II
25	Dano externo na asa	C	II
28	Falha do Servocomando de Controlo de Potência	D	I
31	Dano externo na hélice	D	I
37	Falha das Baterias	D	I
42	Falha do Motor de Arranque	D	I
43	Falha de corrente eléctrica no motor	D	I
45	Incêndio do Motor	D	I
47	Falha do piloto terrestre	D	I
48	Falha do piloto automático (erro de software)	D	I
73	Desgaste normal do motor	B	II
75	Manutenção inadequada	C	II
76	Dano Interno no pistão	D	I
77	Dano interno nos rolamentos	D	I
81	Sugidade nas superfícies de arrefecimento	C	II

Tabela 4.1: Análise de Risco: Eventos de elevado e sério risco

4.1.3 Conclusão da análise qualitativa

A análise qualitativa permitiu identificar possíveis modos de falha e desta forma criar acções de prevenção e meios de diminuição de risco associados à execução da missão da aeronave. A introdução de redundância ou implementação de acções de manutenção preventiva são soluções possíveis como forma de mitigar o risco associado a certos sistemas e componentes.

Analisando os resultados obtidos descritos na Tabela 4.1 é clara a importância que o Sistema de Controlo Terrestre tem perante o cumprimento da missão.

A importância do operador da aeronave, tanto a nível de pilotagem como operação e manutenção, é um factor considerável. Os procedimentos de operação e manutenção da aeronave deverão ter em conta factores de pilotagem, meio de operação (condições atmosféricas, tipo de terreno, etc) e tipo de manutenção de forma a prevenir e diminuir o risco associado.

As falhas electrónicas, eléctricas, software e mecânicas são também factores muito importantes que devem ser levados em consideração. Para tal devem ser tomadas medidas de monitorização como possível forma para mitigar o risco que representam.

A importância do sistema de recuperação de emergência (pára-quedas) é visível uma vez que permite recuperar a aeronave em caso de falha electrónica, mecânica ou comunicações. A introdução de sensores de monitorização de fumo no interior da aeronave, temperatura e rotação de motor têm também um factor de prevenção com o objectivo de mitigar certos modos de falha que possam por em causa a operação e execução da missão pretendida.

4.2 Análise Quantitativa

A análise quantitativa da fiabilidade consiste em quantificar a fiabilidade do sistema. Esta quantificação é feita segundo um modelo de fiabilidade, onde é identificado o modo de falha de cada unidade, as limitações ou considerações inerentes ao modelo e por fim o cálculo do sistema completo.

O cálculo quantitativo da fiabilidade do sistema aéreo é feito sob as seguintes restrições:

1. Apenas o sistema aéreo é considerado para efeitos de estudo;
2. O software de controlo de operação e missão que integra a aeronave não é objecto de quantificação;
3. As ligações entre componentes, subsistemas e sistemas não são contabilizadas no modelo de fiabilidade;
4. Factores externos à aeronave como o erro humano associado à pilotagem da aeronave, manutenção e operação não são considerados neste modelo;
5. É desprezada a influência das condições atmosféricas na operação da aeronave e respectiva execução da missão;
6. Para o cálculo da fiabilidade é assumido um tempo de operação da aeronave de 7,5h;
7. Em termos de cálculo de fiabilidade, todos os sistemas consideram-se em série (abordagem conservadora), excepto o Sistema Eléctrico.

Com a descrição das fronteiras aplicadas, é definido em seguida o modelo de falhas aplicado a cada unidade que constitui o sistema aéreo.

4.2.1 Definição do Modelo de Falhas

Analisando a arquitectura, observa-se que existem unidades que podem ser modeladas como tendo um modelo de falha constante, enquanto outras podem ser modeladas utilizando o modelo de falhas dependente.

A definição dos sistemas como tendo uma taxa falha constante ou taxa de falha dependente é baseada num relatório realizado por D. Pettit e A. Turnbull, intitulado "General Aviation Aircraft Reliability Study", publicado pela NASA(2001)[43], onde é feita uma análise de fiabilidade de aeronaves ligeiras.

Nesse mesmo relatório são identificados os sistemas que possuem uma taxa de falha constante e os que têm uma taxa de falha dependente.

Os sistemas assumidos como tendo uma taxa de falha constante são:

- Sistema de Monitorização;
- Sistema de Navegação;
- Sistema de Comunicações;
- Sistema de Servocomandos de Controlo;
- Sistema de Voo Automático;
- Sistema de Registo de Dados;
- Sistema Eléctrico;
- Sistema de Missão;
- Sistema de Recuperação de Emergência.

Os sistemas assumidos como tendo uma taxa de falha dependente são:

- Sistema Propulsivo;
- Sistema Estrutura;
- Sistema Iluminação de Sinalização;

Os dados recolhidos necessários para efectuar o cálculo da fiabilidade do sistema aéreo estão descritos no Apêndice E.

4.2.2 Cálculo da Fiabilidade

4.2.2.1 Estimativa de Fiabilidade dos Sistemas

A fiabilidade das unidades com uma taxa de falha constante é calculada recorrendo à Equação 2.2. A fiabilidade das unidades com uma taxa de falha dependente do tempo é calculada recorrendo à Equação 2.5.

Os diagramas de blocos apresentados reflectem o tipo de configuração adoptada para efeitos de cálculo.

Todos os sistemas, excepto o sistema eléctrico, estão definidos como tendo uma configuração em série. O sistema eléctrico está definido como tendo uma configuração em paralelo.

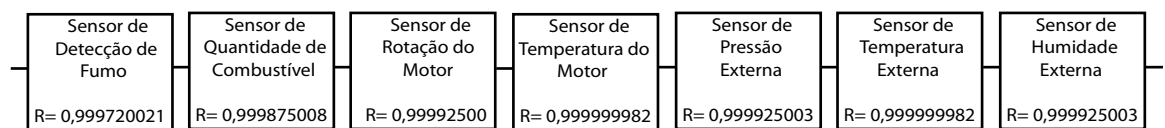
a) Sistema de Monitorização

A estimativa de fiabilidade das unidades que integram o sistema de monitorização está descrita na Tabela 4.2.

Subsistemas/Componentes	Distribuição	Tempo	Fiabilidade
		t (em horas)	$e^{-\lambda t}$
Sensor de Detecção de Fumo	Exponencial	7,5	0,999720021
Sensor de Quantidade de Combustível	Exponencial	7,5	0,999875008
Sensor de Rotação do Motor	Exponencial	7,5	0,99992500
Sensor de Temperatura do Motor	Exponencial	7,5	0,999999982
Sensor de Pressão Externa	Exponencial	7,5	0,999925003
Sensor de Temperatura Externa	Exponencial	7,5	0,999999982
Sensor de Humidade Externa	Exponencial	7,5	0,999925003

Tabela 4.2: Fiabilidade dos Componentes do Sistema de Monitorização

A estimativa de fiabilidade para o sistema de monitorização está descrita no diagrama de blocos da Figura 4.23.



$$R_{\text{Sistema de Monitorização}} = 0,999370145$$

Figura 4.23: Diagrama de Blocos do Sistema de Monitorização

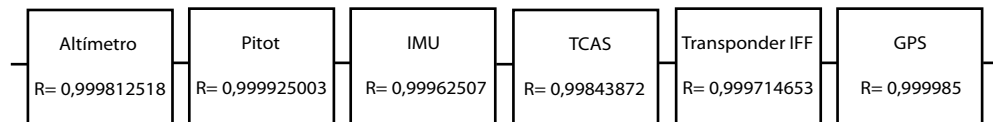
b) Sistema de Navegação

A estimativa de fiabilidade das unidades que integram o sistema de navegação está descrita na Tabela 4.3.

Subsistemas/Componentes	Distribuição	Tempo	Fiabilidade
		t (em horas)	$e^{-\lambda t}$
Altímetro	Exponencial	7,5	0,999812518
Tubo de Pitot	Exponencial	7,5	0,999925003
IMU	Exponencial	7,5	0,99962507
TCAS	Exponencial	7,5	0,99843872
Transponder	Exponencial	7,5	0,999714653
GPS	Exponencial	7,5	0,999985

Tabela 4.3: Fiabilidade dos Componentes do Sistema de Navegação

A estimativa de fiabilidade para o sistema de navegação está descrita no diagrama de blocos da Figura 4.24.



$$R_{\text{Sistema de Navegação}} = 0,997502735$$

Figura 4.24: Diagrama de Blocos do Sistema de Navegação

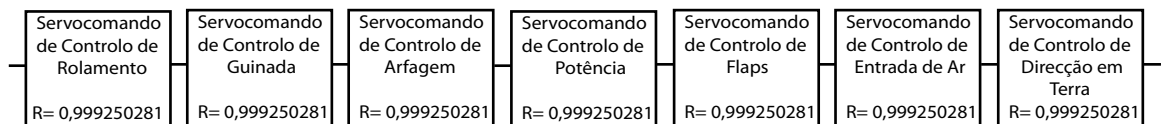
c) Sistema de Servocomandos de Controlo

A estimativa de fiabilidade das unidades que integram o sistema de servocomandos de controlo está descrita na Tabela 4.4.

Subsistemas/Componentes	Distribuição	Tempo	Fiabilidade
		t (em horas)	$e^{-\lambda t}$
Servocomando de Controlo de Rolamento	Exponencial	7,5	0,999250281
Servocomando de Controlo de Guinda	Exponencial	7,5	0,999250281
Servocomando de Controlo de Arfagem	Exponencial	7,5	0,999250281
Servocomando de Controlo de Flaps	Exponencial	7,5	0,999250281
Servocomando de Controlo de Potência	Exponencial	7,5	0,999250281
Servocomando de Controlo de Entrada de Ar	Exponencial	7,5	0,999250281
Servocomando de Controlo da Direcção em Terra	Exponencial	7,5	0,999250281

Tabela 4.4: Fiabilidade dos Componentes do Sistema de Servocomandos de Controlo

A estimativa de fiabilidade para o sistema de servocomandos de controlo está descrita no diagrama de blocos da Figura 4.25.



$$R_{\text{Sistema de Servos de Controlo}} = 0,994763757$$

Figura 4.25: Diagrama de Blocos do Sistema de Servocomandos de Controlo

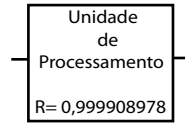
d) Sistema de Voo Automático

A estimativa de fiabilidade das unidades que integram o sistema de voo automático está descrita na Tabela 4.5.

Subsistemas/Componentes	Distribuição	Tempo	Fiabilidade
		t (em horas)	$e^{-\lambda t}$
Unidade de Processamento	Exponencial	7,5	0,999908978

Tabela 4.5: Fiabilidade dos Componentes do Sistema de Voo Automático

A estimativa de fiabilidade para o sistema de voo automático está descrita no diagrama de blocos da Figura 4.26.



$$R_{\text{Sistema de Voo Automático}} = 0,999908978$$

Figura 4.26: Diagrama de Blocos do Sistema de Voo Automático

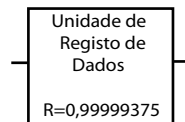
e) Sistema de Registo de Dados

A estimativa de fiabilidade das unidades que integram o sistema de registo de dados está descrita na Tabela 4.6.

Subsistemas/Componentes	Distribuição	Tempo	Fiabilidade
		t (em horas)	$e^{-\lambda t}$
Unidade de Registo de Dados	Exponencial	7,5	0,99999375

Tabela 4.6: Fiabilidade dos Componentes do Sistema de Registo de Dados

A estimativa de fiabilidade para o sistema de registo de dados está descrita no diagrama de blocos da Figura 4.27.



$$R_{\text{Sistema de Registo de Dados}} = 0,99999375$$

Figura 4.27: Diagrama de Blocos do Sistema de Registo de Dados

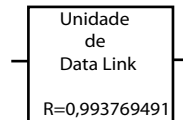
f) Sistema de Comunicações

A estimativa de fiabilidade das unidades que integram o sistema de comunicações está descrita na Tabela 4.7.

A estimativa de fiabilidade para o sistema de comunicações está descrita no diagrama de blocos da Figura 4.28.

Subsistemas/Componentes	Distribuição	Tempo	Fiabilidade
		t (em horas)	$e^{-\lambda t}$
Unidade de Data Link	Exponencial	7,5	0,993769491

Tabela 4.7: Fiabilidade dos Componentes do Sistema de Comunicações



$$R_{\text{Sistema de Comunicações}} = 0,993769491$$

Figura 4.28: Diagrama de Blocos do Sistema de Comunicações

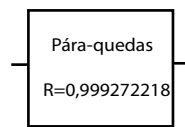
g) Sistema de Recuperação de Emergência

A estimativa de fiabilidade das unidades que integram o sistema recuperação de emergência está descrita na Tabela 4.8.

Subsistemas/Componentes	Distribuição	Tempo	Fiabilidade
		t (em horas)	$e^{-\lambda t}$
Pára-quedas	Exponencial	7,5	0,999272218

Tabela 4.8: Fiabilidade dos Componentes do Sistema de Recuperação de Emergência

A estimativa de fiabilidade para o sistema recuperação de emergência está descrita no diagrama de blocos da Figura 4.29.



$$R_{\text{Sistema de Recuperação de Emergência}} = 0,999272218$$

Figura 4.29: Diagrama de Blocos do Sistema de Recuperação de Emergência

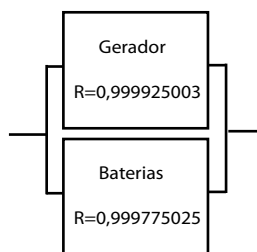
h) Sistema Eléctrico

A estimativa de fiabilidade das unidades que integram o sistema eléctrico está descrita na Tabela 4.9.

Subsistemas/Componentes	Distribuição	Tempo	Fiabilidade
		t (em horas)	$e^{-\lambda t}$
Gerador	Exponencial	7,5	0,999925003
Baterias	Exponencial	7,5	0,999775025

Tabela 4.9: Fiabilidade dos Componentes do Sistema Eléctrico

A estimativa de fiabilidade para o sistema eléctrico está descrita no diagrama de blocos da Figura 4.30.



$$R_{\text{Sistema Eléctrico}} = 0,999999983$$

Figura 4.30: Diagrama de Blocos do Sistema Eléctrico

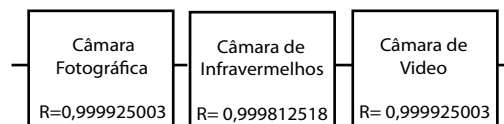
i) Sistema de Missão

A estimativa de fiabilidade das unidades que integram o sistema de missão está descrita na Tabela 4.10.

Subsistemas/Componentes	Distribuição	Tempo	Fiabilidade
		t (em horas)	$e^{-\lambda t}$
Câmara Video	Exponencial	7,5	0,999925003
Câmara Fotográfica visível	Exponencial	7,5	0,999925003
Câmara de Infravermelhos	Exponencial	7,5	0,999812518

Tabela 4.10: Fiabilidade dos Componentes do Sistema de Missão

A estimativa de fiabilidade para o sistema de missão está descrita no diagrama de blocos da Figura 4.31.



$$R_{\text{Sistema Missão}} = 0,999662557$$

Figura 4.31: Diagrama de Blocos do Sistema de Missão

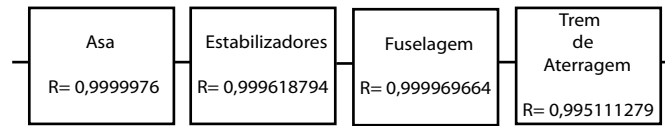
j) Sistema Estrutura

A estimativa de fiabilidade das unidades que integram o sistema estrutura está descrita na Tabela E.10.

Subsistemas/Componentes	Distribuição	Tempo	Fiabilidade
		t (em horas)	$e^{-\left(\frac{t}{\theta}\right)^\beta}$
Fuselagem	Weibull	7,5	0,999969664
Estabilizadores	Weibull	7,5	0,999618794
Asa	Weibull	7,5	0,9999976
Trem de Aterragem	Weibull	7,5	0,995111279

Tabela 4.11: Fiabilidade dos Componentes do Sistema Estrutura

A estimativa de fiabilidade para o sistema estrutura está descrita no diagrama de blocos da Figura 4.32.



$$R_{\text{Sistema Estrutura}} = 0,994699373$$

Figura 4.32: Diagrama de Blocos do Sistema Estrutura

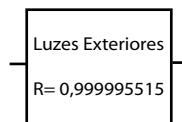
k) Sistema Iluminação de Sinalização

A estimativa de fiabilidade das unidades que integram o sistema de iluminação de sinalização está descrita na Tabela 4.12.

Subsistemas/Componentes	Distribuição	Tempo	Fiabilidade
		t (em horas)	$e^{-\left(\frac{t}{\theta}\right)^\beta}$
Luzes Exteriores	Weibull	7,5	0,999995515

Tabela 4.12: Fiabilidade dos Componentes do Sistema de Iluminação de Sinalização

A estimativa de fiabilidade para o sistema de iluminação de sinalização está descrita no diagrama de blocos da Figura 4.33.



$$R_{\text{Sistema Iluminação de Sinalização}} = 0,999995515$$

Figura 4.33: Diagrama de Blocos do Sistema de Iluminação de Sinalização

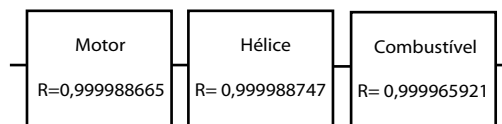
1) Sistema Propulsivo

A estimativa de fiabilidade das unidades que integram o sistema propulsivo está descrita na Tabela E.12.

Subsistemas/Componentes	Distribuição	Tempo	Fiabilidade
		t (em horas)	$e^{-\left(\frac{t}{\theta}\right)^\beta}$
Hélice	Weibull	7,5	0,999988747
Combustível	Weibull	7,5	0,999965921
Motor	Weibull	7,5	0,999988665

Tabela 4.13: Fiabilidade dos Componentes do Sistema Propulsivo

A estimativa de fiabilidade para o sistema propulsivo está descrita no diagrama de blocos da Figura 4.34.



$$R_{\text{Sistema Propulsivo}} = 0,999943334$$

Figura 4.34: Diagrama de Blocos do Sistema Propulsivo

4.2.2.2 Estimativa de Fiabilidade do Sistema Aéreo

A fiabilidade do sistema aéreo é estimada assumindo que os sistemas estão todos em série. O diagrama de blocos que representa a fiabilidade do sistema aéreo está descrito na Figura 4.35

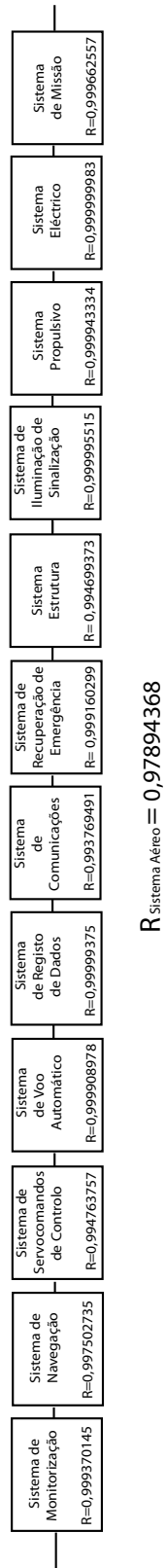


Figura 4.35: Diagrama de Blocos do Sistema Aéreo

4.2.3 Conclusão da análise quantitativa

O modelo de fiabilidade apresentado representa a aeronave definida nos moldes previsto no Capítulo 3. No entanto, caso seja necessário, o método de modelação será semelhante em caso de alteração da definição dos sistemas, subsistemas e componentes que integram a aeronave.

Uma dificuldade registada durante a análise quantitativa é falta de informação necessária sobre os componentes e subsistemas (tempo médio para falha, taxas de falha). Mesmo seguindo uma linha geral a nível de componentes (não foi selecionada nenhuma marca de componente em particular), para a recolha de informação, existiram sistemas cuja informação para UAVs não foi encontrada, como por exemplo sistema propulsivo, iluminação de sinalização e estrutura.

Foi necessário recorrer a informação de outras aeronaves, neste caso aeronaves tripuladas ligeiras, para obter uma primeira estimativa para a aeronave Skyguardian. Como sugestão é recomendado a implementação de programas de recolha de informação que permitam registar as ocorrências de falha que possam acontecer e posteriormente actualizar o modelo de fiabilidade aproximando assim a estimativa obtida deste modelo ao valor de fiabilidade real.

No entanto, certos sistemas, como por exemplo o sistema de comunicações (unidade datalink) e navegação (transponder), integram componentes que apresentam baixos tempos médios entre falhas, o que sugere que os componentes que poderão integrar um UAV ainda necessitam de melhoramento a nível de fiabilidade inerente.

Face a esta elevada taxa de falhas, as alternativas poderão ser a introdução de redundância de componentes e/ou a introdução de programas de manutenção preventivos. A introdução de redundância em UAVs têm impacto negativo uma vez que este tipo de aeronaves, especialmente o Skyguardian, possui um peso máximo de operação limitado e um volume condicionado para acomodar os componentes.

Face a estas limitações, a inserção de programas de manutenção preventiva torna-se uma alternativa viável pois permite uma constante monitorização do estado de funcionamento dos componentes procurando assim mitigar a ocorrência de falhas.

Encerra-se este capítulo recordando que foi realizada uma análise quantitativa, utilizando o modelo de fiabilidade proposto, e que permitiu obter uma primeira estimativa para o sistema aéreo, mediante as restrições impostas.

Capítulo 5

Conceito de Manutenção

Neste capítulo é abordado um conceito de manutenção que poderá ser aplicado à aeronave Skyguardian. O conceito de manutenção desenvolve-se numa abordagem que incide sobre os seguintes parâmetros:

1. Níveis de manutenção aplicados;
2. Tarefas de manutenção;
3. Políticas de reparação;
4. Análise de métricas de manutibilidade;
5. Planeamento Temporal das Tarefas de Manutenção ;
6. Suporte logístico;
7. Medidas Preventivas.

5.1 Níveis de Manutenção Aplicados

Como ponto de partida na definição do conceito de manutenção do UAV Skyguradian é proposta a inserção de dois níveis de manutenção. O primeiro nível de manutenção deverá incorporar a manutenção de linha e intermédia e o segundo nível deverá integrar a manutenção de base.

Esta escolha tem em conta o facto de existir uma prática emergente em UAVs que diferencia a manutenção realizada pelo operador (manutenção de linha e intermédia) e a manutenção realizada pelos fabricantes ou empresas especializadas (manutenção de base)[37].

A construção modular de um UAV e o tamanho reduzido dos seus componentes permite ao operador enviar por vezes sistemas inteiros para os fabricantes e/ou empresas especializadas para acções de manutenção.

a) Primeiro nível de manutenção

Neste nível de manutenção são executadas as tarefas necessárias para manter a disponibilidade da aeronave, ou seja tarefas de manutenção correctiva e preventiva.

As tarefas desempenhas são:

- Lubrificações e *servicing*;
- Rectificação de defeitos ou falhas, através de reparação ou substituição de componentes ou subsistemas, como motor e unidade de processamento;
- Carregamento e descarregamento de software necessário à operação da aeronave;
- Reparação de danos (pequenas reparações na estrutura da aeronave);
- Acções de verificação operacional e funcional de rotina, como por exemplo a pré-voos, diária ou semanal.

b) Segundo nível de manutenção

O segundo nível de manutenção, realizado geralmente pelos fabricantes, inclui tarefas correctivas e preventivas que consistem em acções de manutenção mais complexas. Essas acções consistem em:

- Inspeções e verificações operacionais e funcionais periódicas à aeronave;
- Reparação estrutural complexa;
- Reparação do sistema propulsivo ou revisão geral com substituição de módulos;
- Reparações profundas de equipamento incluindo reparação de componentes.

Este conceito de dois níveis de manutenção tem como benefício o custo associado ao ciclo de vida da aeronave[30]. O custo de investimento é reduzido uma vez que os recursos logísticos normalmente necessários para o nível de manutenção de linha e intermédia estão concentrados num nível apenas, sendo esse nível promovido pelo operador. Apenas em intervenções de manutenção pesadas (segundo nível de manutenção) é necessário recorrer a entidades especializadas neste tipo de manutenção.

5.2 Definição de Tarefas de Manutenção

As tarefas de manutenção a efectuar durante o período de vida do UAV Skyguardian englobam tarefas de manutenção correctiva e preventiva. Estas tarefas têm como objectivo restaurar e/ou manter os parâmetros de aeronavegabilidade continuada.

O UAV durante o seu período de vida vai sofrer falhas nos seus sistemas ou componentes existindo portanto a necessidade de tarefas correctivas. Contudo, para tentar minimizar a ocorrência destas falhas que podem levar à perda de alguma função ou até à perda da aeronave completa, são inseridas tarefas de manutenção preventiva.

Mediante o tipo de sistema que integra a aeronave (propulsivo, navegação, estrutura) existem tarefas de manutenção preventiva que podem ser aplicadas. Em seguida é feita uma análise dos sistemas que integram a aeronave e as tarefas preventivas que podem ser aplicadas a esses sistemas.

a) Manutenção preventiva

Como já foi referido anteriormente, os sistemas que integram a aeronave são o propulsivo, navegação, voo automático, monitorização, estrutura, recuperação de emergência, iluminação de sinalização, servocomandos de controlo, missão, registo de dados, comunicações e eléctrico.

Tendo em conta as características físicas, funcionais e operacionais de cada sistema as tarefas que poderão ser aplicadas variam desde lubrificações e *servicings*, inspecções, verificações funcionais ou operacionais. A Tabela 5.1 resume as tarefas que poderão ser aplicadas a cada sistema.

Sistema	Lubrificação/ <i>Servicing</i>	Inspecção	Verificação Operacional	Verificação Funcional
Propulsivo	X	X	X	X
Navegação			X	X
Voo Automático			X	X
Monitorização			X	X
Estrutura	X	X	X	X
Recuperação de Emergência				X
Iluminação de Sinalização		X	X	X
Servocomandos de Controlo		X	X	X
Missão			X	X
Registo de Dados			X	X
Comunicações			X	X
Eléctrico			X	X

Tabela 5.1: Modelo de Tarefas de Manutenção Preventiva

Para obter uma melhor noção da atribuição das tarefas de manutenção preventiva temos que ter em conta as características físicas, operacionais e funcionais, modos de falha dos subsistemas e componentes e impacto no sistema aéreo.

A análise qualitativa da fiabilidade realizada neste estudo, pode contribuir como suporte para a definição das tarefas de manutenção preventivas uma vez que foram identificadas os componentes e sistemas, que devido à sua severidade e probabilidade

de ocorrência, contêm um potencial elevado de risco de perda da missão e/ou aeronave.

Para o desenvolvimento das tarefas de manutenção preventiva recorreu-se à implementação da metodologia MSG-3 de forma a poder criar a estrutura de tarefas e respectivos intervalos de intervenção.

Esta implementação deverá ser feita tendo em conta as características físicas, funcionais e operacionais dos componentes e sistemas de forma a serem estabelecidas tarefas de manutenção adequadas.

A implementação da MSG-3 é suportada pelo facto de ser uma metodologia actual e que tem como principais objectivos manter as condições de aeronavegabilidade; restaurar a segurança e a fiabilidade aos seus níveis estabelecidos quando ocorre deteriorização; obter a informação necessária para melhoramento do projecto dos componentes cuja fiabilidade inerente se prova inadequada. Todo isto tendo como fim baixos custo de suporte.

b) Sistema Propulsivo

O sistema propulsivo integra componentes cujas características mecânicas requerem tarefas de lubrificação (rolamentos) e servicing (reposição de fluido de motor, troca de filtros).

Aliadas a estas tarefas temos o desgaste mecânico dos componentes, e os componentes electrónicos (bobines, velas de ignição) que requerem verificações funcionais e operacionais.

A requisição de uma tarefa de inspecção visual reflecte o facto da aeronave operar em meios onde por vezes as condições atmosféricas ou condições de pista não são as mais favoráveis, podendo provocar danos externos e internos.

c) Sistema Estrutura

O Sistema Estrutura sendo o suporte estrutural do UAV integra subsistemas cuja função deverá ser mantida de forma a providenciar uma operação segura.

Devido ao risco de dano externo e interno, as tarefas de inspecção, verificação operacional e funcional são muito importantes.

Com as inspecções é possível detectar danos externos ou internos em regiões problemáticas como o trem de aterragem (devido à carga sofrida durante as aterragens), fuselagem e asa (devido a erosão e dano externo (FOD)).

As verificações operacionais têm como objectivo verificar se as superfícies de controlo e os servocomandos de controlo estão a operar dentro da normalidade. As verificações funcionais têm como objectivo verificar se os parâmetros funcionais das superfícies de controlo estão dentro dos parâmetros especificados (taxas de deflexão).

As tarefas de lubrificação poderão ser aplicadas, em caso de necessidade, nos elementos de ligação das partes fixas da estrutura às partes móveis.

Em relação à segurança e fiabilidade inerente, o Sistema Estrutura pode integrar subsistemas ou componentes que tenham a característica de serem *damage tolerant*. Esta característica inerente define que subsistema ou componente consegue sustentar dano sofrido e a estrutura restante consegue sustentar cargas sem falha estrutural ou deformação estrutural excessiva até o dano ser detectado.

Outra característica que pode ser aplicada é serem definidos como subsistemas ou componentes *safe life*, onde é estipulado um limite máximo de tempo de vida. Quando é atingido este limite de vida o componente ou subsistema é retirado e substituído, mesmo que ainda se apresente em condições de operar. Um exemplo de subsistema *safe life* são os trens de aterragem das aeronaves, devido ao esforço exercido durante as aterragens.

d) Restantes sistemas

Os restantes sistemas têm características físicas que requerem tarefas tais como verificações funcionais e operacionais e inspecções visuais.

O sistema de recuperação de emergência devido à sua função deverá incorporar verificações funcionais de forma a garantir que o equipamento está em condições de funcionamento estabelecidas.

Os sistemas que contêm a componente electrónica serão alvo de verificações operacionais e funcionais de forma a garantir que estão a cumprir os parametros estabelecidos.

5.3 Políticas de Reparação

O facto de reparar um componente ou substituir por um sobresselente está ligado a factores como o custo de reparação, custo de componente novo e a capacidade de restauração.

Numa primeira aproximação, podemos considerar que todos os componentes do UAV Skyguardian são reparáveis ou parcialmente reparáveis, excepto os elementos considerados consumíveis, como por exemplo elementos do motor (velas de ignição, vedantes, filtros de ar, etc).

O sistema estrutura poderá ser considerado completamente reparável, sendo que as reparações poderão ir desde reparações de pequena dimensão, executadas no primeiro nível de manutenção, até reparações de grande dimensão onde a extensão da reparação, equipamento necessário e especialização técnica requer que seja executada no segundo nível de manutenção.

O mesmo princípio se aplica ao resto da aeronave, pois todos os sistemas que a integram

podem ser considerados reparáveis. Para tal, existe a noção que alguns componentes poderão ser reparados no primeiro nível de manutenção, mediante o tipo de falha ou extensão de dano.

Para uma maior definição será necessário conhecer mais detalhadamente as características dos sistemas, subsistemas e componentes, tais como custo de aquisição, reparação, condições de reparação, equipamento para reparação, pessoal especializado, manuais com procedimentos de reparação, entre outros.

5.4 Análise de Métricas de Manutibilidade

a) Metodologia

A disponibilidade de uma aeronave é função da fiabilidade, manutibilidade e suportabilidade do sistema.

Assumindo uma disponibilidade especificada de projecto e recorrendo à informação de fiabilidade estimada no Capítulo 4, é possível analisar a influência da manutibilidade na disponibilidade efectiva do UAV Skyguardian.

Assim, é efectuada uma análise da manutibilidade necessária para suportar e manter uma disponibilidade por missão de 99%. Partindo de valores de fiabilidade, períodos de intervenção de manutenção preventiva e duração das intervenções de manutenção preventiva é possível estimar o tempo médio para reparar (MTTR) do sistema, tempo médio entre intervenções de manutenção (MTBM) e o tempo médio de paragem (\bar{M}) do sistema.

Os passos necessários e considerações feitas para realizar o estudo paramétrico são:

1. Estimativa do tempo médio de reparação do sistema.

Para estimar o tempo médio de reparação do sistema recorre-se à alocação da manutibilidade, assumindo uma disponibilidade especificada de 99%. Este valor tem como suporte dados recolhidos sobre a disponibilidade de UAVs actuais, tais como o UAV Predator, UAV Hunter e UAV Pioneer[13].

Utilizando a Equação 2.14, 2.17 e 2.18 é estimado o tempo médio de reparação da aeronave ($MTTR_s$). Este $MTTR_s$ é estimado a partir do MTBF do sistema e representa o MTTR necessário para ter o sistema operacional.

2. Estimativa do tempo médio entre manutenção.

Para estimar o tempo médio entre manutenção (MTBM) recorre-se à Equação 2.15. O tempo de vida do sistema é assumido como sendo um milhão de horas ($t_d = 1000000h$). Para o tempo entre manutenção preventiva, (T_{pm}), são assumidos valores do intervalo [5; 500].

Esta estimativa permite obter o MTBM do sistema tendo em conta os períodos de intervenção de manutenção correctiva e a duração dessas mesmas intervenções.

3. Estimativa do tempo médio de paragem.

Para estimar o tempo médio de paragem do sistema, recorre-se à Equação 2.13. O tempo médio de manutenção preventiva, ($MPMT$), assume valores do intervalo $[1; 20]$.

4. Estimativa da disponibilidade efectiva.

Após estimar o tempo médio entre manutenção e o tempo médio de paragem é possível calcular a disponibilidade efectiva, recorrendo à Equação 2.10.

b) Resultados obtidos

A Tabela 5.2 apresenta os valores obtidos, por estimativa, da taxa de falhas, tempo médio entre falhas e tempo médio para reparar para o UAV Skyguardian.

Métrica	Resultado obtido
Taxa de falhas(λ)	0,010168686
Tempo médio entre falhas ($MTBF$) [h]	98,34112118
Tempo médio para reparar ($MTTR$) [h]	10,37397544

Tabela 5.2: Dados Obtidos da Análise da Manutibilidade

Do estudo paramétrico efectuado foram retirados gráficos que permitem observar importância e influência da fiabilidade e manutibilidade na disponibilidade do UAV.

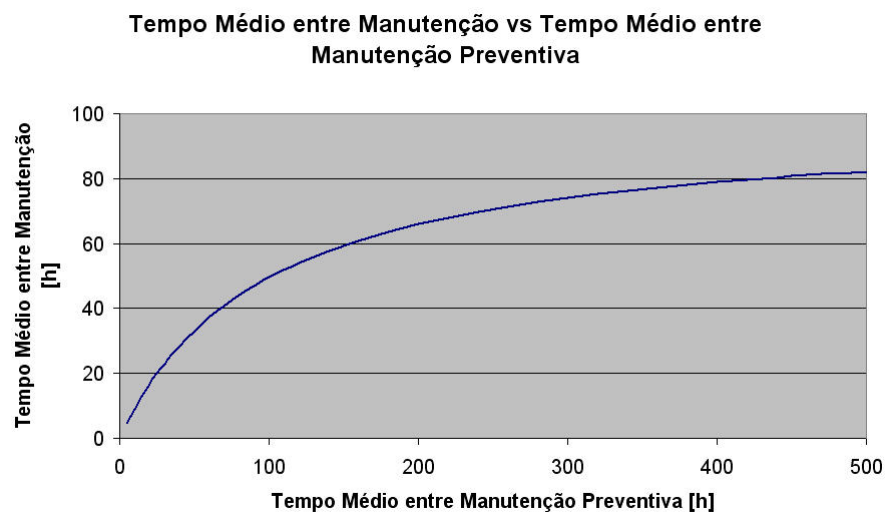


Figura 5.1: Estimativa do Tempo Médio entre Manutenção vs Tempo Médio entre Manutenção Preventiva

Da Figura 5.1 é visível que o intervalo de aplicação de manutenção preventiva tem influência no tempo médio entre manutenção. À medida que aumentamos o intervalo de tempo médio entre manutenção preventiva, o tempo médio entre manutenção tende para o valor de tempo médio entre falhas do sistema(o que seria de esperar).

Do ponto de vista prático significa que sem acções de manutenção preventiva o UAV Skyguardian apresenta um tempo médio entre manutenção igual ao tempo médio entre falhas aproximadamente de 98h.

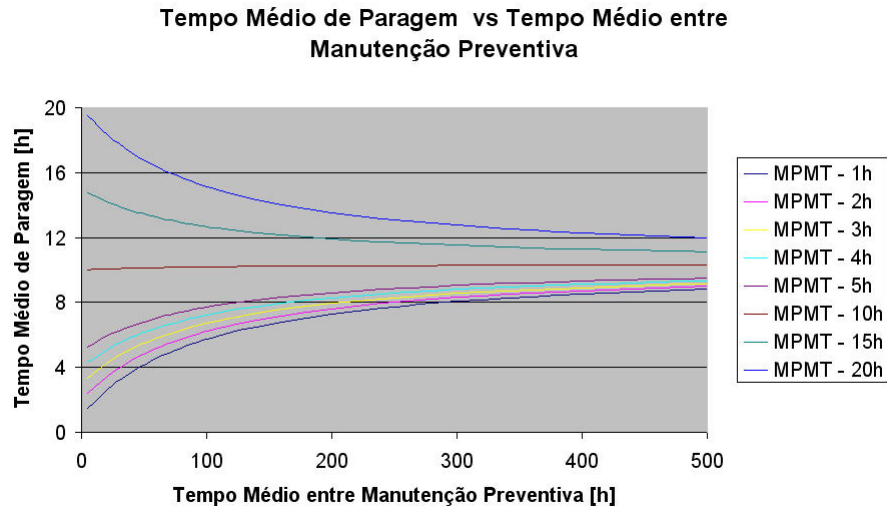


Figura 5.2: Estimativa de Tempo Médio de Paragem vs Tempo Médio entre Manutenção Preventiva

Na Figura 5.2 é observado o tempo médio de paragem em função do tempo médio entre manutenção preventiva. Analisando o gráfico verifica-se que com o aumento do tempo médio entre manutenção preventiva o tempo médio de paragem converge para o tempo médio para reparar. Recorrendo à Tabela 5.2, retirámos que a estimativa do tempo médio para reparar é $MMTR_s \approx 10h$, que representa o tempo médio para reparar o UAV, tendo em conta a disponibilidade especificada.

Em termos práticos, isto significa que existe um tempo médio de paragem de aproximadamente 10h que resulta da fiabilidade inerente dos componentes. No entanto, devido a acções de manutenção preventiva o tempo médio entre paragem do UAV será contabilizado tendo em conta as acções correctivas e as preventivas desempenhadas na aeronave. O tempo médio de paragem deverá ser estipulado de forma a não prejudicar a disponibilidade da aeronave.

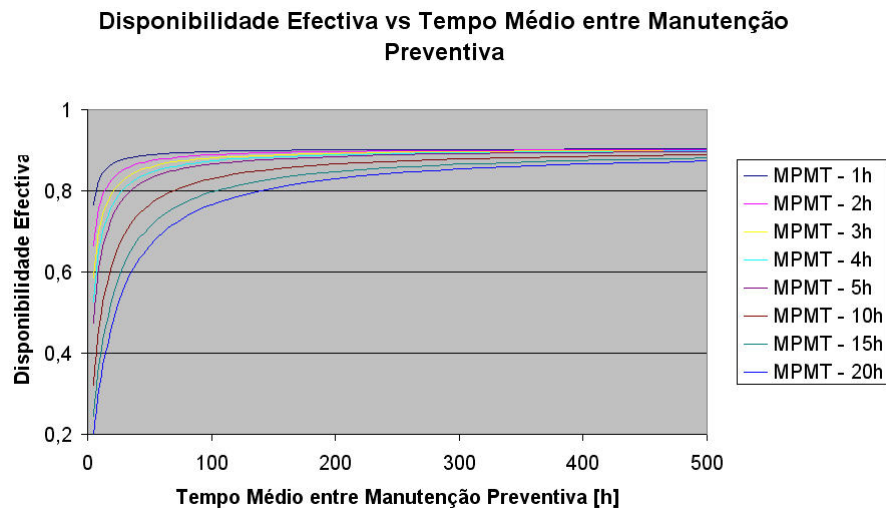


Figura 5.3: Estimativa de Disponibilidade Efectiva vs Tempo Médio entre Manutenção Preventiva

Na Figura 5.3 encontra-se representada a disponibilidade efectiva em função do tempo médio entre manutenção preventiva. A disponibilidade efectiva integra a manutenção correctiva e a manutenção preventiva. É visível que aumentando o tempo médio entre manutenção preventiva a disponibilidade aumenta. É de esperar este resultado uma vez que a disponibilidade depende do tempo médio de paragem e do tempo médio entre manutenções e como o tempo médio de paragem diminui (tempo médio entre manutenção preventiva diminui), o tempo médio entre manutenções aumenta, aumentado assim a disponibilidade efectiva da aeronave.

Isto significa que do ponto de vista de exploração do UAV, é necessário coordenar da melhor forma possível os intervalos de aplicação de manutenção preventiva e a sua duração de modo a obter o menor tempo médio de paragem possível. Ou seja, os intervalos e duração de manutenção preventiva podem ser conjugados entre os intervalos de operação de forma a não afectar a disponibilidade da aeronave.

Em síntese, pode dizer-se face aos cálculos estimados acima que a componente da manutenção preventiva tem um forte impacto na disponibilidade efectiva da aeronave. É necessário portanto estipular as intervenções preventivas e a sua duração de forma a não diminuir a disponibilidade por missão. Uma vez que o intervalo de operação da aeronave é de 7,5h por dia, as acções de manutenção preventiva podem ser distribuídas pelo restante tempo em que não está a operar.

Embora a manutabilidade tenha sido estimada por alocação, a componente da fiabilidade é também um factor importante na disponibilidade efectiva. Devido aos MTBF dos componentes, o tempo médio entre falhas do sistema pode ocorrer durante o intervalo de operação, o que significa que a disponibilidade da aeronave baixa. Uma solução para manter a disponibilidade requirida por missão é a operação de mais do que uma aeronave.

5.5 Planeamento Temporal das Tarefas de Manutenção

O planeamento temporal das tarefas de manutenção na fase de projecto tem como objectivo definir uma linha orientadora para a aplicação de tarefas de uma forma regular. No entanto à medida que as tarefas vão sendo executadas e com o passar do tempo de operação e manutenção pode ser necessárias alterações no planeamento das tarefas.

As tarefas de manutenção correctiva são planeadas de acordo com a necessidade de efectuar acções correctivas.

O planeamento temporal da manutenção preventiva englobam uma série de tarefas que podem ser efectuadas periodicamente, i.e.:

Pré-Voo - É uma lista de inspecções visuais em que o operador estabelece, de acordo com as necessidades operacionais da aeronave, a ser realizada em cada trânsito. Permite detectar falhas graves que possam afectar a operacionalidade da aeronave, antes de dar a aeronave como apta. Normalmente é efectuado o chamado *walk around* em torno da aeronave.

Diária - Envolve inspecções e testes operacionais definidas pela experiência do operador, que permite numa base diária prevenir e apurar determinadas falhas.

Semanal - Inspeções a realizar num período máximo de 7 dias ou 168 horas calendário, integrando inspecções visuais, verificações operacionais e funcionais, que permitem numa base regular prevenir determinadas falhas e eventualmente detectar falhas.

A tarefa pré-flight, diária e semanal podem ser executadas no primeiro nível de manutenção.

As tarefas executadas no segundo nível de manutenção são as tarefas que envolvem a desmontagem completa da aeronave, revisão geral, inspecções, verificações funcionais e operacionais.

Os intervalos de inspecção acima são de referência e podem servir de guia para a definição dos intervalos de manutenção preventiva do UAV Skyguardian.

5.6 Suporte Logístico

O suporte logístico é composto por vários elementos que têm por fim assegurar a exploração e dessa maneira a aeronavegabilidade continuada da aeronave. Em seguida, são identificados alguns elementos que compõe o suporte logístico do UAV Skyguardian, a saber:

- Quantidade de Unidades Sobresselentes;
- Sistemas de registo de informação recolhida;
- *Master Minimum Equipment List*.

5.6.1 Quantidade de Unidades Sobresselentes

A disponibilidade de unidades sobresselentes quando requisitado é um factor muito importante para a disponibilidade do UAV. Uma vez que o UAV é composto por componentes com diferentes taxas de falha, existe a necessidade quantificar quais os elementos que necessitaram de ter mais unidades sobresselentes ao longo de um dado período de duração da operação.

a) Estimativa de Unidades Sobresselentes

Para obter uma noção das unidades necessárias é estimado o número de unidades necessárias para uma operação com uma duração de um ano. Utilizando a Equação 2.19 e considerando os valores de entrada:

- Probabilidade de sucesso superior a 99% ($P > 99\%$);
- Período de tempo para o qual o suporte é requerido de uma missão de 7,5h todos os dias durante 365 dias ($t = 7,5 \times 365$).

obtemos os seguintes resultados, descritos na Tabela 5.3.

ID	Descrição	Quantidade de Unidades Sistema	MTBF	Probabilidade de Sucesso	Número de unidades recomendadas
22-00-01	Unidade de Processamento	1	82394,24	0,999460143	1
23-00-02	Unidade de Datalink	1	1200	0,999394095	8
25-60-01	Pára-Quedas	1	8928	0,996175675	2
27-20-01	Servocomando de Controlo de Guinada	1	10000	0,997211539	2
31-30-01	Unidade de Registo de Dados	1	1200000	0,99772135	1
34-50-01	Transponder	1	4800	0,997194313	3

Tabela 5.3: Estimativa da Quantidade de Unidades Sobresselentes

Da estimativa realizada observámos a importância que existem unidades sobresselentes em armazém. Para uma operação com apenas uma aeronave, a gestão de unidades sobresselentes não é muito complicada. No caso de existirem mais do que uma aeronave em operação a estimativa de unidades sobresselentes pode-se tornar algo complicado e complexo, sendo em primeira abordagem a melhor metodologia o aumento da quantidade do que se estima.

Da análise da Tabela 5.3 concluímos que existem unidades cujo número recomendado é elevado, como é o exemplo da Unidade de Datalink. Isto implica a aquisição do número necessário, sendo que a aquisição pode ser feita de imediato (compra do número de

unidades previsto) ou apenas quando é atingido um limite mínimo de unidades em armazém. Tudo isto deverá ser analisado tendo em conta factores como o custo da unidade nova, o custo de reparação (caso seja possível), a rapidez com que é entregue, entre outros.

5.6.2 Sistemas de registo de informação recolhida

Como já foi referido anteriormente, existe falta de informação sobre o desempenho de UAVs em relação à sua fiabilidade, manutibilidade e disponibilidade.

Para superar a falta de informação devem ser implementados sistemas de recolha de dados, que permitam posteriormente efectuar ajustes, caso seja necessário, no modelo de fiabilidade e conceito de manutenção.

A ferramenta *Failure Reporting Analysis and Corrective Action System* (FRACAS) é uma metodologia que permite recolher, gravar e analisar informação sobre as falhas do sistema. Essa informação é analisada e medidas correctivas são identificadas como forma de aumentar a fiabilidade, manutibilidade e consequentemente a disponibilidade de uma aeronave ao longo do seu ciclo de vida.

Os objectivos desta ferramenta incluem:

- Providenciar dados para a realização de acções correctivas;
- Avaliação histórica do desempenho de fiabilidade, manutibilidade, disponibilidade, manutenção preventiva, etc;
- Desenvolver padrões para certos tipos de deficiências;
- Providenciar dados para análises estatísticas.

5.6.3 Exemplo da *Master Minimum Equipment List* da aeronave Skyguardian

Um dos documentos essenciais para a operação de uma aeronave é a MEL. A MEL tem como base de concepção uma MMEL redigida pela entidade. A necessidade de operar uma aeronave do tipo UAV com MEL decorre do facto de ser fundamental ter um elemento de referência relativamente aos sistemas que condicionam a missão e a aeronavegabilidade continuada.

No âmbito deste trabalho é apresentado um exemplo de uma MMEL para o UAV Skyguardian. Para exemplificar a formulação da MMEL da aeronave Skyguardian, foram escolhidos 2 componentes. Esta formulação tem como base uma MMEL emitida pela FAA para aeronaves com um motor(2004)[14]. A identificação e numeração utilizada na MMEL segue a norma militar MIL-STD-1808[2].

Aircraft SKYGUARDIAN		Page S07-1		
System and Sequence Numbers	(1)Item	(2) Category		
		(3) Number Installed		
		(4) Number Required for Dispatch		
		(5) Remarks or Exceptions		
25 EQUIPMENT/ FURNISHINGS				
-60-01 Emergency	A	1	1	

Tabela 5.4: Exemplo de MMEL Skyguardian: S25-1

Aircraft SKYGUARDIAN		Page S33-1		
System and Sequence Numbers	(1)Item	(2) Category		
		(3) Number Installed		
		(4) Number Required for Dispatch		
		(5) Remarks or Exceptions		
33 LIGHTS				
-40-01 EXTERIOR	C	1	0	May be inoperative for day operations

Tabela 5.5: Exemplo de MMEL Skyguardian: S33-1

É possível verificar que para cada componente listado na MMEL existem condições e limitações de operacionalidade. No caso do componente *07-40-01 Emergency Recovering* (Pára-quadras) a sua operacionalidade deverá ser obrigatória uma vez que é o único meio de recuperar a aeronave em caso de emergência. No caso do componente *33-40-01 Exterior* (Luzes de Iluminação de Sinalização) a sua operacionalidade pode não ser obrigatória durante operações diurnas.

A MEL é utilizada apenas para permitir operações com unidades de equipamento inoperativos durante um período de tempo até serem feitas as rectificações necessárias. Desta forma as rectificações devem ser executadas na primeira oportunidade possível, ou conforme definido na própria MEL.

5.7 Medidas Preventivas

Os sistemas que integram a aeronave podem ser concebidos tendo em conta princípios preventivos que visam aumentar a fiabilidade e segurança da aeronave. Estes princípios estão directamente ligados ao tipo de sistema e à sua função desempenhada.

Em seguida são apresentadas alguns princípios que poderão ser aplicadas mediante o sistema em análise. São analisados os sistemas propulsivo, estrutura e voo automático (software) e apresentados alguns princípios que podem ser implementados nesses sistemas.

a) Sistema Propulsivo

No caso do sistema propulsivo poderá ser introduzido o princípio de sistema *fail safe*. Este princípio é uma abordagem de concepção de conjuntos aeronáuticos baseados na possibilidade de, em caso de falha, o equipamento dano ou o mínimo de dano possível a outros equipamentos ou pessoal.

b) Sistema Estrutura

O sistema estrutura pode integrar subsistemas ou componentes onde é inserido o princípio de *damage tolerant*. Este princípio inerente ao método de concepção, define que subsistema ou componente consegue sustentar dano sofrido e a estrutura restante consegue suportar cargas sem falha estrutural ou deformação estrutural excessiva até o dano ser detectado.

No caso do UAV Skyguardian sendo a estrutura em compósito e implementando o princípio de *damage tolerant* no método de concepção da estrutura, deverão ser parâmetros que permitam à estrutura cumprir o princípio estabelecido.

Outro princípio que pode ser aplicada a unidades estruturais é o princípio de *safe life*, onde é estipulado um limite máximo de tempo de vida para essa unidade. Quando é atingido este limite de vida a unidade é retirada e substituída, mesmo que apresente condições de operar. Um exemplo de subsistema *safe life* são os trens de aterragem

das aeronaves, devido ao enorme esforço sofrido os ciclos de operação.

d) Sistema de Voo Automático

O *software* inserido na unidade de processamento é um dos elementos fundamentais para a operacionalidade e aeronavegabilidade continuada do UAV Skyguardian. Tendo em conta a sua função perante o sistema aéreo que consiste no controlo da operação e missão, o software do piloto automático deverá ter inserido na sua estrutura de concepção alguns princípios:

1. O princípio de *fault detection* permite diagnosticar erros de *software* durante a fase de concepção, de forma a evitar a detecção de erros apenas numa fase avançada de projecto. A detecção de erros é conseguida efectuando uma série de revisões previamente estabelecidas onde são verificados se as especificações iniciais para o qual o *software* é concebido estão a ser cumpridas.
2. O princípio de *fault recovery* é uma extensão lógica do *fault detection*. Este princípio permite recuperar de erros de *software* utilizando medidas activas e passivas na detecção de falhas, onde em vez de suspender o processamento, o sistema é restaurado a um nível inicial ou conhecido. No entanto, este princípio não corrige os erros de *software*.
3. Qualquer sistema de *software* capaz de *fault recovery*, é obviamente *fault tolerant* até um certo grau. O princípio *fault tolerant* tem como objectivo fornecer capacidade para, em caso de erro de *software*, existir condições para continuar a operar. Isto é feito implementando redundância no *software*.

5.8 Conclusão

A definição do conceito de manutenção na fase inicial de projecto permite compreender a importância que cada elemento tem para atingir os níveis de disponibilidade e manutibilidade desejados.

A formulação e desenvolvimento do conceito de manutenção está directamente ligada à quantidade de informação disponível sobre a aeronave e os sistemas que integra. Uma vez que o estudo efectuado utiliza uma abordagem geral a nível dos componentes que integram a aeronave, a definição do conceito de manutenção torna-se limitado. Desta forma, foram apresentadas algumas linhas de orientação que poderão ser utilizadas em desenvolvimentos futuros.

Da análise feita, foi observado que embora tenha impacto negativo na disponibilidade, ou seja diminui a disponibilidade, a manutenção preventiva é uma componente essencial na manutenção e operação de uma aeronave. É sugerida a implementação da metodologia MSG-3 como ferramenta para a definição de tarefas de manutenção preventiva e intervalos de manutenção. Embora ainda não seja uma metodologia

aplicada em UAVs, a metodologia MSG-3 poderá ser um contributo positivo para a expansão da utilização de UAVs em espaço aéreo civil.

A componente de suporte logístico é também algo importante na disponibilidade, manutibilidade, manutenção e retenção da aeronavegabilidade continuada do UAV, uma vez que suporta toda a manutenção necessária.

Foi estimada a quantidade de unidades sobresselentes necessárias para cumprir um dado período de tempo de operação. Dessa análise concluiu-se que deverá existir um cuidado na gestão de unidades sobresselentes devido ao impacto negativo que a falta de unidades sobresselentes terá na disponibilidade do UAV.

Ainda dentro do suporte logístico, mais concretamente, na área de manuais técnicos para manutenção e aeronavegabilidade, foi formulado um exemplo de uma MMEL para o UAV Skyguardian. Tendo em conta a legislação actual para aeronaves civis e que possivelmente será adaptada em grande parte para legislação de UAVs, na óptica do operador a MEL é um documento muito importante e necessário. Desta forma deverão ser formuladas MMEL que permitam aos operadores transpor e redigir as suas próprias MEL tendo em conta o tipo de aplicação e operação do UAV.

Capítulo 6

Conclusões do estudo

6.1 Síntese

Os UAVs são aeronaves que estão em fase de expansão e com a sua entrada no espaço aéreo civil é necessário tomar as medidas necessárias para que possam operar sem prejudicar os restantes utilizadores do espaço aéreo. Desta forma a fiabilidade e segurança são dois parâmetros que deverão ser tidos em conta durante a fase inicial de concepção da aeronave e durante o seu ciclo de vida de operação.

Neste contexto, Na UBI/DCA te-se vindo a estudar e desenvolver um UAV (Skyguardian) cuja aplicação efectiva pode vir a ter lugar.

Desta forma, este estudo toma como ponto de partida o referido UAV e certas especificações genéricas de utilização e desencadeia um estudo preliminar de RAMS.

De facto, face ao tipo de operação e missão a desempenhar pelo UAV Skyguardian, não só a fiabilidade e segurança são importantes como também a manutibilidade, disponibilidade e suportabilidade são parâmetros a ter em conta para garantir que são cumpridas as normas de aeronavegabilidade.

Sendo o UAV Skyguardian uma aeronave em fase de desenvolvimento a aplicação do processo RAMS pode trazer benefícios uma vez que é um processo essencialmente estruturante e que procura integrar e sistematizar a concepção na óptica de sustentabilidade.

O objectivo deste estudo consistiu na formulação de um modelo de fiabilidade e conceito de manutenção tendo como base o processo RAMS. Seguindo as linhas orientadoras do processo RAMS, foi definido o tipo de missão pretendida, perfil de operação, identificada a configuração necessária para desempenhar a missão estabelecida, formulou-se um modelo de fiabilidade e por fim um conceito de manutenção aplicável ao UAV Skyguardian.

A formulação do modelo de fiabilidade foi feita recorrendo a uma componente quali-

tativa e quantitativa. A componente qualitativa permitiu compreender e identificar as áreas de maior risco para a segurança da aeronave e quais os subsistemas e componentes críticos que integram a aeronave. A análise qualitativa permitiu ainda obter informação sobre os diferentes modos de falha que podem ocorrer e desta forma extrapolar essa informação para definir alternativas como tentativa de mitigar o risco associado à operação da aeronave.

A análise qualitativa permitiu estimar a fiabilidade do UAV Skyguardian. Durante o processo de modelação e estimativa da fiabilidade foram encontradas algumas dificuldades nomeadamente na falta de informação. Como já foi referido inicialmente, não existem bases de dados com informação relativamente à fiabilidade de UAVs. Foi necessário efectuar uma extensa pesquisa, recorrendo a bibliografia da área, buscas na *Internet*, contacto com fabricantes e fornecedores e utilização de dados de outro tipo de aeronaves, para obter dados que possibilitassem estimar a fiabilidade.

Durante a definição do conceito de manutenção foi igualmente verificada a falta de informação relativamente a práticas de manutenção em UAVs. Recorrendo a exemplos de outro tipo de aeronaves foram definidas algumas linhas orientadoras para o desenvolvimento das práticas de manutenção necessárias para manter o UAV Skyguardian em condições de aeronavegabilidade continuada.

Nesta fase de projecto e devido a limitações a nível de informação disponível, o real impacto da integração do processo RAMS não é totalmente evidente. No entanto ao longo do trabalho observou-se que a integração do processo RAMS, é um processo que permite estruturar de forma organizada e coerente a definição de missão, operação, sistema UAV, o modelo de fiabilidade e o conceito de manutenção propostos.

De referir que não existe registo, encontrado até à data, da implementação do processo RAMS em UAVs. Desta forma este estudo, mediante as dificuldades encontradas e os conceitos formulados, poderá servir como um guia para o desenvolvimento de estudos futuros na área dos UAVs que permitam uma completa e segura integração no espaço aéreo civil.

6.2 Sugestões para estudos futuros

A implementação do processo RAMS em UAVs não permanece apenas na formulação de modelos de fiabilidade e conceitos de manutenção.

O processo RAMS não só permite definir a estrutura inicial de como será operado e mantido um UAV, como também estabelece os parâmetros e critérios necessários para operar e manter um UAV durante o seu ciclo de vida, funcionando como "ferramenta" que permite uma constante actualização e melhoramento do desempenho da aeronave. Perante este facto uma sugestão para estudo futuro é a formulação de algum tipo de programa informático que permita incorporar a integração do processo RAMS na operação de UAVs tendo como base inicial para o desenvolvimento do algoritmo, o

trabalho realizado.

Como foi já referido, a componente de recolha de informação de dados sobre o desempenho da aeronave em relação à fiabilidade, manutibilidade, disponibilidade e suportabilidade representa um importante factor para o desenvolvimento de UAVs. Como tal poderá ser abordada a ferramenta FRACAS como metodologia de recolha e processamento de informação, em estudo futuros, com aplicação em UAVs.

Com a recolha de informação e posterior análise, a actualização do modelo de fiabilidade proposto poderá ser um próximo passo para possibilitar, de uma forma iterativa, um melhoramento da fiabilidade e até possíveis alterações no modelo proposto.

O desenvolvimento do conceito de manutenção, recorrendo à informação recolhida, poderá ser outro foco de estudo onde poderão ser definidos, de uma forma mais detalhada, os níveis de manutenção, tarefas de manutenção, métricas de disponibilidade e manutibilidade e todo o suporte logístico de forma a desenvolver as instruções de aeronavegabilidade continuada do UAV Skyguardian ou outros UAVs.

Referências Bibliográficas

- [1] *MIL-HDBK-472: Maintainability Prediction*. Department of Defense, United States of America, 1966.
- [2] *MIL-STD-1808: System Subsystem Subject Numbering*. Department of Defense, United States of America, 1990.
- [3] *MIL-HDBK-217: Reliability Prediction of Electronic Equipment*. Department of Defense, United States of America, 1991.
- [4] *MIL-STD-882D: Standard Practice for System Safety*. Department of Defense, United States of America, 1993.
- [5] *NASA Systems Engineering Handbook*. National Aeronautics and Space Administration, August 1995.
- [6] *UAV Requirements and Design Consideration*. Technical and Project Management Department, Turkish Land Forces Command, 1999.
- [7] *FAA System Safety Handbook*. Federal Aviation Administration, 2000.
- [8] *EDITAL - Concurso de ID para desenvolvimento de Aeronave de Observação Não Tripulada*, 2001.
- [9] *Fault Tree Handbook with Aerospace Applications*. National Aeronautics and Space Administration, August 2002.
- [10] *Unmanned Aerial Vehicles Roadmap 2002-2027*. Secretary of Defence, United States of America, December 2002.
- [11] *ATA MSG-3: Operator/Manufacturer Scheduled Maintenance Development - Revision 2003.1*. Air Transport Association of America, Inc., 2003.
- [12] *Designing and Assessing Supportability in DOD Weapon Systems: A Guide to Increased Reliability and Reduced Logistics Footprint*. Secretary of Defense, United States of America, 2003.
- [13] *Unmanned Aerial Vehicles Reliability Study*. Relatório Técnico, Secretary of Defence, United States of America Department of Defense, 2003.

- [14] *Master Minimum Equipment List: Single Engine Aircraft*. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, 2004.
- [15] *UAV Task-Force Final Report, A Concept for European Regulations for Civil Unmanned Aerial Vehicles*. The Joint JAA/Eurocontrol Initiative on UAVs, 11 May 2004.
- [16] *Advance-Notice of Proposed Amendmet(NPA) No16/2005: Policy for Unmanned Aerial Vehicle (UAV) certification*. European Aviation Safety Agency, 2005.
- [17] *AFI10-602:Determining Mission Capability and Supportability Requirements*. Secretary of the Air Force, United States of America, 2005.
- [18] *CAP 411 - Ligth Aircraft Maintenance Schedule - Aeroplanes*. Civil Aviation Authority, 2005.
- [19] *DOD Guide for achieving Reliability, Availability and Maintainability*. Department of Defense, United States of America, 2005.
- [20] *USAF Independent Logistics Assessment Handbook*. Department of the Air Force, United States of America, 2006.
- [21] *AAP-6 NATO Glossary of Terms and Definitions*. North Atlantic Treaty Organization, 2007.
- [22] *RAMS Analysis Guide*. MIL-Standards.com, 2007.
- [23] P. Ashworth: *Unmanned Aerial Vehicles and the future Navy*. 2001.
- [24] R. Billinton e R. N. Allan: *Reliability Evaluation of Engineering Systems: Concepts and Techiques*. Plenum Press, 1992.
- [25] K. Cameron: *Unmanned Aerial Vehicle Technology*.
- [26] R. R. Carhart: *A Survey of the Current Status of the Electronical Reliability Problem*. Relatório Técnico, 1953.
- [27] R. A. Clothier e R.A. Walker: *Determination and Evaluation of UAV Safety Objectives*. In *21st Internacional Unmanned Air Vehicle Systems Conference*, páginas 18.1–18.16, 2006.
- [28] T. H. Cox, J. C. Nagy, M. A. Skoog, e I. S. Somers: *Civil UAV Capacity Assessment*. Relatório Técnico, National Aeronautics and Space Administration, 2001.
- [29] M. Dermentzoudis: *Establishment of Models and Data Tracking for Small UAV Reliability*. Tese de Mestrado, Naval Postgraduate School, 2004.
- [30] R. Detlef: *Amplification of the Benefits or a Reliable and Maintainable Design by Adequate Maintenance and Support Concepts*. Daimler Chrysler Aerospace AG Munchen, Military Aircraft Division, 2000.

- [31] S. L. Dreyer e G. Smith: *Innovations in Military Spares Analysis*. In *Reliability and Maintainability Symposium, 1995 Annual Symposium*, páginas 397–401. IEEE, 1995.
- [32] J. L. Drury, L. Riek, e N. Rackliffe: *A Decomposition of UAV-Related Situation Awareness*. 2006.
- [33] C. E. Ebeling: *An Introduction to Reliability and Maintainability Engineering*. Waveland Press Inc., 2005.
- [34] M. C. Eti, S. O. T. Ogaji, e S. D. Probert: *Integrating reliability, availability, maintainability and supportability with risk analysis for improved operation of the Afam thermal power-station*. *Applied Energy*, 84:202–221, 2007.
- [35] K. Henney: *Reliability Factors for Ground Electronics Equipment*. MacGraw-Hill Book Company, 1956.
- [36] A. Hobbs e S.R. Herwitz: *Human Factors in the Maintenance of UAVs*.
- [37] A. Hobbs e S.R. Herwitz: *Human Challenges in the Maintenance of Unmanned Aircraft Systems*. 2006.
- [38] C. A. Jones: *Unmanned Aerial Vehicles (UAVS) An Assessment of Historical Operations and Future Possibilities*. 1997.
- [39] D. B. Kececioglu: *Reliability Engineering Handbook*. DEStech Publications, Inc, 2002.
- [40] M. Leocádio: *Sobre a Incorporação RAMS no Desenvolvimento de Produtos de Base Tecnológica: Uma Abordagem Holística a Veículos Ferroviários*. Tese de Mestrado, Instituto Superior Técnico, Universidade Técnica de Lisboa, 2004.
- [41] T. Markeset e U. Kumar: *Dimensioning of Product Support: Issues, Challenges and Opportunities*. In *Reliability and Maintainability Symposium, 2001 Annual Symposium*, páginas 116–122. IEEE, 2001.
- [42] T. Markeset e U. Kumar: *Dimensioning of Product Support: Issues, Challenges and Opportunities*. In *Reliability and Maintainability Symposium, 2004 Annual Symposium*, páginas 565–570. IEEE, 2004.
- [43] D. Pettit e A. Turnbull: *General Aviation Aircraft Reliability Study*. Relatório Técnico, National Aeronautics and Space Administration, 2001.
- [44] R. Sanders: *An Israeli military innovation: UAVs*. *Joint Force Quarterly*, 2002.
- [45] D. J. Smith: *Reliability, Maintainability and Risk*. Butterworth-Heinemann, 6 edição, 2001.

- [46] D. Uhlig, K. Bharmidipati, e N. Neogi: *Safety and Reliability Within UAV Construction*. In *25th Digital Avionics Systems Conference*, páginas 1–9. IEEE/AIAA, 2006.
- [47] K. W. Williams: *A Summary of Unmanned Aircraft Accident/Incident Data: Human Factors Implications*. 2004.

Apêndice A

Glossário

Aeronavegabilidade Continuada - Em linguagem anglo-saxónica designada por *Continued Airworthiness*. Significa todos os processos que asseguram que em qualquer tempo determinado durante a vida de operação, a aeronave cumpre com requisitos de aeronavegabilidade em aplicação e que está numa condição segura de operação.

Condition Monitoring - Para unidades onde os processos de manutenção *Hard Time* e *On Condition* não fazem parte do processo primário de manutenção. É aplicável através de meios apropriados do operador para a busca e resolução de problemas. Significa alcance médio de detecção para problemas invulgares e uma especial análise do desempenho da unidade. Não existe um sistema específico de monitorização para um dado item.

Damage Tolerant - É uma qualificação para estruturas de aeronaves. Um artigo é designado *damage tolerant* se consegue sustentar dano e a estrutura restante consegue sustentar cargas sem falha estrutural ou deformação estrutural excessiva até o dano ser detectado.

Dano Externo - É definido como sendo o dano resultante de factores externos ao tipo de material utilizado. Dano que pode resultar de granizo, colisão com aves, rajadas de vento, etc. Não inclui dano devido a erro do piloto.

Dano Interno - É definido como sendo o dano que resulta das características inerentes ao tipo de material utilizado. Pode resultar de corrosões, enfraquecimento térmico, fadiga, desgaste, etc.

Disponibilidade - Em linguagem anglo-saxónica designada por *Availability*. É definida como sendo a probabilidade que o sistema ou componente tem para executar a sua função num dado período de tempo quando operado e mantido numa condição especificada.

Disponibilidade Inerente - Em linguagem anglo-saxónica designada por *Inherent Availability*. É definida como sendo a probabilidade que o sistema opera de forma satisfatória num dado período de tempo sob condições de operação específicas e num

ambiente de suporte logístico *ideal*. Aqui, condições operacionais ideais referem-se à disponibilidade imediata de pessoal para efectuar manutenção, peças sobresselentes e/ou reparadas, equipamento de teste e suporte e instalações. Exclui acções de manutenção preventiva.

Disponibilidade Efectiva - Em linguagem anglo-saxónica designada por *Achieved Availability*. É definida como sendo a probabilidade que um sistema opera de forma satisfatória num dado período de tempo sob condições de operação específicas e num ambiente de suporte logístico *ideal*. Mais uma vez, as condições operacionais ideais referem-se à disponibilidade imediata de pessoal para efectuar manutenção, peças sobresselentes e/ou reparadas, equipamento de teste e suporte e instalações. Inclui acções de manutenção preventiva. A disponibilidade atingida difere da disponibilidade inerente na medida em que é contabilizado o efeito das acções de manutenção preventiva.

Disponibilidade Operacional - Em linguagem anglo-saxónica designada por *Operational Availability*. É definida como sendo probabilidade de um sistema operar de forma satisfatória num dado período de tempo sob condições de operação específicas e num ambiente de suporte logístico *actual*. Esta métrica de disponibilidade é a mais próxima da realidade uma vez que contabiliza as acções de manutenção correctiva e preventiva e também os intervalos de atraso administrativos e logísticos.

Evento Básico - Em linguagem anglo-saxónica designada por *Basic Event*. É definido como sendo um evento que não requer mais desenvolvimento.

Evento Não Desenvolvido - Em linguagem anglo-saxónica designada por *Undeveloped Event*. É definido como sendo um evento não desenvolvido devido a falta de informação ou saída dos limites de análise da árvore de falhas.

Fiabilidade - Em linguagem anglo-saxónica designada por *Reliability*. É definida como sendo a probabilidade que um componente ou sistema tem de efectuar uma função requerida durante um período de tempo quando usado em condições de operação estipuladas

Fail Safe - É um princípio de concepção de conjuntos aeronáuticos baseados na possibilidade de, em caso de falha, a falência não causar dano ou causar o mínimo de dano possível a outros equipamentos ou pessoal.

Fault Detection - O princípio de *fault detection* permite diagnosticar erros de *software* durante a fase de concepção, de forma a evitar a detecção de erros apenas numa fase avançada de projecto. A detecção de erros é conseguida efectuando uma série de revisões previamente estabelecidas onde são verificados se as especificações iniciais para o qual o *software* é concebido estão a ser cumpridas.

Fault Recovery - O princípio de *fault recovery* é uma extensão lógica do *fault detection*. Este princípio permite recuperar de erros de *software* utilizando medidas activas e passivas na detecção de falhas, onde em vez de suspender o processamento, o sistema é restaurado a um nível inicial ou conhecido. No entanto, este princípio não

corrige os erros de *software*.

Fault Tolerant - É uma propriedade que permite a um sistema (usualmente computadores) continuar a operar devidamente, no caso de falha de alguns (um ou mais) dos seus componentes. Se a qualidade operacional diminuir totalmente, a diminuição é proporcional à severidade da falha. A aplicação desta propriedade é particularmente apropriada para sistemas críticos ou sistemas com elevada disponibilidade. A implementação de redundância é uma medida para obter sistemas *fault tolerant*.

Hard-Time - É um processo preventivo de manutenção. Requer que um componente ou parte esteja sujeito a revisões periódicas de acordo com o manual de manutenção ou seja removido de serviço devido ao limite de vida atingido.

Manutenção Correctiva - Em linguagem anglo-saxónica designada por "Corrective Maintenance". É definida como sendo uma manutenção não programada que inclui todas as acções correctivas que resultam de falhas de sistemas e que são executadas para restaurar o sistema a uma condição específica. Os ciclos de manutenção correctiva incluem a identificação da falha; localização e isolamento; acesso até à unidade em falha; remoção da unidade sendo substituída por uma sobresselente ou reparada no local; montagem, verificação e alinhamento.

Manutenção Preventiva - Em linguagem anglo-saxónica designada por "Preventive Maintenance". É definida como sendo uma manutenção programada, usualmente periódica, onde são executadas acções de manutenção com o objectivo de reter um sistema ou produto numa determinada condição de operacionalidade. Este tipo de manutenção cobre períodos de inspecções, substituição de componentes críticos (antes da falha) e calibrações periódicas. Em adição, requisitos como reabastecimento e lubrificação podem ser incluídos nas manutenções programadas. Algumas acções de manutenção resultam em paragens do sistema, outras podem ser efectuadas entre intervalos de operação.

Manutenção de Linha - Em linguagem anglo-saxónica designada por "Line Maintenance". A Manutenção de Linha é a designação comercial à qual corresponde uma designação militar de "1º Escalão" (na linguagem anglo-saxónica "Organizational Level" ou "Level O"). A manutenção é efectuada no local de operação do consumidor e geralmente inclui acções realizadas pelo operador que utiliza o seu próprio equipamento e pessoal de reparação. A manutenção a este nível é normalmente limitada a períodos curtos de verificação onde é analisado o desempenho do equipamento, efectuadas inspecções visuais, limpeza de equipamentos, ajustes externos e a remoção e substituição de componentes. O pessoal designado para este nível geralmente não repara os componentes removidos, enviando-os para quem realize manutenção intermédia e/ou manutenção de base.

Manutenção Intermédia - Em linguagem anglo-saxónica designada por "Intermediate Maintenance". A Manutenção Intermédia é a designação comercial à qual corresponde uma designação militar de "2º Escalão" (na linguagem anglo-saxónica "Intermediate Level" ou "Level I"). As acções de manutenção intermédia são realizadas

em instalações móveis ou fixas por organizações especializadas. Neste nível, os equipamentos removidos do sistema operacional podem ser reparados através da remoção e substituição de módulos ou partes que integram o equipamento. O pessoal designado para este tipo de manutenção é mais qualificado e possui melhor equipamento de reparação comparativamente com a manutenção de linha. Desta forma realizam acções de manutenção mais detalhadas e específicas, assumindo também o papel de gestores de inventário de componentes sobresselentes e componentes reparados.

Manutenção de Base - Em linguagem anglo-saxónica designada por "Overhaul Maintenance". A Manutenção de Base é a designação comercial à qual corresponde uma designação militar de "3º Escalão" (na linguagem anglo-saxónica "Depot Level"). Este nível de manutenção integra a manutenção mais complexa e detalhada dos três níveis de manutenção referenciados. São efectuadas acções de manutenção de nível intermédio e superior. O nível de manutenção de base inclui revisões gerais, reconstrução, calibração do equipamento e execução das acções de manutenção mais complexas dos três níveis de manutenção. Estas instalações geralmente localizam-se em locais remotos e fornecem o suporte para um grande número de operadores.

Manutibilidade - Em linguagem anglo-saxónica designada por "Maintainability". É definida como sendo a probabilidade que um componente ou sistema após falha, é restaurado ou reparado para uma condição especificada dentro de um período de tempo quando manutenção é executada de acordo com os procedimentos definidos. De uma forma simples, Manutibilidade é a probabilidade de reparar num dado intervalo de tempo.

On Condition - É um processo de manutenção preventiva. Requer que um componente ou parte seja efectuadas, periodicamente, inspecções e verificações funcionais, para determinar se pode ou não continuar em serviço. O objectivo é retirar a unidade de serviço antes de ocorrer uma falha durante a operação.

Paragem em Voo - Em linguagem anglo-saxónica designada por "In-Flight Shutdown" ou "IFSD". Designa uma paragem em voo comandada (por acção do piloto) ou inopinada (causada por avaria ou comandada pelo FADEC). A paragem de um motor em voo constitui e configura sempre uma situação de risco, embora as aeronaves multimotores possam completar o voo sem um dos motores operacional. Os operadores estão obrigados a informar as autoridades aeronáuticas de todos os eventos de IFSD. As autoridades aeronáuticas definem um parâmetro designado por "Taxa de Paragens em Voo", em linguagem anglo-saxónica designada por "In-Flight Shutdown Rate" ou "IFSR", que ao atingir determinado valor durante um determinado intervalo de tempo, origina a suspensão dos voos das frotas operadas por aqueles motores, até determinação das causas e sua correcção.

Repáravel - Em linguagem anglo-saxónica designada por "Repairable". É a designação atribuída aos componentes, acessórios e motores aeronáuticos depois de inspecionados e ter sido detectada uma anomalia que requer uma acção de reparação para retorno à sua condição de uso. Esta classificação pressupõe a existência de um processo de reparação homologado e aprovado, e economicamente vantajoso, caso contrário,

o produto é classificado como incapaz (em linguagem anglo-saxónica designada por "Unserviceable") e poderá ser descartado.

Safe Life - É a designação em linguagem anglo-saxónica de um princípio de concepção de conjuntos aeronáuticos baseados na possibilidade de falha de um dos seus constituintes para além do ciclo de vida do conjunto em que estão inseridos, i.e., a falha de um componente só deverá ocorrer depois de o mesmo ter sido retirado do serviço. Corresponde à designação em língua portuguesa do princípio "Vida Segura". Com base neste princípio de projecto, a filosofia de manutenção pode ditar uma frequência de inspecções mais reduzida.

Servicing - É definida como sendo uma tarefa de manutenção que consiste na verificação e reposição dos níveis de fluidos de uma aeronave. A limpeza ou substituição de filtros também está integrada nesta tarefa.

Tempo Médio de Manutenção Preventiva - Em linguagem anglo-saxónica designado por "Mean Preventive Maintenance Time" ou "MPMT". É definido como sendo o tempo médio de duração de uma aplicação de manutenção preventiva.

Tempo Médio de Paragem - Em linguagem anglo-saxónica designado por "Mean Downtime" ou " \bar{M} ". É definido como sendo o tempo médio que o sistema está indisponível ou offline incluindo a manutenção programada, mas não inclui os tempos de atraso de manutenção nem de entrega.

Tempo Médio de Reparação - Em linguagem anglo-saxónica designado por "Mean Time to Repair" ou "MTTR". É definido como o tempo médio de reparação do componente.

Tempo Médio entre Falhas - Em linguagem anglo-saxónica designado por "Mean Time Between Failure" ou "MTBF". É a designação e a medida do intervalo de tempo médio que um componente funciona sem ocorrer qualquer falha. Através do conhecimento dos tempos médios entre falhas para cada componente é possível prever a substituição antecipada dos mesmos a fim de evitar falhas inopinadas. Por vezes tão designado "Mean Time to Failure" ou MTTF. Neste trabalho adopta-se a definição de MTBF.

Tempo Médio entre Manutenção - Em linguagem anglo-saxónica designado por "Mean Time Between Maintenance" ou "MTBM". É definido como sendo o tempo médio entre manutenção que inclui manutenção correctiva e manutenção preventiva.

Troubleshooting - É a designação em linguagem portuguesa de "Pesquisa de Avarias" ou "Diagnóstico de Anomalias". Corresponde a um exercício lógico e sequenciado de acções de despiste de anomalias, começando por aquelas que parecem mais evidentes ou com maior probabilidade de ocorrência e prosseguindo em função dos resultados que se vão obtendo. Normalmente, após a primeira triagem, a identificação da anomalia é imediata. Nos motores de fabrico mais recente, existem instalados nas aeronaves sistemas automáticos que realizam o diagnóstico de avarias de forma contínua, mas com algumas limitações, não substituindo o papel relevante do técnico nesta tarefa.

Verificação - Em linguagem anglo-saxónica designada por "Check". Corresponde à verificação de conformidade com as recomendações estabelecidas.

Apêndice B

Skyguardian - Descrição da aeronave

O Departamento de Ciências Aeroespaciais (DCA) da Universidade da Beira Interior (UBI) tem vindo a desenvolver, nos últimos anos, vários trabalhos na área dos UAV (Unmanned Aerial Vehicles), nomeadamente, o SkyGuardian, uma aeronave não tripulada de pilotagem por controlo remoto, que surgiu de uma parceria com a Escola Superior de Tecnologia e Gestão de Leiria e a Plasdan. O objectivo desta aeronave é proporcionar uma plataforma de vigilância a curta distância às zonas florestais do território Português.

Estrutura Geral

O SkyGuardian é um UAV de asa baixa, de cauda em Y e trem fixo. A sua estrutura geral é composta por:

- Fuselagem com uma tampa desmontável;
- Asa constituída por duas partes que encaixam na fuselagem e fixas através de parafusos;
- Cauda em Y constituída por três partes que se unem no final da fuselagem;
- Trem triciclo constituído por um trem principal e um trem de nariz;
- Todas as partes rotativas (2 lemes, 2 ailerons e 2 flaps).

Toda a estrutura primária da aeronave é em compósito (a maioria em compósito de carbono/epoxy e algumas partes em compósito de vidro/epoxy), a aeronave tem também partes em madeira e em PVC.

Dimensões e áreas

Área da asa [m ²]	1.70
Envergadura [m]	4.32
Comprimento [m]	2.14
Alongamento	11.00

Tabela B.1: Dimensões e Áreas da Aeronave Skyguardian

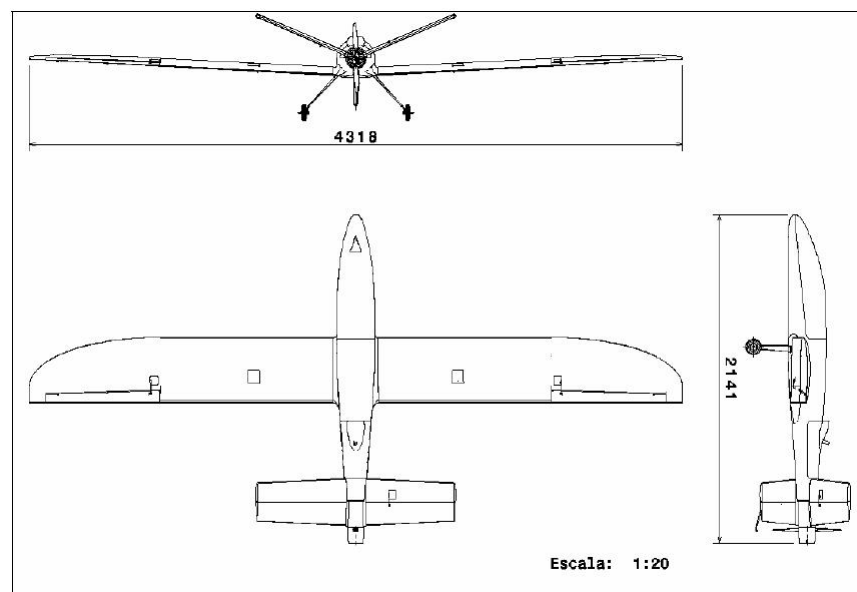


Figura B.1: Esboços da Aeronave Skyguardian

Descrição das principais dimensões, as estações, os acessos, as linhas de referência e as localizações físicas das partes estruturais da aeronave.

Zonas de Acesso

A aeronave tem várias zonas de acesso para facilitar a remoção ou instalação de componentes, bem como outras actividades de manutenção que possam ser necessárias efectuar. As zonas de acesso são:

1. Tampa removível para acesso aos componentes da zona 1 (aviônicos, carga útil e trem de aterragem do nariz. Esta zona de acesso também permite aceder à junção da longarina principal e trem de aterragem principal;
2. Tampa removível para o acesso ao motor e transmissão. Esta tampa tem um orifício para a entrada de ar para arrefecimento do motor;
3. Tampa removível para acesso ao servo dos lemes. Existem três tampas deste tipo;
4. Tampa removível para acesso ao servo que acciona os flapes;
5. Tampa removível para acesso ao servo que acciona os ailerons.

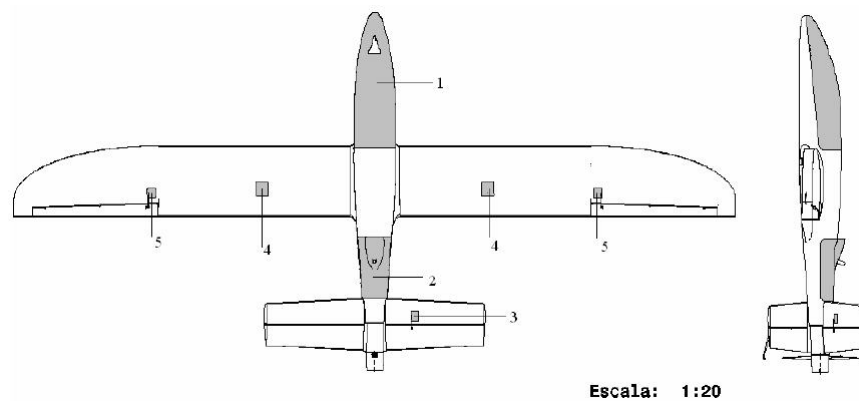


Figura B.2: Zonas de Acesso

Apêndice C

Definição do Sistema Aéreo

C.1 Caracterização da Aeronave segundo a Norma MIL-STD-1808

A definição do sistema aéreo foi estabelecida de acordo com a metodologia de identificação e numeração da norma MIL-STD-1808[2]. Em seguida é apresentada a identificação e numeração dos subsistemas e componentes que integram o UAV Skyguardian. A Figura C.1 representa o diagrama em árvore da estrutura do sistema aéreo segundo a norma referida. A Figura C.2 descreve o diagrama funcional do sistema aéreo.

Identificação	Descrição
22-00-01	Unidade de Processamento
23-00-01	Unidade de Datalink
24-30-01	Gerador
24-80-01	Baterias
25-60-01	Pára-Quedas
26-10-01	Sensor de Detecção de Fogo
27-10-01	Servocomando de Controlo de Rolamento
27-20-01	Servocomando de Controlo de Guinada
27-30-01	Servocomando de Controlo de Arfagem
27-50-01	Servocomando de Controlo de Flaps
28-10-00	Combustível
28-40-01	Sensor de Quantidade de Combustível
31-30-01	Unidade de registo de dados

Identificação	Descrição
34-10-01	Altímetro
34-10-02	Tubo de Pitot
34-20-01	Inercial Measurement Unit (IMU)
34-40-01	Traffic Collision Avoidance System (TCAS)
34-50-01	Transponder
34-50-02	Global Positioning System (GPS)
53-00-00	Fuselagem
55-00-00	Estabilizadores
57-00-00	Asa
61-00-01	Hélice
71-60-01	Servocomando Controlo de Entrada de Ar
72-00-00	Motor
76-10-01	Servocomando Controlo de Potência do Motor
77-10-01	Sensor de Rotação do Motor
77-20-01	Sensor de Temperatura do Motor
97-50-01	Câmara Fotográfica no visível
97-50-02	Câmara de Vídeo
98-10-01	Sensor de Pressão Atmosférica
98-10-02	Sensor de Temperatura Atmosférica
98-10-03	Sensor de Humidade Atmosférica
99-50-01	Câmara de Infravermelhos

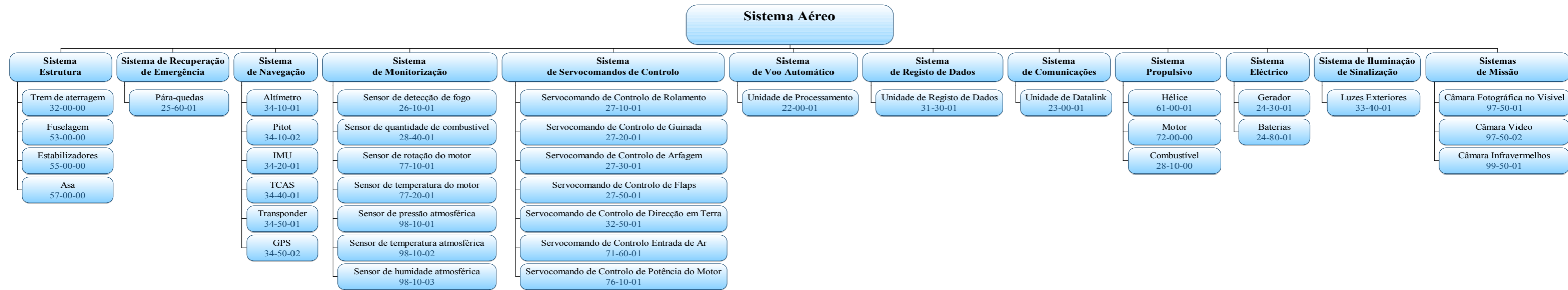


Figura C.1: Diagrama do Sistema Aéreo segundo a norma MIL-STD-1808

C.2 Arquitectura do Sistema Aéreo

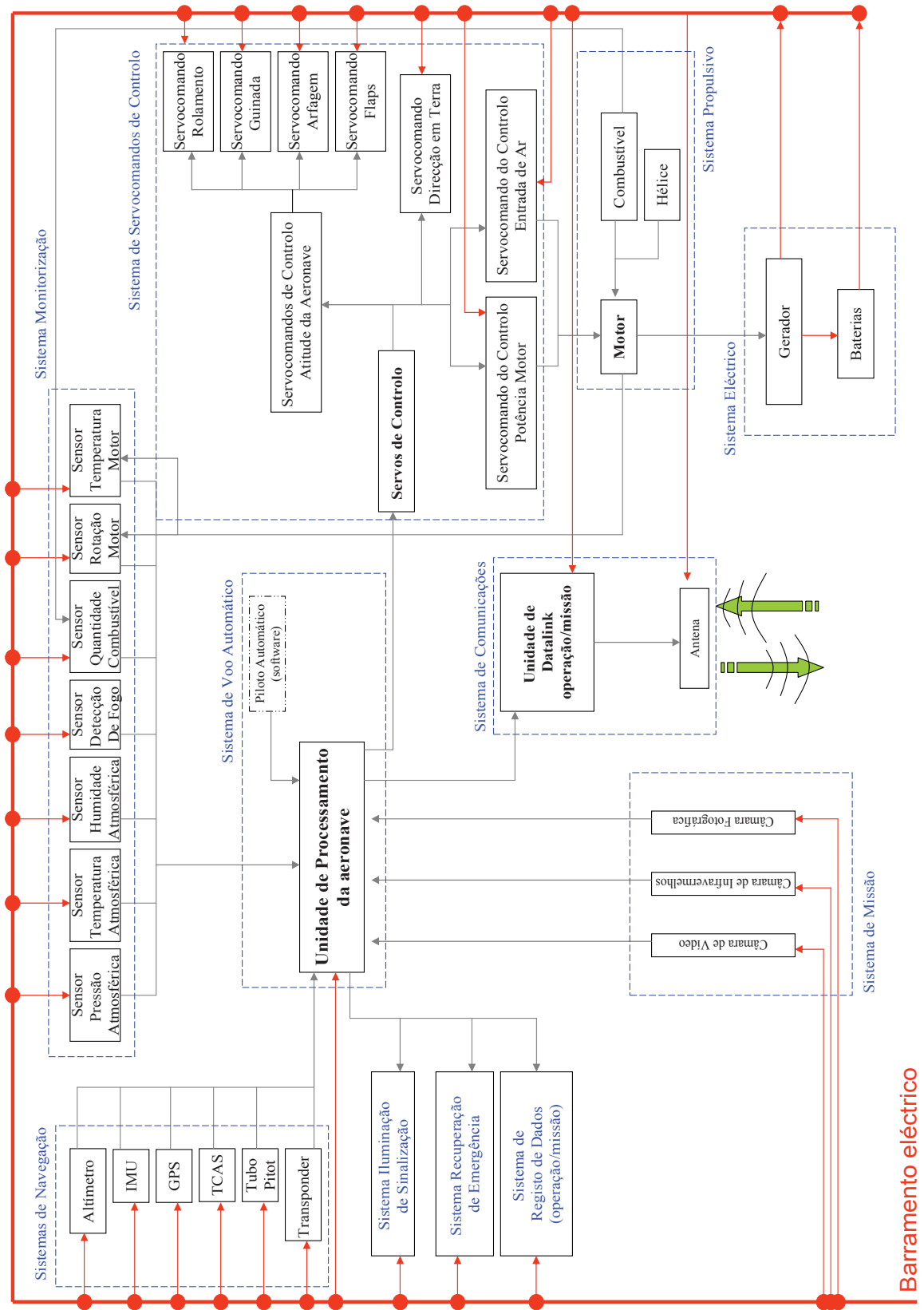


Figura C.2: Arquitectura do Sistema Aéreo

Apêndice D

Análise de Risco

Após a construção da árvore de falhas, uma vez que a árvore não é muito complexa, é possível retirar os eventos básicos e não desenvolvidos.

As Tabelas D.1 e D.2 contêm a identificação e qualificação de cada evento tendo em conta o grau de probabilidade de ocorrência e o grau de severidade.

ID	Eventos	Classificação de Probabilidade de Ocorrência	Classificação de Severidade
1	Perda do Sistema de Controlo Terrestre	C	II
2	Falha da Unidade de Processamento da aeronave	D	I
3	Perda devido incêndio no interior da aeronave	D	I
4	Falha da Unidade de GPS	D	II
5	Condições Atmosféricas Adversas	C	II
6	Falha do Transponder	D	II
7	Falha da Câmara Infravermelhos	D	II
8	Falha de Câmara de Video	D	II
8	Falha da Unidade de GPS	D	II
9	Falha de Camara Fotográfica	D	II
10	Falha da Unidade de Registo de Dados	D	III
11	Falha do Motor de Arranque	D	I
12	Falha da Unidade de Datalink	D	I
13	Dano externo na antena	D	II
14	Falha Antena	D	II
15	Limite Ultrapassado de LOS (Line of Sight)	D	I
16	Dano externo no trem de aterragem	C	II
17	Falha da ligação estrutural entre o trem de aterragem e fuselagem	E	II
18	Dano interno no trem	E	II
19	Dano externo nos estabilizadores	D	II
20	Dano interno nos estabilizadores	E	II
21	Falha de ligação estrutural entre fuselagem e estabilizadores	E	II
22	Dano externo na fuselagem	C	II
23	Dano interno na fuselagem	E	II
24	Falha de ligação estrutural entre fuselagem e asa	E	I
25	Dano externo na asa	C	II
26	Falha de ligação estrutural entre asa e fuselagem	E	I
27	Dano interno na asa	E	II
28	Falha do Servocomando de Controlo de Potência	D	I
29	Dano interno na hélice	E	II
30	Falha de ligação estrutural entre hélice e veio	E	I

Tabela D.1: Análise de Risco (parte 1)

ID	Eventos	Classificação de Probabilidade de Ocorrência	Classificação de Severidade
51	Falha de ligação estrutural entre aileron esquerdo e asa	E	II
31	Dano externo na hélice	D	I
32	Dano externo nos flaps	D	III
33	Falha de ligação estrutural entre asa e flaps	E	III
34	Dano interno nos flaps	E	III
35	Falha de servocomando de controlo dos flaps	D	III
36	Falha do Gerador	D	II
37	Falha das Baterias	D	I
38	Falha da Unidade de TCAS	D	II
39	Falha da Iluminação de Sinalização Externa	D	II
40	Falha do sensor de quantidade de combustível	D	III
41	Falha de conexão depósito-motor	E	I
42	Falha do Motor de Arranque	D	I
43	Falha de corrente eléctrica no motor	D	I
44	Combustível inapropriado	D	III
45	Incêndio do Motor	D	I
46	Falta de Lubrificação	D	II
47	Falha do piloto terrestre	D	I
48	Falha do piloto automático (erro de software)	D	I
49	Falha do servocomando de controlo do aileron esquerdo	D	II
50	Dano externo no aileron esquerdo	D	II
51	Falha de conexão estrutural entre aileron esquerdo e asa	E	II
52	Dano interno no aileron esquerdo	E	II
53	Falha do servocomando de controlo do aileron direito	D	II
54	Dano externo no aileron direito	D	II
55	Falha de conexão estrutural entre aileron direito e asa	E	II
56	Dano interno no aileron direito	E	II
57	Falha do servocomando de controlo do elevador esquerdo	D	II
58	Dano externo no leme de profundidade esquerdo	D	II
59	Falha de conexão estrutural entre leme de profundidade esquerdo e estabilizador horizontal	E	II
60	Dano interno no leme de profundidade esquerdo	E	II
61	Falha do servocomando servo de controlo do elevador direito	D	II
62	Dano externo no leme de profundidade direito	D	II
63	Falha de conexão estrutural entre leme de profundidade direito e estabilizador horizontal	E	II
64	Dano interno no leme de profundidade direito	E	II
65	Falha do servocomando de controlo do rudder	D	II
66	Dano externo no leme vertical	D	II
67	Falha de conexão estrutural entre leme vertical e estabilizador vertical	E	II
68	Dano interno no leme vertical	E	II
69	Falha da Unidade de IMU	D	II
70	Falha do Tubo de Pitot	D	II
71	Falha do Altimetro	D	II
72	Falha de componentes internos do Motor	D	II
73	Desgaste normal do motor	B	II
74	Manufactura errada de componentes	E	II
75	Manutenção inadequada	C	II
76	Dano Interno no pistão	D	I
77	Dano interno nos rolamentos	D	I
78	Dano interno nos segmentos	D	II
79	Montagem do motor incorrecta	D	II
80	Hélice desequilibrada	D	III
81	Sugidade nas superfícies de arrefecimento	C	II
82	Nível de rotação do motor elevado	C	III
83	Ajustes do funcionamento do motor inadequados	C	III
84	Mistura de Combustível/Lubrificante inapropriada	D	II
85	Lubrificante inadequado	D	II
86	Limpeza do motor de forma inadequada	D	II
87	Armazenamento do motor após utilização de forma inadequada	D	III
88	Outro Tipo de Razão de Responsabilidade de Terceiros	E	I

Tabela D.2: Análise de Risco (parte 2)

Apêndice E

Análise Qualitativa - Dados recolhidos

Devido à falta de bases de dados com informação de fiabilidade dos sistemas e diversos componentes que integram um UAV, existiu a necessidade de efectuar uma busca de espectro geral. Para elaborar a base de dados necessária para este trabalho recorreu-se a buscas na internet, contacto com fabricantes e referências bibliográficas.

Um ponto em particular foi o facto de encontrar vários dados (fabricantes diferentes) para o mesmo componente. Neste caso foi seguida uma metodologia de selecção de informação conservadora, sendo escolhido o valor com a menor fiabilidade. Esta metodologia permite obter um maior universo representativo do mesmo componente com fabricantes diferentes.

A identificação dos sistemas, subsistemas e/ou componentes e as respectivas fontes de informação encontram-se descritas em seguida.

- **Sistema de Monitorização:** informação recolhida através de pesquisa na internet e contacto com fabricantes;
- **Sistema de Navegação;** informação recolhida através de pesquisa na internet e contacto com fabricantes;
- **Sistema de Servocomandos de Controlo:** informação recolhida através de pesquisa na internet e contacto com fabricantes;
- **Sistema de Voo Automático:** informação recolhida através de pesquisa na internet e contacto com fabricantes;
- **Sistema de Registo de Dados:** informação recolhida através de pesquisa na internet e contacto com fabricantes;
- **Sistema de Comunicações:** informação recolhida através de pesquisa na internet e contacto com fabricantes;
- **Sistema Eléctrico:**

- **Gerador:** informação recolhida através de pesquisa na internet e contacto com fabricantes;
- **Baterias :**(informação retirada de bibliografia[45]);
- **Sistema de Missão:** informação recolhida através de pesquisa na internet e contacto com fabricantes;
- **Sistema de Recuperação de Emergência:** informação recolhida através de pesquisa na internet e contacto com fabricantes;
- **Sistema Propulsivo:** informação retirada de um estudo feito pela NASA sobre fiabilidade em aeronaves ligeiras[43]
- **Sistema Estrutura:** informação retirada de um estudo feito pela NASA sobre fiabilidade em aeronaves ligeiras[43]);
- **Sistema de Iluminação de Sinalização:** informação retirada de um estudo feito pela NASA sobre fiabilidade em aeronaves ligeiras[43]);

As seguintes tabelas descrevem a informação recolhida.

Subsistema/Componente	MTBF	Taxa de Falha
Sensor de Detecção de Fumo	26784	3,73357E-05
Sensor de Quantidade de Combustível	60000	1,66667E-05
Sensor de Rotação do Motor	100000	0,00001
Sensor de Temperatura do Motor	424108012	2,35789E-09
Sensor de Pressão Externa	100000	0,00001
Sensor de Temperatura Externa	424108012	2,35789E-09
Sensor de Humidade Externa	100000	0,00001

Tabela E.1: Dados Recolhidos do Sistema de Monitorização

Subsistema/Componente	MTBF	Taxa de Falha
Altímetro	40000	0,000025
Tubo de Pitot	100000	0,00001
IMU	20000	0,00005
TCAS	26280	3,80518E-05
Transponder	4800	0,000208333
GPS	500000	0,000002

Tabela E.2: Dados Recolhidos do Sistema de Navegação

Subsistema/Componente	MTBF	Taxa de Falha
Servocomando de Controlo de Rolamento	10000	0,0001
Servocomando de Controlo de Guinada	10000	0,0001
Servocomando de Controlo de Arfagem	10000	0,0001
Servocomando de Controlo de Flaps	10000	0,0001
Servocomando de Controlo de Potência	10000	0,0001
Servocomando de Controlo de Entrada de Ar	10000	0,0001
Servocomando de Controlo da Direcção em Terra	10000	0,0001

Tabela E.3: Dados Recolhidos do Sistema de Servocomandos de Controlo

Subsistema/Componente	MTBF	Taxa de Falha
Unidade de Processamento	82394,24	1,21368E-05

Tabela E.4: Dados Recolhidos do Sistema de Voo Automático

Subsistema/Componente	MTBF	Taxa de Falha
Unidade de Registo de Dados	1200000	8,33333E-07

Tabela E.5: Dados Recolhidos do Sistema de Registo de Dados

Subsistema/Componente	MTBF	Taxa de Falha
Unidade de Data Link	1200	0,000833333

Tabela E.6: Dados Recolhidos do Sistema de Comunicações

Subsistema/Componente	MTBF	Taxa de Falha
Pára-quedas	8928	0,000112007

Tabela E.7: Dados Recolhidos do Sistema de Recuperação de Emergência

Subsistema/Componente	MTBF	Taxa de Falha
Gerador	100000	0,00001
Baterias	33333,33	3E-05

Tabela E.8: Dados Recolhidos do Sistema Eléctrico

Subsistema/Componente	MTBF	Taxa de Falha
Câmara Video	100000	0,00001
Câmara fotográfica visível	100000	0,00001
Câmara de Infravermelhos	40000	0,000025

Tabela E.9: Dados Recolhidos do Sistema de Missão

Subsistema/Componente	Beta	Teta
Fuselagem	1,42	6280
Estabilizadores	1,16	5030
Asa	1,79	4250
Trem de Aterragem	0,92	2895,62

Tabela E.10: Dados Recolhidos do Sistema Estrutura

Subsistema/Componente	Beta	Teta
Luzes Exteriores	1,66	5610

Tabela E.11: Dados Recolhidos do Sistema de Iluminação de Sinalização

Subsistema/Componente	Beta	Teta
Hélice	1,63	3740
Combustível	1,44	5130
Motor	1,58	4830

Tabela E.12: Dados Recolhidos do Sistema Propulsivo