



ACADEMIA MILITAR

Otimização da Disponibilidade do UAS Raven assente na avaliação da fiabilidade dos sistemas

Autor: Alferes de Material Luísa Vieira Freitas

Orientador: Tenente-Coronel Paula Gonçalves

Coorientador: Tenente-Coronel Énio Chambel

Mestrado Integrado de Engenharia Mecânica Militar

Lisboa, outubro de 2023



ACADEMIA MILITAR

Otimização da Disponibilidade do UAS Raven assente na avaliação da fiabilidade aos sistemas

Autor: Alferes de Material Luísa Vieira Freitas

Orientador: Tenente-Coronel Paula Gonçalves

Coorientador: Tenente-Coronel Énio Chambel

Mestrado Integrado de Engenharia Mecânica Militar

Lisboa, outubro de 2023

AGRADECIMENTOS

Uma das primeiras lições que se aprende na Academia é que a “Academia não se faz sozinha”, à semelhança desta Dissertação de Mestrado, que também não poderia ter sido concretizada sem os contributos dos vários envolvidos.

À minha orientadora, Tenente-Coronel Paula Gonçalves, pela sua constante disponibilidade e incansável paciência, mas também pela sua notável exigência e persistência para a constante melhoria e evolução do presente trabalho.

Ao meu coorientador, Tenente-Coronel Énio Chambel, pelo seu contínuo apoio e notável preocupação, não só durante a elaboração do presente trabalho, como também ao longo dos últimos 5 anos como Diretor de Curso, onde demonstrou sempre apreço e preocupação pelos seus alunos.

Ao pessoal da CSV, nomeadamente: ao Capitão Constantino e Tenente Figueira pela forma como se disponibilizaram para me transmitir conhecimentos, esclarecer dúvidas, preencher e divulgar questionários e facultar documentos; ao Sargento-Ajudante Machado pelo seu crucial auxílio na elaboração da análise FMECA; e a todos os que deram o seu contributo ao responder aos questionários difundidos.

Ao Major Graça, pelo seu precioso auxílio e transmissão de conhecimentos relativos a assuntos logísticos do UAS Raven e pela sua contínua prontidão para esclarecer todas as minhas questões.

À minha mãe, Susete, a quem devo tudo o que sou hoje, e aos meus irmãos, Alice e Martim, para os quais tento ser um modelo a seguir e do qual se orgulhem.

Ao meu namorado, David, por ser o meu pilar, por estar sempre presente e, acima de tudo, por me retribuir um amor imensurável.

Aos meus camaradas do Curso General Raúl Augusto Esteves, com especial destaque à turma Foxtrot e ao meu camarada de curso, Colaço, pela amizade e por todas as aventuras e histórias passadas ao longo destes seis árduos anos de formação.

Por último, mas não menos importante, à Academia Militar, nomeadamente os professores, instrutores, comandantes e trabalhadores civis, pelo esforço e dedicação investidos na formação dos alunos.

A todos vós, adereço sinceras palavras de agradecimento.

RESUMO

O presente trabalho teve como principal objetivo avaliar e otimizar a disponibilidade do Raven RQ-11B, após terem sido identificadas algumas deficiências a este nível desde o seu início de operação, em 2019, no Exército Português. A fim de determinar as causas na origem do problema identificado, realizou-se uma análise de fiabilidade ao sistema de armas através da aplicação da metodologia *Maintenance Steering Group-3*, a fim de identificar e avaliar os riscos associados aos potenciais modos de falha, bem como propor estratégias adequadas a fim de gerir e mitigar esses mesmos riscos.

Para além da referida análise, realizou-se ainda a avaliação de riscos relacionados com as operações do sistema em território nacional e foi ainda verificado se o mesmo cumpria os requisitos de aeronavegabilidade propostos pela Autoridade Aeronáutica Nacional para a obtenção da Licença Especial de Aeronavegabilidade.

Concluiu-se que as causas na origem da baixa disponibilidade operacional do sistema se devem, essencialmente: à tardia adoção de um modelo de Apoio Logístico Integrado; ao elevado tempo médio entre reparações devido à política de manutenção adotada e à não aquisição inicial de um stock de reparáveis. Verificou-se, também, que as missões de treino operacional em território nacional se constituem de baixo risco, tanto de colisões no ar como de incidentes no solo, e que o sistema de armas cumpre todos os requisitos propostos pela autoridade, estando desta forma certificado a sua capacidade de efetuar as operações de forma segura.

Palavras-chave: Fiabilidade; *Failure Mode, Effects and Critical Analysis*; *Maintenance Steering Group-3*; *Specific Operations Risk Analysis*; Raven RQ-11 B.

ABSTRACT

The main objective of this work was to evaluate and optimize the availability of the Raven RQ-11B, after some deficiencies were identified at this level since its start of operation in 2019 in the Portuguese Army. To determine the root causes of the problem identified, a reliability analysis of the weapon system was carried out using the *Maintenance Steering Group-3* methodology, to identify and assess the risks associated with potential failure modes, as well as propose appropriate strategies to manage and mitigate these risks.

In addition to this analysis, a risk assessment was also carried out in relation to the system's operations on national territory and it was also checked whether it complied with the airworthiness requirements proposed by the National Aeronautical Authority to obtain the Special Airworthiness License.

It was concluded that the causes of the system's low operational availability are essentially due to: the late adoption of an Integrated Logistics Support model; the high average time between repairs due to the maintenance policy adopted and the initial failure to acquire a stock of repairables. It was also found that operational training missions on national territory are low risk, both in terms of collisions in the air and incidents on the ground, and that the weapons system complies with all the requirements proposed by the authority, thus certifying its capabilities.

Keywords: *Reliability; Failure Mode, Effects and Critical Analysis; Maintenance Steering Group-3; Specific Operations Risk Analysis; Raven RQ-11 B.*

ÍNDICE GERAL

AGRADECIMENTOS	i
RESUMO	iii
ABSTRACT	v
ÍNDICE GERAL	vii
ÍNDICE DE FIGURAS	ix
ÍNDICE DE TABELAS	xi
LISTA DE APÊNDICES	xiii
LISTA DE ANEXOS	xv
LISTA DE ABREVIATURAS, SIGLAS E ACRÓNIMOS	xvii
CAPÍTULO 1- INTRODUÇÃO.....	1
CAPÍTULO 2 – ESTADO DA ARTE	3
2.1. Conceito de UAS/UAV	3
2.1.1. Classificação de UAS	5
2.2. Operações com UAS.....	7
2.2.1. Missões civis.....	7
2.2.2. Missões militares	7
2.2.2.1. Legislação aplicável a UAS para fins militares	8
2.2.2.2. <i>Specific Operations Risk Assessment (SORA)</i>	9
2.3. Manutenção, fiabilidade e disponibilidade	14
2.3.1. Manutenção.....	15
2.3.2. Fiabilidade	16
2.3.3. Disponibilidade.....	18
2.3.4. Estratégias de Manutenção- Fiabilidade e Risco	19
2.4. Estratégias de manutenção aplicadas ao setor aeronáutico	20
2.4.1. Manutenção Centrada na Fiabilidade (RCM).....	20
2.4.2. Análises <i>Failure Mode and Effect Analysis (FMEA)</i> e <i>Failure Mode, Effects and Critical Analysis (FMECA)</i>	23

2.4.3. MSG-3.....	24
2.4.3.1. Sistemas (<i>Systems/Powerplant</i>)	25
2.4.3.2. Estruturas (<i>Aircraft Structures</i>)	28
2.4.3.3. Zonas (<i>Zonal Inspections</i>)	29
CAPÍTULO 3 – CASO PRÁTICO.....	31
3.1. O sistema Raven RQ-11 B.....	31
3.2. Composição do sistema	33
3.3. Análise da fiabilidade através da aplicação da metodologia MSG-3 ao Sistema Raven RQ-11 B.....	36
3.3.1. Identificação das funções.....	37
3.3.2. Análise FMEA	41
3.3.3. Análise da criticidade	44
3.3.4. Análise da disponibilidade dos componentes.....	50
3.3.4.1. Determinação do MTBF.....	50
3.3.4.2. Determinação do MTTR.....	52
3.3.4.3. Cálculo da disponibilidade dos componentes.....	53
3.3.4.4. Cenário operacional atual	54
CAPÍTULO 4 – ANÁLISE E DISCUSSÃO DE RESULTADOS	60
CAPÍTULO 5- CONCLUSÕES E TRABALHOS FUTUROS	70
BIBLIOGRAFIA	74
APÊNDICES	81
ANEXOS.....	107

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1- Elementos do UAS	4
Figura 2- Categorias de Operação dos UAS, segundo EASA.....	6
Figura 3- Estruturação das entidades reguladoras	8
Figura 4- Processo SORA	10
Figura 5- Tipos de manutenção	15
Figura 6- Curvas de mortalidade do componente típico.....	17
Figura 7- Desenvolvimento de um Programa de Manutenção pela metodologia RCM.....	22
Figura 8- Processo de análise FMEA/FMECA	23
Figura 9- Categorização dos efeitos	26
Figura 10- Diagrama de lógica da seleção da tarefa de manutenção.....	27
Figura 11- Raven RQ-11 B.....	31
Figura 12- Componentes da aeronave	33
Figura 13- Câmara eletro-ótica (1), infravermelhos (2) e Gimbal (3), respetivamente.....	34
Figura 14- Componentes da cauda	34
Figura 15- Suporte do estabilizador	35
Figura 16- Servo-motores do Estabilizador e Rudder	35
Figura 17- Componentes da fuselagem	35
Figura 18- Componentes da GCS.....	36
Figura 19- Arquitetura interna do Raven RQ-11 B	40
Figura 20- Matriz de risco	45
Figura 21- Etapas do método de Delphi	46
Figura 22- Escala de Likert de 5 pontos	47
Figura 23- Matriz de risco inicial	47
Figura 24- Excerto da seleção de tarefas de manutenção para a asa central	49
Figura 25- Matriz de risco revista	49
Figura 26- Registo de utilização de um sistema	50
Figura 27- Requisitos do OSOs #9, #15 e #22	57

ÍNDICE DE TABELAS

Tabela 1- Classe de UAS.....	6
Tabela 2- Determinação da GRC.....	11
Tabela 3- Determinação da robustez	11
Tabela 4- Fatores de correção da GRC.....	12
Tabela 5- ARC e respectivos Requisitos de Desempenho de Mitigação Tática	13
Tabela 6- Determinação de SAIL.....	13
Tabela 7-Componentes do Raven e respectivas funções.....	38
Tabela 8- Capítulos S1000D aplicáveis ao Raven.....	39
Tabela 9- Análise funcional da asa central	42
Tabela 10- Análise dos modos de falha da asa central	42
Tabela 11- Análise FMEA da asa central	43
Tabela 12- Probabilidade de ocorrência	44
Tabela 13- Níveis de severidade.....	45
Tabela 14- Análise FMECA da asa central	48
Tabela 15- Determinação dos MTBF por modo de falha.....	51
Tabela 16- Tempos de reparação de sobressalentes e reparáveis	53
Tabela 17- Valores de MTTR para reparáveis	53
Tabela 18- Disponibilidade dos componentes reparáveis	53
Tabela 19- Cenário operacional atual.....	54
Tabela 20- Níveis de robustez assumidos para as medidas de mitigação.	55
Tabela 21- Requisitos para emissão de LEA.....	59
Tabela 22- Lista de peças sobressalentes por sistema	65

LISTA DE APÊNDICES

Apêndice 1- Análise FMECA	81
Apêndice 2- Seleção de Tarefas de Manutenção.....	105

LISTA DE ANEXOS

Anexo I- Determinação do ARC segundo JARUS.....	107
Anexo II- 24 Operational Safety Objectives segundo JARUS.....	109
Anexo III- Geografia De Voo, Volume de Contingência e Volume Operacional segundo o Regulamento (EU) 2019/947, 2019.....	111
Anexo IV- Pedido de Emissão de LEA segundo AAN.....	113
Anexo IV- Documentação de suporte à emissão de LEA	115
Anexo V- Critérios para medidas de mitigação segundo JARUS.....	117

LISTA DE ABREVIATURAS, SIGLAS E ACRÓNIMOS

A

AAN- Autoridade Aeronáutica Nacional

AECMA- *Aerospace, Security and Defence Industries Association of Europe*-
Associação das Indústrias Aeroespaciais, da Segurança e Defesa da Europa

ALI - Apoio Logístico Integrado

ANAC- Agência Nacional de Aviação Civil

ARC- *Aerial Risk Class*- Classe de Risco Aéreo

ATA- *Air Transport Association*- Associação de Transporte Aéreo

B

BLOS- *Beyond Line-Of-Sight*- Para além da linha de visão

C

C4ISR- Comando, Controlo, Comunicações, Computadores, Informações, Vigilância
e Reconhecimento

CA- *Critical Analysis*- Análise Crítica

CFOV- Centro do Campo de Visão

CSV- Companhia de Sistemas de Vigilância

CTA- Controlo de Tráfego Aéreo

D

DAA- *Detect and Avoid*- Detetar e Evitar

DDL- *Data Definition Language*- Linguagem de Definição de Dados

DET- *Detailed Inspection*- Inspeção detalhada

E

EASA - *European Aviation Safety Agency*- Agência Europeia para a Segurança da
Aviação

EO- Eletro-Ótica

EP- Exército Português

ERP- Plano de Resposta de Emergência

EUROCONTROL- *European Organization for the Safety of Air Navigation*-
Organização Europeia para a Segurança da Navegação Aérea

F

FAA- *Federal Aviation Administration*- Administração Federal da Aviação

FMEA- *Failure Mode and Effects Analysis*- Análise de Modos e Efeitos das Falhas

FMECA- *Failure Modes, Effects and Critical Analysis*- Análise dos Modos, Efeitos e Criticidade das Falhas

FNC- *Functional Test*- Teste Funcional

G

GCS- *Ground Control Station*- Estação de Controlo Terrestre

GRC- *Ground Risk Class*- Classe de Risco no Solo

GVI- *General Visual Inspection*- Inspeção Geral Visual

I

ICAO- *International Civil Aviation Organization*- Organização Internacional para a Aviação Civil

IR- *Infra-red*- Infravermelho

J

JARUS- *Joint Authorities for Rulemaking on Unmanned Systems*- Autoridades Conjuntas para a Elaboração de Legislação sobre Sistemas Não Tripulados

L

LEA- Licença Especial de Aeronavegabilidade

LOS- *Line-Of-Sight*- Linha de Visão

M

MRB- *Maintenance Review Board*- Conselho da Revisão da Manutenção

MSG-3- *Maintenance Steering Group*- Grupo Diretor de Manutenção

MSI- *Maintenance Significant Item*- Item Significativo de Manutenção

MTBF- *Mean Time Between Failure*- Tempo Médio entre Falhas

MTOW- *Maximum Takeoff Weight*- Massa Máxima à Descolagem

MTTR- *Mean Time to Repair*- Tempo Médio para Reparação

N

NATO- *North Atlantic Treaty Organization*- Organização do Tratado do Atlântico Norte

NEP- Norma de Execução Permanente

NSPA- *North Atlantic Organization Support and Procurement Agency*- Agência de Apoio e Aprovisionamento da Organização do Atlântico Norte

O

OM- Operador de Missão

OOp- Ordem de Operações

OSO- Objetivos de Segurança Operacional

P

PSE- *Principal Structure Element*- Elemento de Estrutura Principal

R

RA5- Regimento de Artilharia nº5

RBI- *Risk-Based Inspection*- Inspeção Baseada no Risco

RCA- República Centro-Africana

R-CA- *Root-Cause Analysis*- Análise das Causas-Raiz

RCM- *Reliability Centered Maintenance*- Manutenção Centrada na Fiabilidade

RPA- *Remotely Piloted Aircraft*- Aeronave Pilotada Remotamente

RPV- *Remotely Piloted Vehicle*- Veículo Pilotado Remotamente

RS- *Restoration*- Restauração

S

SA- Sistema de Armas

SAE- *Society of Automotive Engineers*- Sociedade de Engenheiros Automóveis

SAIL- *Specific Assurance and Integrity Levels*- Níveis Específicos de Garantia e Integridade

SANT- Sistemas Aéreos Não Tripulados

SAR- Radares De Abertura Sintética

SDI- Inspeção Especial Detalhada

SEA- *See and Avoid*- Ver e Evitar

SORA- *Specific Operations Risk Assessment*- Avaliação do Risco de Operações Específicas

SSI- *Significant Structure Item*- Item Significativo da Estrutura

T

TMPR- *Tactical Mitigation Performance Requirement*- Requisitos de Desempenho de Mitigação Tática

TN- Território Nacional

TO- Teatro de Operações

U

UA- *Unmanned Aircraft*- Aeronave Não Tripulada

UAS SP- *Unmanned Aerial System Support Partnership*- Parceria de Apoio a Sistemas Aéreos Não Tripulados

UAS- *Unmanned Aircraft System*- Sistema de Aeronave Não Tripulada

UAV- *Unmanned Aerial Vehicles*- Veículos Aéreos Não Tripulados

UCAV- *Unmanned Combat Aerial Vehicle*- Veículos Aéreos de Combate Não Tripulados

V

VANT - Veículos Aéreos Não Tripulados

VLOS- *Visual Line-Of-Sight*- Linha de Visão

VO- Operador de veículo

CAPÍTULO 1- INTRODUÇÃO

A presente dissertação, realizada no âmbito do mestrado integrado em engenharia mecânica militar tem como objetivo avaliar e otimizar a disponibilidade do UAS Raven RQ-11 B, que equipa o Exército Português desde 2018 através da aplicação da metodologia de manutenção MSG-3, que incorpora de forma implícita os fundamentos da metodologia de manutenção centrada na fiabilidade RCM (*Reliability Centered Maintenance*).

Em 2018 o Exército Português, em conjunto com a *North Atlantic Organization Support and Procurement Agency* (NSPA) adquiriu uma frota de doze sistemas mini-UAV, e desde então têm sido identificadas algumas deficiências ao nível da disponibilidade deste sistema de armas. O equipamento começou a ser operado em 2019 e até ao final de 2022 constatou-se que foram efetuados 62 *failure reports*, dos quais 42 provieram do teatro de operações (TO) da República Centro-Africana (RCA), representando mais de 67% das falhas identificadas. Outro dado relevante foi que cerca de 46% dos *failure reports* foram recusados pela garantia, o que acontece quando as causas apuradas para a falha do componente são atribuídas a fatores externos, como erros de operador ou operações em condições não recomendáveis.

A motivação para a elaboração desta dissertação surge, então, da necessidade de identificar e analisar as causas que estão na origem da redução da disponibilidade do Raven RQ 11-B através da aplicação da metodologia de manutenção MSG-3. A metodologia compreende um conjunto de etapas, nomeadamente:

- Efetuar uma análise funcional do UAS Raven RQ 11-B e dos seus componentes;
- Identificar potenciais modos de falha de cada sistema ou componente;
- Identificar potenciais efeitos associados a cada modo de falha;
- Definir e categorizar níveis de risco dos efeitos de cada modo de falha;
- Identificar e propor medidas de mitigação de risco;
- Avaliar a disponibilidade atual do sistema e propor medidas de otimização da mesma;
- Realizar a análise de *Specific Operations Risk Assessment* à tipologia de operações do UAS Raven;
- Verificar o cumprimento dos requisitos de aeronavegabilidade.

Este documento encontra-se dividido em cinco capítulos. O primeiro capítulo, o presente, no qual é apresentado o tema e os respectivos objetivos. No segundo capítulo é feita uma revisão da literatura dos conceitos e definições relevantes, bem como das metodologias aplicadas. No terceiro capítulo é apresentado o caso prático, sendo descrito o objeto de estudo bem como descritas e explicadas todas as etapas das análises realizadas. No quarto capítulo são analisados e discutidos os resultados obtidos e no quinto capítulo são apresentadas as conclusões desta dissertação, bem como recomendações e propostas de trabalhos futuros.

CAPÍTULO 2 – ESTADO DA ARTE

Neste capítulo é realizada uma revisão da literatura com o objetivo de estabelecer uma base teórica dos principais conceitos utilizados neste trabalho de investigação. Assim, apresentam-se os conceitos de “*Unmanned Aircraft System*” (UAS) e “*Unmanned Aerial Vehicles*” (UAV), bem como todos os aspetos referentes às suas operações. Adicionalmente, apresentam-se, ainda, os conceitos relativamente: a manutenção; a disponibilidade e fiabilidade de itens e, por fim, apresentam-se as estratégias de manutenção aplicadas ao setor aeronáutico e adotadas neste trabalho.

2.1. Conceito de UAS/UAV

Segundo o Departamento de Defesa dos Estados Unidos da América (DoD, 2007) os UAV são definidos como “*Unmanned Aerial Vehicles*”, mais concretamente “veículos aéreos motorizados não tripulados, que utilizam forças aerodinâmicas para promover a sua sustentação, podem: operar autonomamente ou serem pilotados de forma remota; podem ser abandonados ou recuperados, e transportar cargas (*payloads*¹) letais”. De acordo com a Autoridade Aeronáutica Nacional (AAN), os UAV designam-se de “aeronave que se pretende operar sem piloto a bordo, e que faz parte de um Sistema de Aeronave Não Tripulada (...) tem a capacidade de efetuar voos através de forças aerodinâmicas, é pilotada remotamente e/ou tem a capacidade de operar autonomamente” (AAN, 2013). O UAV sendo, portanto, uma aeronave, é parte integrante de um sistema denominado “*Unmanned Aircraft System*” (UAS) que, segundo a AAN, “é um sistema que inclui no mínimo os seguintes elementos: a aeronave não tripulada (UAV), a estação de controlo remota e o canal de comando e controlo” (AAN, 2013).

¹ *Payload* de um UAV é o conjunto de sensores que a bordo do UAV permite a execução da missão que lhe é atribuída, como por exemplo câmaras, radares ou sensores. (Mirragin, 2020)

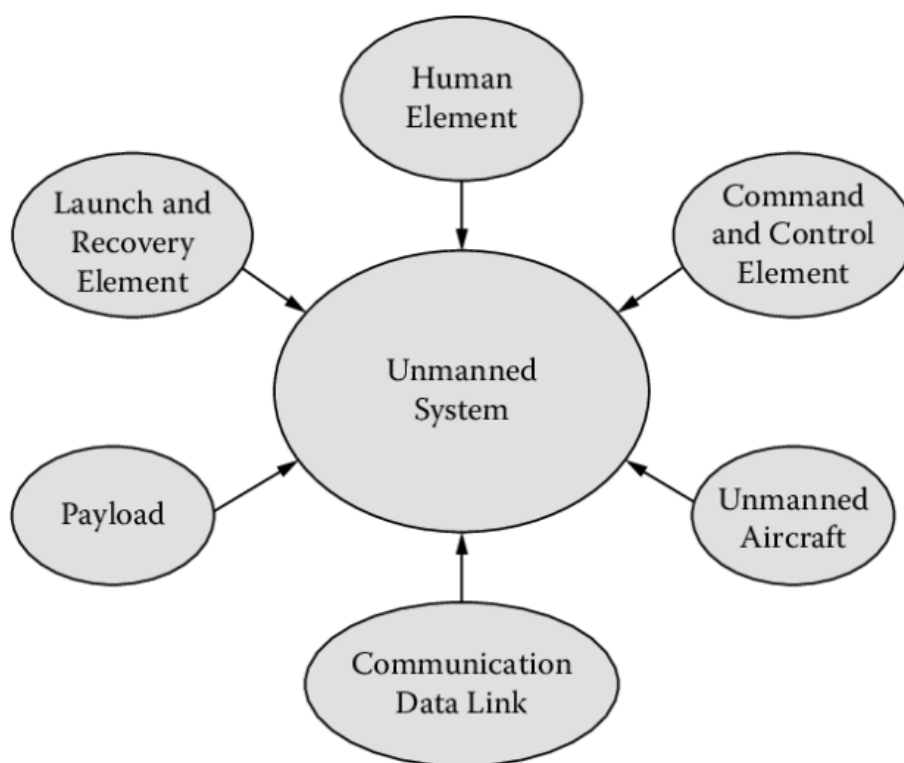


Figura 1- Elementos do UAS

Fonte: Heumann, 2017

Desta forma, para além do UAV, o UAS é também constituído pela *Ground Control Station* (GCS), que constitui o elemento de controlo, os *payload*, o sistema de lançamento e recuperação que constitui o elemento de apoio, *Data-Link*, e, por fim, o elemento humano (JAPCC, 2010; Shawn C. Weed, 2002).

Descrevendo agora de forma mais detalhada cada um destes componentes, tem-se que:

- *Ground Control Station* (GCS) é responsável por garantir o controlo do dispositivo durante a sua missão, bem como gerir os seus vários subsistemas e planeamento de missões (Natarajan, 2001);
- *Payload* variam consoante as suas capacidades e características, bem como os requisitos da missão atribuída. De acordo com Heumann (2017) os *payloads* mais comuns nos UAV são câmaras eletro-ópticas (EO), câmaras infravermelhas (IR), radares de abertura sintética (SAR) e localizadores/designadores de gamas laser, que possibilitam ao UAV operar num amplo espectro de operações, sob quaisquer condições meteorológicas;
- Sistema de Lançamento e Recuperação é o procedimento que envolve maior interação humana e traduz-se na forma como o UAV é lançado e recolhido. De acordo com

as especificações do UAV, o lançamento pode ser efetuado de forma manual, ou através de rampas de lançamento e catapultas, e para a sua recuperação após o cumprimento da missão, podem ser utilizados patins ou rodas retráteis, redes ou até paraquedas (Heumann, 2017);

- “*Data-Link*” é o termo utilizado para descrever como a informação é enviada e recebida entre a GCS e o UAV, de forma a garantir o cumprimento da missão (Natarajan, 2001). As operações de UAS podem ser divididas em duas categorias: radiofrequências *visual line-of-sight* (VLOS), onde é estabelecida uma ligação de comunicação direta entre UAS e a GCS, e radiofrequências *beyond line-of-sight* (BLOS), utilizado quando o UAS é controlado a partir de distâncias superiores às da capacidade VLOS (Abdullah, 2020);

- Elemento Humano é o elemento fundamental para conseguir extrair o máximo rendimento do UAS, pois, apesar do UAV não ser tripulado, para que o seu emprego seja efetivo, deverá ser controlado por militares formados e especializados (JAPCC, 2010).

É de referir que nos últimos anos tem-se vindo a verificar a tentativa de alterar o termo “*Unmanned Aircraft (UA)*” para “*Remotely Piloted Aircraft (RPA)*” ou “*Remotely Piloted Vehicle (RPV)*” (Heumann, 2017), sendo também frequente encontrar na literatura a designação Veículos Aéreos Não Tripulados (VANT) e Sistemas Aéreos Não Tripulados (SANT), que se referem, respetivamente, a UAV e UAS. Face às várias denominações, mas de forma a manter a coerência do trabalho serão utilizados os termos “UAS” e “UAV”.

Consoante as suas especificidades, os UAS podem ser classificados de diversas formas, como será abordado em seguida.

2.1.1. Classificação de UAS

Tendo em conta a rápida difusão de UAS, os vários modelos desenvolvidos e em constante desenvolvimento, a *North Atlantic Treaty Organization* (NATO) estabeleceu uma categorização destes dispositivos segundo classes, que se distinguem pela massa máxima à descolagem (MTOW), e pela altitude de voo (JAPCC, 2010). Na Tabela 1 é apresentada a classificação adotada pela NATO.

Tabela 1- Classe de UAS

Classe (Classificação NATO)	Massa (Kg)	Categoria Civil	Categoria Militar
Classe I (massa<150kg)	<20	Small UAS	Micro (<2kg) Mini (2-20kg)
	20-150	Light UAS	Small (>20kg)
Classe II	>150	UAS	<i>Tactical</i> ²
Classe III	>600	UAS	<i>Strike Combat</i> ³ <i>Hale</i> ⁴ (<i>High Altitude Long Endurance</i>) <i>Male</i> ⁵ (<i>Medium Altitude Long Endurance</i>)

Fonte: Adaptado de Gonçalves, 2016

Por sua vez, a *European Aviation Safety Agency* (EASA), definiu uma classificação de UAS tendo como critério principal o risco das operações (EASA, 2022). Os critérios utilizados permitiram estabelecer três categorias de operação: Aberta (*Open*), Específica (*Specific*) e Certificada (*Certified*), cujos principais aspetos a considerar se encontram ilustrados na Figura 2.



Figura 2- Categorias de Operação dos UAS, segundo EASA

Fonte: Adaptado de EASA, 2015

² Concebidos para uma resposta rápida às necessidades de obtenção de informações de primeira linha

³ Concebidos com a capacidade de ataque em missões de elevado risco

⁴ Concebidos para desempenhar missões de longa duração a altitudes elevadas

⁵ Concebidos para desempenhar missões de longa duração a altitudes médias

O objeto de estudo desta investigação, o UAS Raven RQ-11 B, pelas suas especificidades, que serão apresentadas nos capítulos seguintes, é da Classe I e pertence à categoria “mini”, e relativamente ao risco das operações que desempenha, insere-se na categoria “*Specific*”.

2.2. Operações com UAS

Devido à versatilidade de emprego dos UAS, aliada à diversidade de sistemas disponíveis e às especificidades de cada tipo de missão, e apesar dos muitos esforços, a definição concreta da tipologia de missões dos UAS tem-se revelado uma tarefa complexa (Gleason & Fahlstrom, 2016). No entanto, definiram-se dois grandes grupos: missões civis e missões militares (Abdullah, 2020).

2.2.1. Missões civis

Nos últimos anos tem-se vindo a assistir a um aumento da utilização comercial de UAV, ou “*drones*”, para atividades em que o risco para as pessoas possa ser atenuado, como: inspeções de segurança; monitorizações de multidões e infraestruturas; operações agrícolas de precisão; filmagens aéreas, e avaliações de catástrofes naturais (Matias, 2016). Para além das aplicações anteriormente mencionadas, os UAS podem ser ainda utilizados para atividades de lazer.

2.2.2. Missões militares

No que concerne ao emprego de UAS para fins militares, as aplicações destes são diversas. Para além da capacidade de auxiliar no “reconhecimento e localização de forças inimigas, veículos em movimento, sistemas de armas e outros alvos que contrastem com o meio ambiente” (US Army, 2006), os UAS também desenvolvem “missões tais como: recolha de informação; patrulhamento marítimo; auxílio em operações de busca e salvamento; mapeamento de território; missões de combate sem baixas; contramedidas e guerra eletrónica; operações de deceção do inimigo; aquisição de alvos por laser; missões de combate através deUCAV (*Unmanned Combat Aerial Vehicle*) e localização de outros UAS (Wezeman, 2007).

2.2.2.1. Legislação aplicável a UAS para fins militares

Para os UAS, face às suas características e especificidades, foi criada uma legislação própria de forma a regulamentar e padronizar a sua utilização por parte dos Estados-Membros da União Europeia (Sky Photo, 2020). Na Figura 3 é apresentado um esquema que sintetiza a forma como as entidades reguladoras da aviação civil estão estruturadas.

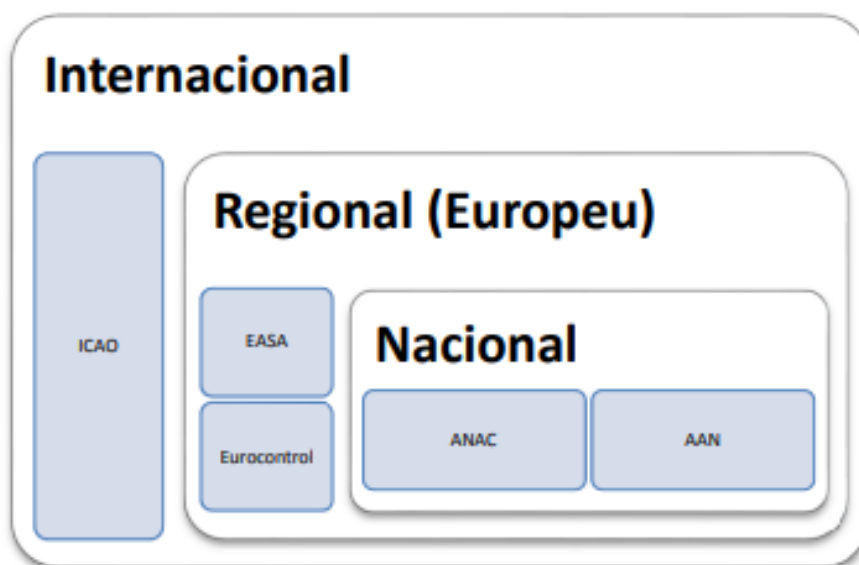


Figura 3- Estruturação das entidades reguladoras

Fonte: Canilho, 2018

A principal entidade reguladora a nível internacional é a *International Civil Aviation Organization* (ICAO), implementada a 4 de abril de 1947, cuja função é liderar os assuntos de aviação civil a nível internacional, de forma a alcançar a normalização das operações e garantir serviços de transporte aéreos seguros, regulares e eficientes.

A nível europeu, as principais entidades reguladoras são: a *European Organization for the Safety of Air Navigation* (EUROCONTROL), uma organização intergovernamental e civil-militar cujo principal objetivo é o desenvolvimento de um sistema de Gestão de Tráfego Aéreo (Eurocontrol, 2023), e a EASA, a entidade civil responsável pela regulamentação dos UAS com MTOW superior a 150kg (European Parliament, 2002). No que diz respeito a UAS com MTOW inferior a 150kg, a EASA optou por delegar a regulamentação destes aos Estados Membros da União Europeia (Canilho, 2018).

A nível nacional as entidades reguladoras são: a Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC), para aeronaves não tripuladas civis com MTOW inferior a 150kg; e a AAN, a

autoridade no espaço aéreo sob jurisdição militar (Regulamento n.º 539/2014 de 5 de dezembro do Ministério da Defesa Nacional - Autoridade Aeronáutica Nacional, 2014). A AAN, na Circular nº01/13, estabelece os “requisitos e procedimentos para a emissão de Licenças Especiais de Aeronavegabilidade (LEA) para Sistemas de Aeronaves Não Tripuladas, no domínio da Defesa Nacional”, onde são discriminados todos os requisitos que um UAS deve cumprir para que seja emitida uma LEA, nomeadamente o registo do UAS, a aprovação do processo, a submissão de informação conforme a regulamentação em vigor e a aprovação de um programa de voos (AAN, 2013).

Atualmente ainda não existe um modelo único e consensual para análises de avaliação de segurança, no entanto, no setor aeronáutico, e com vista a demonstrar que a aeronave está em conformidade com os requisitos de aeronavegabilidade no que diz respeito ao processo de certificação, a *Society of Automotive Engineers* (SAE) elaborou o documento ARP 4761 que contém orientações para realizar um *Safety Assessment*, e que consiste num processo de avaliação de segurança realizado na fase de desenvolvimento de projeto (SAE, 1996b). No entanto, e tendo em conta o objeto de estudo deste trabalho, a STANAG 4761 não será a abordagem considerada, pois o *Safety Assessment* que se pretende está relacionado com a operação e não com a fase de projeto e desenvolvimento, pelo que se aplicará a metodologia *Specific Operations Risk Assessment* (SORA), que consiste num processo iterativo para avaliar o risco da operação pretendida no que diz respeito ao UAS utilizado e às capacidades do operador (Nikodem et al., 2018).

2.2.2.2. *Specific Operations Risk Assessment* (SORA)

A integração dos UAS no espaço aéreo nacional apresenta uma série de desafios com implicações na segurança operacional (Zhang et al., 2018). O conceito de segurança pode ser definido como “um estado no qual o risco existente é aceitável” (SAE, 1996b), o que vai de encontro com a ideia de que nada é totalmente seguro e que não existe nenhuma situação isenta da ocorrência de riscos (Allouch et al., 2019). Por sua vez, “risco” relaciona a probabilidade de ocorrência de perigo com a severidade dos seus efeitos (SAE, 1996b).

A SORA consiste numa metodologia de avaliação de riscos relacionados com as operações de UAS cujo objetivo reside em identificar os níveis de risco aceitáveis e ações de mitigação, bem como os objetivos de segurança que têm de ser cumpridos com o nível de robustez necessário para o conceito de operação, de forma a obter a certificação das operações destas aeronaves por parte da autoridade reguladora, neste caso a AAN. Foca-se

na avaliação de risco terrestre e aéreo, devendo, no entanto, ser realizada também para infraestruturas consideradas críticas (ANAC, 2022; EASA, 2015; JARUS, 2019). A Figura 4 esboça os dez passos para a realização de uma análise SORA.

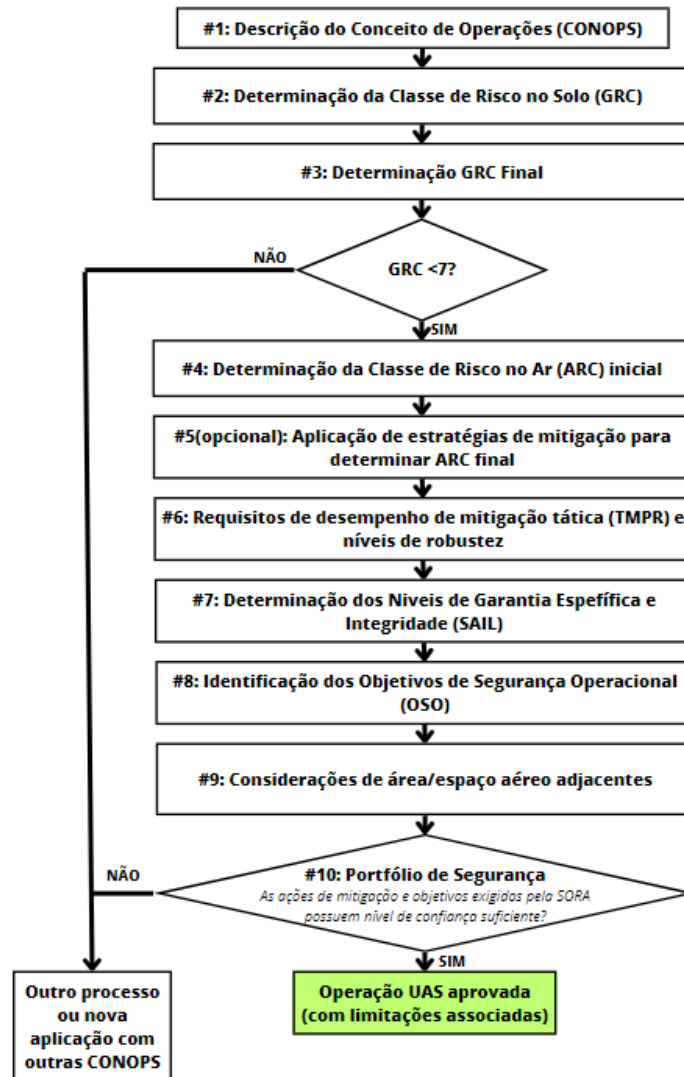


Figura 4- Processo SORA

Fonte: Adaptado de JARUS, 2019

O primeiro passo da SORA consiste na descrição do conceito de operações de forma mais completa e precisa possível pois constituirá a base para todas as outras atividades. Em seguida, determina-se a Classe de Risco Terrestre (*Ground Risk Class- GRC*), que está relacionada com o risco de uma pessoa ser atingida pelo UAV em caso de perda de controle do mesmo. A determinação da GRC é efetuada pela interseção do cenário operacional

aplicável com a dimensão máxima característica da aeronave, conforme mostrado na Tabela 2.

Tabela 2- Determinação da GRC

Dimensão máxima da aeronave	1m	3m	8m	>8m
Energia cinética típica esperada	<700J	<34KJ	<1084KJ	>1084KJ
Cenários operacionais				
VLOS ⁶ /BVLOS ⁷ sobre área terrestre controlada	1	2	3	4
VLOS em ambiente escassamente povoado	2	3	4	5
BVLOS em ambiente escassamente povoado	3	4	5	6
VLOS em ambiente povoado	4	5	6	8
BVLOS em ambiente povoado	5	6	8	10
VLOS sobre aglomerado populacional	7			
BVLOS sobre aglomerado populacional	8			

Fonte: Adaptado de (JARUS, 2019)

Assim, é importante mencionar que o conceito de robustez é uma medida para descrever uma dada atenuação do risco ou objetivo de segurança operacional, e relaciona níveis de integridade⁸ com níveis de garantia⁹ (Houle, 2019) conforme mostrado na Tabela 3.

Tabela 3- Determinação da robustez

	Baixa garantia	Média garantia	Alta garantia
Baixa integridade	Baixa robustez	Baixa robustez	Baixa robustez
Média integridade	Baixa robustez	Média robustez	Média robustez
Alta integridade	Baixa robustez	Média robustez	Alta robustez

Fonte: Houle, 2019

⁶ VLOS significa “*visual line-of-sight*”, e consiste numa operação em que o piloto mantém o contacto visual permanente com a aeronave durante todo o processo (Houle, 2019)

⁷ BVLOS significa “*beyond visual line-of-sight*” e consiste numa operação em que o piloto não consegue manter a aeronave dentro do seu alcance visual, mesmo com auxílio de observadores (Choudhary, 2019)

⁸ Nível de integridade revela o ganho de segurança proporcionado por cada mitigação (Houle, 2019)

⁹ Nível de garantia prova se o nível requerido de segurança foi alcançado (Houle, 2019)

A GRC pode ser controlada e reduzida por meio de ações de mitigação que têm um efeito direto nos objetivos da segurança das operações e, por sua vez, na robustez das mesmas. A determinação final da GRC baseia-se na disponibilidade destas atenuações para a operação. A Tabela 4 fornece uma lista de potenciais mitigações e fatores de correção associados.

Tabela 4- Fatores de correção da GRC

Mitigações	Robustez		
	Baixa/Nula	Média	Alta
M1- redução do número de pessoas em risco	Nula: 0 Baixa: -1	-2	-4
M2- redução dos efeitos de impacto no solo	0	-1	-2
M3- Um Plano de Resposta de Emergência está em vigor	1	0	-1

Fonte: Adaptado de JARUS, 2019

A GRC final é estabelecida através da soma dos fatores de correção, e, se o valor final foi superior a 7, a operação então não pode ser suportada pelo processo SORA. Para valores finais inferiores a 7, segue-se a determinação da Classe de Risco no Ar (*Aerial Risk Class-ARC*), que avalia o risco intrínseco de colisão entre um UAS e uma aeronave tripulada no espaço aéreo (JARUS, 2019). O princípio de determinação da ARC final segue a mesma lógica que a determinação da GRC, em que, à classificação primeiramente determinada, se aplicam ações de mitigação até se obter um resultado. No entanto a ARC consiste numa classificação qualitativa que é determinada através do fluxograma apresentado no Anexo I e pode resultar nos seguintes resultados (JARUS, 2019):

- ARC-a, define o espaço aéreo onde o risco de colisão é aceitável sem necessidade de implementação de mitigações táticas;
- ARC-b, ARC-c, ARC-d, definem o espaço aéreo com risco crescente de colisão, respetivamente.

A estes resultados são aplicadas mitigações táticas que podem assumir a forma de “Ver e Evitar” (*See and Avoid - SEA*) para operações VLOS, ou exigir um sistema que forneça meios alternativos para alcançar o objetivo de segurança, como sistemas “Detetar e Evitar” (*Detect and Avoid- DAA*) ou Requisitos de Desempenho de Mitigação Tática (*Tactical Mitigation Performance Requirement- TMPR*), conforme a Tabela 5.

Tabela 5- ARC e respectivos Requisitos de Desempenho de Mitigação Tática

ARC	TMPR
ARC-d	Elevado
ARC-c	Médio
ARC-b	Baixo
ARC-a	Sem requisitos

Fonte: JARUS, 2019

Um TMPR elevado (ARC-d) é atribuído a espaço aéreo em que a taxa de colisão é elevada e/ou as mitigações estratégicas disponíveis são baixas, pelo que as operações neste espaço terão de cumprir regras de funcionamento e procedimentos de forma a garantir o nível requerido de segurança. Por sua vez, um TMPR médio (ARC-c) é atribuído a operações com um risco de colisão razoável e/ou mitigações disponíveis médias, sendo estas normalmente apoiadas por sistemas para auxiliar na deteção de outras aeronaves. Um TMPR baixo (ARC-b) é atribuído a espaço aéreo cuja probabilidade de colisão é baixa, mas não negligenciável, e/ou as mitigações táticas abordam a grande maioria dos riscos. Operações com TMPR sem requisitos (ARC-a) acontecem em espaço aéreo onde a probabilidade de colisão é extremamente baixa, podendo ser negligenciável, sem necessidade de adição de medidas de mitigação (JARUS, 2019).

Segue-se a determinação do Nível de Garantia e Integridade Especifica (*Specific Assurance and Integrity Levels- SAIL*), pela Tabela 6, que consolida as análises GRC e ARC e representa o nível de confiança de que a operação permanecerá sob controlo.

Tabela 6- Determinação de SAIL

GRC	ARC			
	a	b	c	d
≤2	I	II	IV	VI
3	II	II	IV	VI
4	III	III	IV	VI
5	IV	IV	IV	VI
6	V	V	V	VI
7	VI	VI	VI	VI

Fonte: JARUS, 2019

Quanto maior o valor de SAIL, maior o potencial risco da operação. Após determinar o SAIL, segue-se a determinação dos Objetivos de Segurança Operacional (OSO) que devem ser aplicados e o seu nível associado de robustez, a fim de garantir a segurança das operações. No Anexo II são apresentados os 24 OSOs frequentemente utilizados, podendo, no entanto, ser definidos outros adicionais pelas autoridades competentes.

Terminada esta fase, efetuam-se “Considerações de área/espço aéreo adjacentes”, com o objetivo de adereçar o risco representado por uma perda de controlo da operação que resulta numa infração das secções adjacentes no solo e/ou no ar. Por fim, segue-se a avaliação do procedimento, a fim de verificar se as ações de mitigação e os objetivos de segurança considerados garantem um nível de confiança suficiente de modo que a operação possa ser conduzida de forma segura.

Tendo sido apresentado o conceito de SORA, segue-se a apresentação de conceitos relevantes para o estudo, nomeadamente o conceito de manutenção, fiabilidade e disponibilidade.

2.3. Manutenção, fiabilidade e disponibilidade

A palavra “manutenção” deriva do latim “*manus tenere*”, que significa “manter o que se tem” e, de acordo com a norma portuguesa EN 13306:2017, o conceito de “manutenção” é definido como sendo a “combinação de todas as ações técnicas, administrativas e de gestão, efetuadas durante o ciclo de vida de um item¹⁰ com a intenção de o manter ou restaurar até um estado em que este consegue realizar a função pretendida” (EN 13306, 2017). Desta forma, a manutenção é fundamental para garantir a operacionalidade e a correta funcionalidade dos itens (Almeida, 2014). Associado ao conceito de manutenção surge o conceito de disponibilidade, que é definida como “a capacidade de um item estar em estado operacional como e quando necessário, sob determinadas condições, partindo do princípio de que são fornecidos os recursos externos necessários” (EN 13306, 2017), e ainda, o conceito de fiabilidade, que é “a capacidade de um item para cumprir uma determinada função requerida, em certas condições durante um determinado período de tempo” (EN 13306, 2017). Estes conceitos serão abordados com maior detalhe em seguida.

¹⁰ Parte, componente, dispositivo, subsistema, unidade funcional, equipamento ou sistema que pode ser considerado e descrito de forma individual (EN 13306, 2017)

2.3.1. Manutenção

Como referido anteriormente, a manutenção permite assegurar a continuidade operacional, mas também os custos efetivos e a maximização do retorno económico sobre os itens (Grobman & Machado, 2020). Para tal, existem vários tipos de manutenção, conforme mostrado na Figura 5, que podem ser aplicados de forma a rentabilizar o processo e agir de forma eficaz, economizando tempo e recursos.

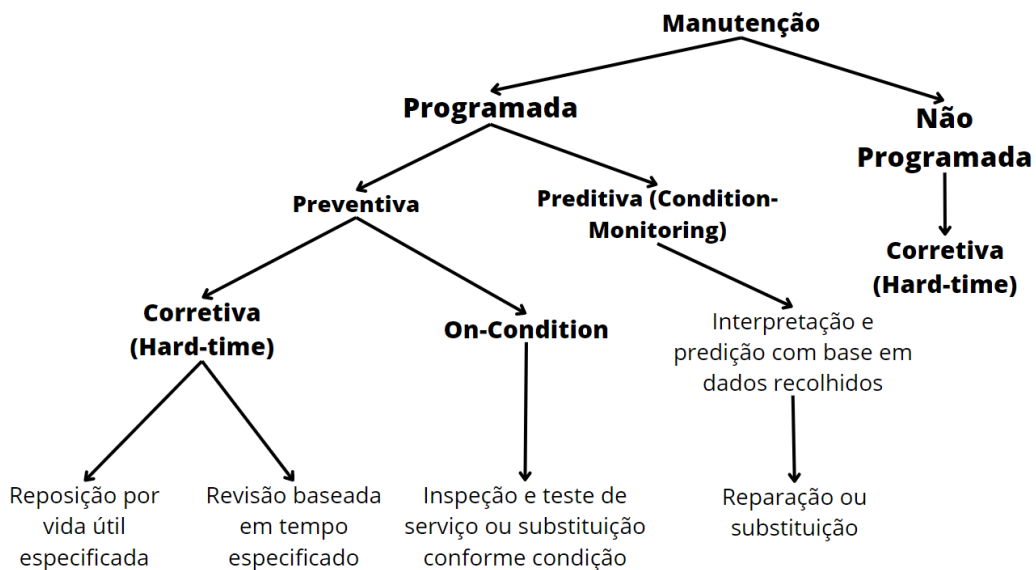


Figura 5- Tipos de manutenção

Fonte: Adaptado de EN 13306, 2017

Como se pode verificar pela análise da Figura anterior, a manutenção pode ser programada, que é efetuada segundo um determinado calendário estabelecido ou tempo de utilização, ou não programada, realizada quando ocorre uma falha¹¹ inopinada (EN 13306, 2017).

Dentro da manutenção programada, podem ser realizadas tarefas preventivas corretivas (*hard-time*), após o reconhecimento de falha e destinadas a colocar um item num estado em que possa desempenhar a função requerida, ou *On-Condition*, em que, através de inspeções e testes de serviço aos itens, é determinado se podem continuar a operar ou se devem ser substituídos (Knotts, 1999). Ainda, na manutenção programada, podem ser

¹¹ Entende-se por “falha” como a perda de capacidade de um item para executar a função requerida (EN 13306, 2017)

também realizadas tarefas preditivas (*Condition monitoring*) na sequência de previsões derivadas de análise e avaliação de dados recolhidos (EN 13306, 2017). Na manutenção não programada executam-se apenas tarefas corretivas (EN 13306, 2017).

2.3.2. Fiabilidade

O tema da fiabilidade, ao longo das últimas décadas, tem vindo a ser alvo de um crescente interesse no desenvolvimento da Engenharia, devido ao aumento de exigências ao nível de desempenho e funcionalidades de diversos equipamentos no ramo da Indústria (Carinhas, 2009). De acordo com a norma (EN 13306, 2017), o conceito de fiabilidade pode ser definido como sendo “a capacidade de um item para cumprir uma determinada função requerida, em certas condições durante um determinado período de tempo”. A informação relativa à fiabilidade de um certo item pode ser fornecida pelos próprios fabricantes, tratando-se da fiabilidade inerente podendo apenas ser melhorada por aperfeiçoamento do projeto, ou obtida pelos seus utilizadores a partir da sua experiência real em serviço, estando associado a este resultado um maior nível de confiança por se tratar de um contexto mais realista (Carinhas, 2009).

Assim sendo, é possível interpretar a fiabilidade, $R(t)$, do ponto de vista qualitativo como a probabilidade de sucesso sendo complementar da respetiva probabilidade de falha acumulada, $F(t)$, resultando na seguinte relação matemática:

$$R(t) + F(t) = 1 \quad 1$$

Considerando N_o o número de itens da amostra, $N_f(t)$ o número de itens que falham durante o período t e $N_s(t)$ o número de itens que operam sem falha, a função fiabilidade, que traduz a probabilidade de sobrevivência de um certo item, é dada por:

$$R(t) = \frac{N_s(t)}{N_o} \quad 2$$

Como já referido anteriormente a fiabilidade é uma probabilidade, podendo também ser calculada pela seguinte expressão:

$$R(t) = \int_t^{\infty} f(t)dt \quad 3$$

em que $f(t)$ é a função de densidade de probabilidade de falha, que representa a taxa de componentes que falham por unidade de tempo, no instante t , relativamente ao número de componentes inicial da amostra N_0 .

Para efetuar uma previsão de fiabilidade é importante ter, também, em consideração outros conceitos como a taxa de falha $\lambda(t)$, que é “o número de falhas de um item num dado intervalo dividido pelo intervalo de tempo t ” (EN 13306, 2017), e o tempo médio entre falhas, ou *Mean Time Between Failure* (MTBF), que é “a média dos tempos entre falhas de um item” (EN 13306, 2017).

Na Figura 6 encontra-se a representação gráfica característica do ciclo de vida de um componente típico.

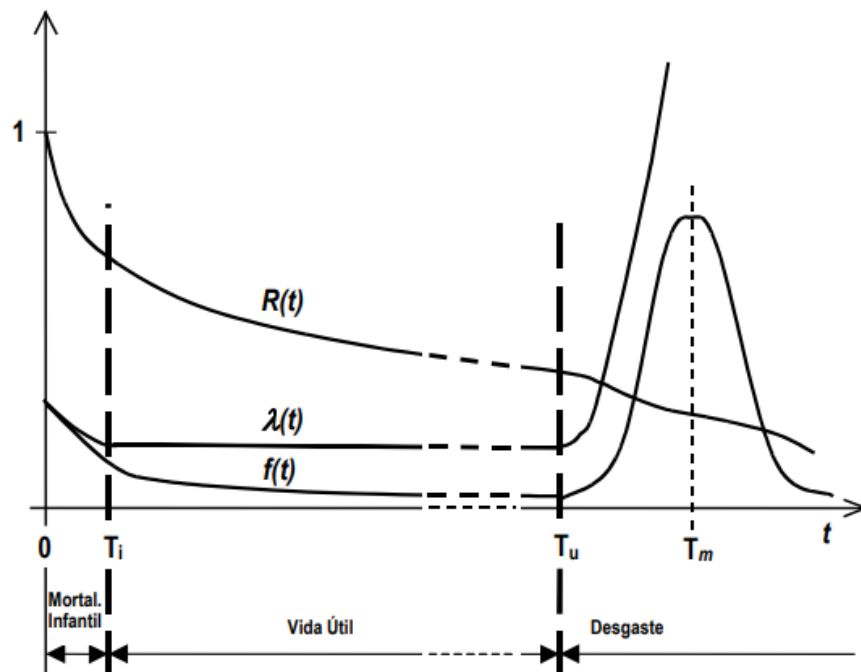


Figura 6- Curvas de mortalidade do componente típico

Fonte: (Carinhas, 2009)

Na curva da taxa de falha $\lambda(t)$, também conhecida por “curva da banheira”, distinguem-se três zonas, correspondentes a três fases diferentes da vida de um item (Carinhas, 2009; J. D. A. Marques, 2015; F. Silva, 2021):

- A zona de mortalidade infantil, caracterizada pela existência de uma taxa de falha elevada com tendência para decrescer, comportamento normalmente associado a defeitos de fabrico, montagem ou de projeto;
- A zona de vida útil, que corresponde a um período em que se verifica a tendência que a taxa de avarias tende a estabilizar, surgindo falhas aleatórias relacionadas com as condições de uso do item. Esta fase ocupa a maior parte da vida do componente e termina no período correspondente à idade de vida nominal T_u ;
- A zona de desgaste, em que se verifica um aumento progressivo da taxa de falha devido ao aparecimento de modos de falha relevantes como a fadiga, corrosão e desgaste. Naturalmente, em termos de fiabilidade, esta fase é evitada.

No que diz respeito ao MTBF, calculado em vida útil do componente, este pode ser obtido pela equação 4, e como se pode verificar, corresponde ao inverso da taxa de falha (GIAGI, 2007):

$$MTBF = \int_0^{\infty} R(t)dt = \frac{1}{\lambda} \quad 4$$

Como mencionado anteriormente, existem vários tipos de manutenção que se adequam às diferentes fases do ciclo de vida de um item. Nesse sentido, existem diversas estratégias de manutenção sendo que, no presente trabalho de investigação, apenas serão abordadas as estratégias de manutenção que têm por base fiabilidade e/ou risco, uma vez que são dois fatores preponderantes no setor aeronáutico e por consequência nas operações aéreas.

2.3.3. Disponibilidade

Tendo em conta a definição de disponibilidade segundo a norma EN 13306 referida anteriormente, é possível afirmar que a disponibilidade permite estimar o tempo que o item pode, efetivamente, ser utilizado. De acordo com a mesma norma, a disponibilidade do item pode ser classificada como disponibilidade instantânea, que é “a probabilidade de um item estar a funcionar devidamente num dado instante, sob certas condições, assumindo que os recursos externos necessários são fornecidos”, ou disponibilidade intrínseca, que consiste na “percentagem de tempo, num determinado período, no qual o item é capaz de cumprir a sua função, quando necessário” (EN 13306, 2017).

Neste estudo será considerada a disponibilidade intrínseca, cuja determinação pode ser feita através da equação 5 (GIAGI, 2007):

$$Disponibilidade = \frac{MTBF}{MTBF + MTTR} \quad 5$$

em que, como já referido anteriormente, MTBF corresponde à média dos tempos entre falhas de um item e MTTR (*Mean Time To Repair*) corresponde à média dos tempos de reparação do item (EN 13306, 2017).

2.3.4. Estratégias de Manutenção- Fiabilidade e Risco

Conforme mencionado anteriormente, existem diversas estratégias de manutenção que podem ser aplicadas consoante os objetivos pretendidos da organização que as pratica, no entanto todas possuem o objetivo comum de otimizar o ciclo de vida do item, reduzir avarias inopinadas e otimizar os custos de manutenção (Kelly, 2002). Em seguida serão enumeradas e descritas de forma sumária algumas estratégias passíveis de serem aplicadas a produtos aeronáuticos, atendendo ao objeto de estudo do presente trabalho, o UAS Raven:

- A *Root-Cause Analysis* (R-CA), é uma metodologia também conhecida como “o método dos cinco porquês” que consiste em determinar as causas das falhas, sendo mais adequado em análises de melhoria contínua (Mobley, 1999).
- A *Critical Analysis* (CA), é uma metodologia aplicada em estudos de risco e de fiabilidade utilizada para avaliar o impacto das falhas de itens, a fim de classificar e priorizar o nível de importância dessas falhas a nível de segurança, impacto ambiental, produção e custo (O’Hanlon, n.d.; Woodhouse & Moss, 1999);
- A *Risk-Based Inspection* (RBI), foi desenvolvida e publicada pelo *American Petroleum Institute* (API), cujos principais objetivos residem na definição e avaliação dos riscos, bem como otimizar os processos de inspeção com base nas probabilidades de falha, e ainda a avaliação das consequências a nível ambiental (API 581, 2016; Bhatia et al., 2019);
- A *Reliability Centered Maintenance* (RCM), uma metodologia que consiste num processo contínuo que combina técnicas de manutenção proativas e reativas, realizando previsões de fiabilidade com base em análises de modos e efeitos de falhas (FMEA), tendo como objetivo determinar qual a política de manutenção mais vantajosa, eficaz e económica a ser aplicada, no que respeita o tipo de falha e consequências associadas, com base em critérios de fiabilidade (Gonçalves, 2016; J. D. A. Marques, 2015; Tavares, 2012);

Tendo em conta o principal propósito desta investigação científica, que reside na otimização da disponibilidade do UAS Raven, existe a necessidade de selecionar uma estratégia que permita, tanto quanto possível, alcançar os resultados pretendidos. Das estratégias de manutenção mencionadas anteriormente, tanto a R-CA como a CA focam-se na determinação das causas das falhas e dos seus impactos, respetivamente, sendo mais adequadas para processos de melhoria contínua e pouco dirigidas para a formulação de ações de mitigação de risco adequadas (F. Silva, 2021; Silvestri et al., 2014), e a RBI, que apesar de permitir a avaliação sistemática dos riscos, é muito vocacionada para a área petrolífera, nomeadamente, os processos de degradação de hidrocarbonetos e formas de mitigação desses mesmos efeitos (API 581, 2016). Por sua vez, a RCM, por fornecer informação detalhada e completa sobre o contexto operacional do equipamento, requer procedimentos exigentes e rigorosos, sendo uma metodologia adequada aos equipamentos cuja falha possa causar consequências graves não só ao nível da segurança do operacional, pessoal e material, bem como para o meio ambiente (Tavares, 2012). Assim, face ao elevado valor operacional do UAS Raven para o Exército Português no contexto atual, quer em território nacional (TN) como em missões internacionais, a disponibilidade deste SA é fundamental e a metodologia RCM, dado os seus objetivos, configura-se como uma estratégia que permitirá alcançar o objetivo principal deste trabalho.

2.4. Estratégias de manutenção aplicadas ao setor aeronáutico

Neste capítulo serão abordadas as estratégias de manutenção aplicadas no setor aeronáutico, nomeadamente: a RCM, apresentado no capítulo anterior e o *Maintenance Steering Group* (MSG-3). O MSG-3 é a metodologia maioritariamente aplicada no ramo da aeronáutica para desenvolver programas de manutenção, e será a metodologia aplicada no presente trabalho. O MSG-3 é uma metodologia baseada no RCM, que também será brevemente abordada neste capítulo, sendo uma ferramenta que, apesar de não ser infalível, permite desenvolver um programa inicial de manutenção programada que cumpra os requisitos de aeronavegabilidade (Ahmadi et al., 2010).

2.4.1. Manutenção Centrada na Fiabilidade (RCM)

A Manutenção Centrada na Fiabilidade foi inicialmente desenvolvida pela indústria aeronáutica americana na década de 60, para colmatar as necessidades desta (Gonçalves, 2016), tendo sido publicado o primeiro relatório por Nowlan e Howard Heap (1978), para o Departamento de Defesa dos Estados Unidos da América, que serviu de base para formular

a estratégia de manutenção MSG-3 (SAE, 1999). Em 1988, John Moubray também se começou a dedicar a esta temática com objetivo de desenvolver uma metodologia mais precisa, tendo como base a RCM original de Nowland e Heap, mas mais robusta e completa (Moubray, 1997). Este define, na obra que escreveu em 1997, a Manutenção Centrada na Fiabilidade como uma metodologia utilizada para determinar os procedimentos a realizar de forma a assegurar que qualquer item continue a executar devidamente a sua função requerida (Moubray, 1997). Em 1999, a SAE, de forma a normalizar o processo de aplicação da metodologia, publica a primeira norma relacionada com a temática, a SAE JA1011 e o guia associado SAE JA1012 (SAE, 1999). Como já mencionado anteriormente, é um processo contínuo que realiza previsões de fiabilidade com base em análises de modo e efeitos de falha e tem como objetivo determinar a política de manutenção mais eficaz a ser aplicada, consoante os tipos de falhas e suas conseqüências (Gonçalves, 2016; J. D. A. Marques, 2015; Tavares, 2012). Para além de permitir desenvolver e otimizar programas de manutenção para sistemas físicos, pode também ser utilizada para efetuar revisões de programas de manutenção já existentes com objetivo de promover a melhoria contínua (F. Silva, 2021).

A RCM fornece uma abordagem passo a passo, de forma a ter em consideração todos os resultados que consegue alcançar, nomeadamente conferir a maior segurança e proteção ambiental, o desempenho operacional melhorado, a maior efetividade do custo de manutenção, a vida útil mais longa de itens de elevado custo, uma base de dados de manutenção completa, a maior motivação das pessoas e o melhor trabalho de equipa (Moubray, 1997).

A metodologia RCM deve assegurar que as seguintes sete questões são respondidas de forma satisfatória, na ordem em que se seguem (Gonçalves, 2016; Moubray, 1997; SAE, 1999):

- a) Quais são as funções e padrões de desempenho do item no seu contexto operacional?
- b) De que forma esse item falha em cumprir as suas funções?
- c) O que causa cada falha funcional?
- d) O que acontece quando ocorre cada falha?
- e) Qual a influência de cada falha?
- f) O que pode ser feito para prevenir cada falha?
- g) O que deve ser feito se não for encontrada uma tarefa preventiva apropriada?

O estudo detalhado das sete questões acima mencionadas permite, de forma estruturada, identificar as funções do equipamento e as falhas funcionais¹², seguido dos modos de falha, efeitos e consequências. Por último, tendo em conta critérios de fiabilidade, custos de manutenção e as consequências dos modos de falha são determinadas as tarefas de manutenção proativas¹³ e/ou reativas¹⁴, que devem ser aplicadas a cada um dos modos de falha identificados (Tavares, 2012). A Figura 7 apresenta de forma sucinta todos os passos do RCM.

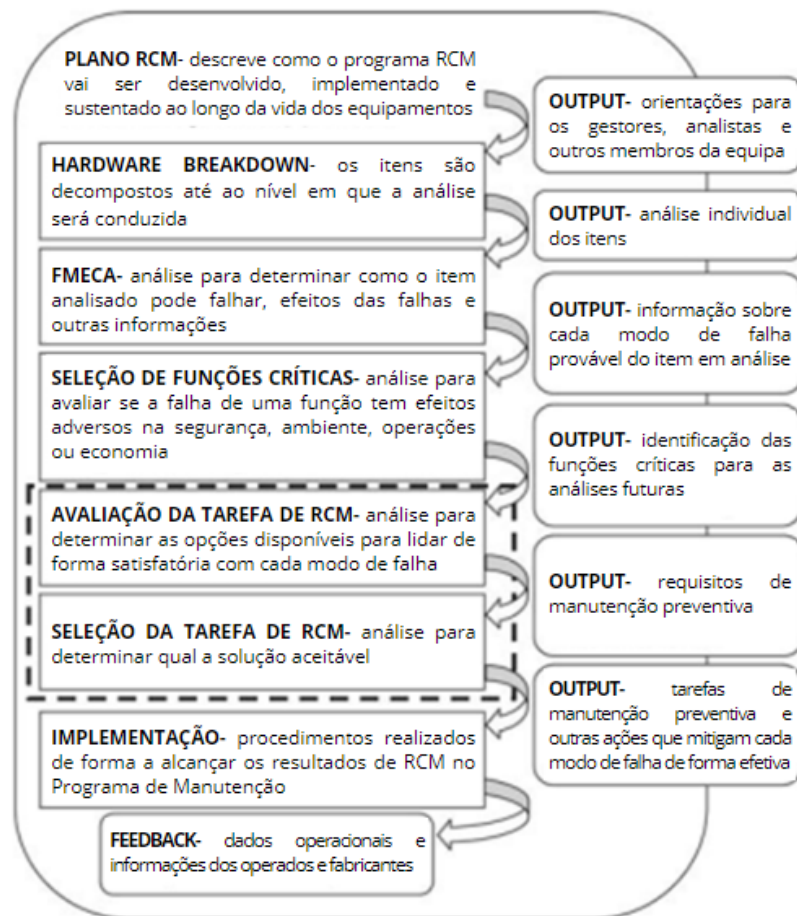


Figura 7- Desenvolvimento de um Programa de Manutenção pela metodologia RCM

Fonte: Adaptado de Ahmadi et al., 2010

¹² Falha funcional é definida como a incapacidade do item cumprir a sua função, face ao padrão de desempenho aceitável pelo utilizador (Tavares, 2012).

¹³ Manutenção proativa é realizada antes da avaria ocorrer, de forma a prevenir a inoperacionalidade do equipamento (Tavares, 2012)

¹⁴ Manutenção reativa é realizada após se verificar a ocorrência da falha (Tavares, 2012)

2.4.2. Análises *Failure Mode and Effect Analysis* (FMEA) e *Failure Mode, Effects and Critical Analysis* (FMECA)

Como se pode constatar na Figura 7, a realização das análises FMEA/FMECA integra o processo RCM. As análises FMEA são análises de risco indutivas que, a partir de um determinado modo de falha, permitem avaliar as causas e efeitos, bem como os meios de detecção e prevenção dos modos de falha e as mitigações dos seus efeitos. Podem ser complementadas com a análise da criticidade desses modos de falhas, designando-se de análises FMECA, permitindo assim caracterizar a importância de cada um dos modos de falha no funcionamento do sistema, bem como o impacto que estes têm sobre a sua fiabilidade e a dimensão das respetivas consequências (S. R. Silva et al., 2006). É uma ferramenta amplamente utilizada em diversas áreas da indústria, incluindo a aeronáutica, e pode ser aplicada em diferentes fases, nomeadamente na fase de conceção e desenvolvimento de projeto (análise FMEA de Projeto) e/ou na fase de execução (análise FMEA de Processo), com objetivo de reduzir as falhas e otimizar os processos (SAE, 1994). Perante os objetivos do presente trabalho, será realizada uma análise FMECA ao UAS Raven RQ-11 B. Na Figura 8 é apresentado um fluxograma que resume as fases constituintes de uma análise FMEA e FMECA.

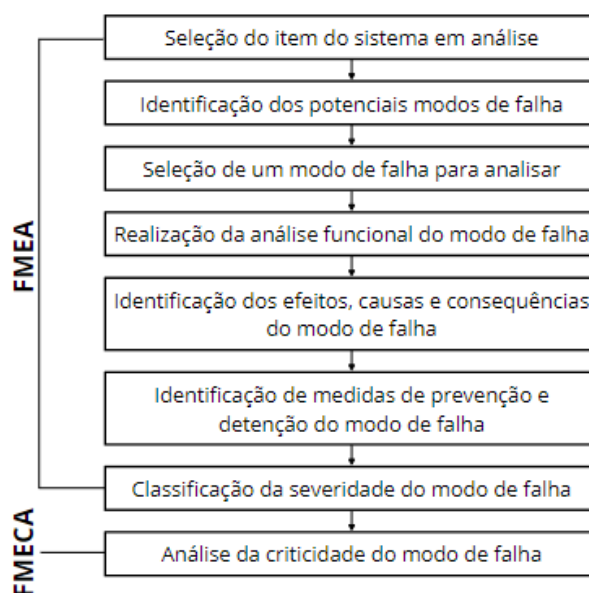


Figura 8- Processo de análise FMEA/FMECA

A análise inicia-se com a seleção do item a analisar, e a identificação dos seus potenciais modos de falha funcionais, que descrevem a forma como o item poderá falhar no sentido de não cumprir os requisitos do processo (SAE, 1994). A seguir, é selecionado um modo de falha, e é realizada a sua análise funcional, onde são listadas as funções e padrões de desempenho do item em contexto operacional (Moubray, 1997). Posteriormente, para esse modo de falha, devem ser identificados os seus efeitos, as causas e as consequências. A análise FMEA culmina com a identificação das medidas de mitigação e dos meios de detecção para esses potenciais modos de falha. Em seguida classifica-se a sua severidade, concluindo-se, assim, a análise da criticidade desse modo de falha (Moubray, 1997; SAE, 1994; S. R. Silva et al., 2006).

No próximo subcapítulo será abordada a metodologia MSG-3, que a par da RCM, é uma metodologia utilizada para garantir a fiabilidade e a segurança das operações no setor aeronáutico.

2.4.3. MSG-3

Nos anos 50, antes do desenvolvimento do *Maintenance Review Board* (MRB)¹⁵, cada operador de uma aeronave recém fabricada era confrontado com a árdua tarefa de desenvolver um programa de manutenção aceitável pela *Federal Aviation Administration* (FAA) (Pontecorvo, 1984), pelo que surgiu a necessidade de desenvolver um processo de lógica de decisão que acompanhasse a complexidade das aeronaves e sistemas, bem como as exigências da eficiência da operação, de modo a manter os níveis de segurança (V. M. M. Correia, 2012).

O primeiro programa de manutenção surge em 1968, denominado MSG-1-*“Maintenance Evaluation and Program Development Document,”*, resultante do esforço conjunto de diversas entidades da área da aviação, incluindo companhias aéreas, fabricantes de aeronaves, fornecedores, representantes da FAA e da *Air Transport Association* (ATA) (Gonçalves, 2016; Intergraph, 2006), tendo sido especificamente concebido para o Boeing 747-100. Pelos resultados positivos que apresentou, levou as companhias a exercer pressão para a possibilidade de que todos os programas de manutenção de novas aeronaves fossem realizadas pelo processo MSG-1 (Intergraph, 2006). Desta forma, em 1970, surge o MSG-

¹⁵ *Maintenance Review Board* (MRB) é um processo normalizado utilizado para desenvolver programas de manutenção e/ou instruções de manutenção programada em conformidade com as entidades reguladoras (EASA, 2010). Inclui a elaboração de relatórios *Maintenance Review Board Reports* (MRBR) onde se esboçam os requisitos mínimos essenciais de manutenção e inspeção programada a utilizar no desenvolvimento dos programas (Ahmadi et al., 2010).

2-“*Airline/Manufacturer Maintenance Program Planning Document*,” uma atualização do MSG-1 aplicável às aeronaves de última geração, Lockheed L-1011 e McDonnell-Douglas DC-10 (Kinnison, 2004). Foi utilizado ao longo de 9 anos, ao fim dos quais a experiência e eventos indicavam que já não estava a ser eficaz, necessitando de uma atualização. É, então, em 1979, que surge o MSG-3-“*Operator/Manufacturer Scheduled Maintenance Development Document*”, um processo de manutenção orientado para a tarefa e com estrutura “*top-down*”, com recurso a árvores de decisão (V. M. M. Correia, 2012; Intergraph, 2006).

O MSG-3 é uma ferramenta que delineia a organização geral e o processo de decisão para determinar os requisitos de manutenção programada iniciais, de forma a preservar a vida útil da aeronave bem como os seus sistemas, e garantindo os níveis de segurança e fiabilidade dos mesmos (Ahmadi & Söderholm, 2008). Incorpora implicitamente os princípios da filosofia RCM para justificar o desenvolvimento de tarefas, mas não os aplica integralmente no que diz respeito a processos de auditoria e fundamentação de tarefas iniciais (Transport Canada, 2014).

Esta metodologia divide as aeronaves em três grupos distintos, nomeadamente:

- Sistemas (*Systems/Powerplant*), onde se compreendem todos os sistemas de controlo, navegação e comunicação, bem como as fontes de energia e equipamentos associados (Gonçalves, 2016);
- Estruturas (*Aircraft Structures*), que consiste em todos os componentes que suportam cargas, tais como as asas, a fuselagem, entre outros;
- Inspeções de zonas (*Zonal Inspections*), que constituem tarefas específicas para análise das instalações das cablagens elétricas (ATA, 2007).

Para cada grupo anteriormente mencionado, a metodologia sugere procedimentos de análise distintos, que serão abordados nos pontos seguintes.

2.4.3.1. Sistemas (*Systems/Powerplant*)

Para os sistemas da aeronave a metodologia MSG-3 sugere que seja realizada uma análise de duas etapas, nomeadamente (ATA, 2007):

- I. A seleção dos itens considerados críticos (MSI- *Maintenance Significant Item*);
- II. A análise de cada MSI ao nível da identificação das suas funções, falhas funcionais, causas das falhas e efeitos das falhas.

Terminadas as duas etapas acima referidas, segue-se a seleção de tarefas de manutenção utilizando uma lógica de decisão que inclui a avaliação da consequência da falha (análise de nível 1) e seleção do tipo específico de tarefa de acordo com a consequência (análise de nível 2).

Para a realização da primeira etapa, a seleção dos MSI, são aplicadas as seguintes questões a uma lista de itens (ATA, 2007):

- a) Poderá a falha ser impercetível ou é provável de não ser detetada pela tripulação durante funções normais?
- b) Poderá a falha afetar a segurança (no solo ou em voo), incluindo os sistemas ou equipamento de segurança/emergência?
- c) Poderá a falha ter impactos operacionais significativos?
- d) Poderá a falha ter impactos económicos significativos?

Todos os itens que obtiverem, pelo menos, uma resposta afirmativa serão considerados “Candidatos a MSI”, procedendo-se à identificação das suas funções, e para cada função determinam-se as possíveis falhas que poderão ocorrer. Consecutivamente, para cada falha funcional são determinados e categorizados os possíveis efeitos, tendo em conta os impactos na segurança do voo, operacional e económica, seguindo a lógica do diagrama da Figura 9:

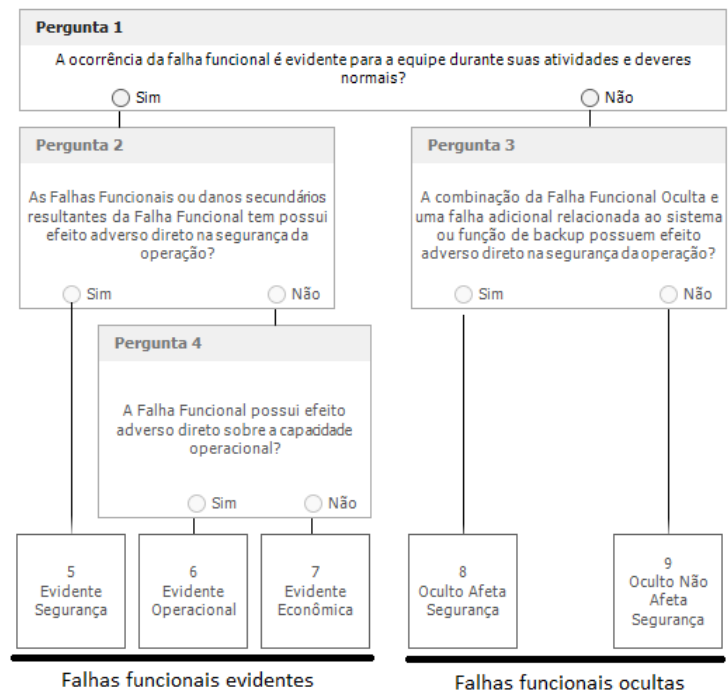


Figura 9- Categorização dos efeitos

Fonte: Adaptado de ATA MSG-3, 2007

Da categorização dos efeitos resulta a classificação das falhas como funcionais evidentes, nomeadamente: segurança evidente, operacional evidente ou económica evidente; ou funcionais ocultas: segurança oculta ou económica oculta (ATA, 2007). A classificação das falhas permite que o processo de seleção da tarefa de manutenção aplicável seja adequado e eficaz (V. M. M. Correia, 2012), pois tem em conta as consequências da falha (Ahmadi & Söderholm, 2008).

Para a seleção da tarefa de manutenção em função das falhas, ATA (2007) sugere que seja seguida lógica dos diagramas da Figura 10, para falhas funcionais evidentes e ocultas, respetivamente:

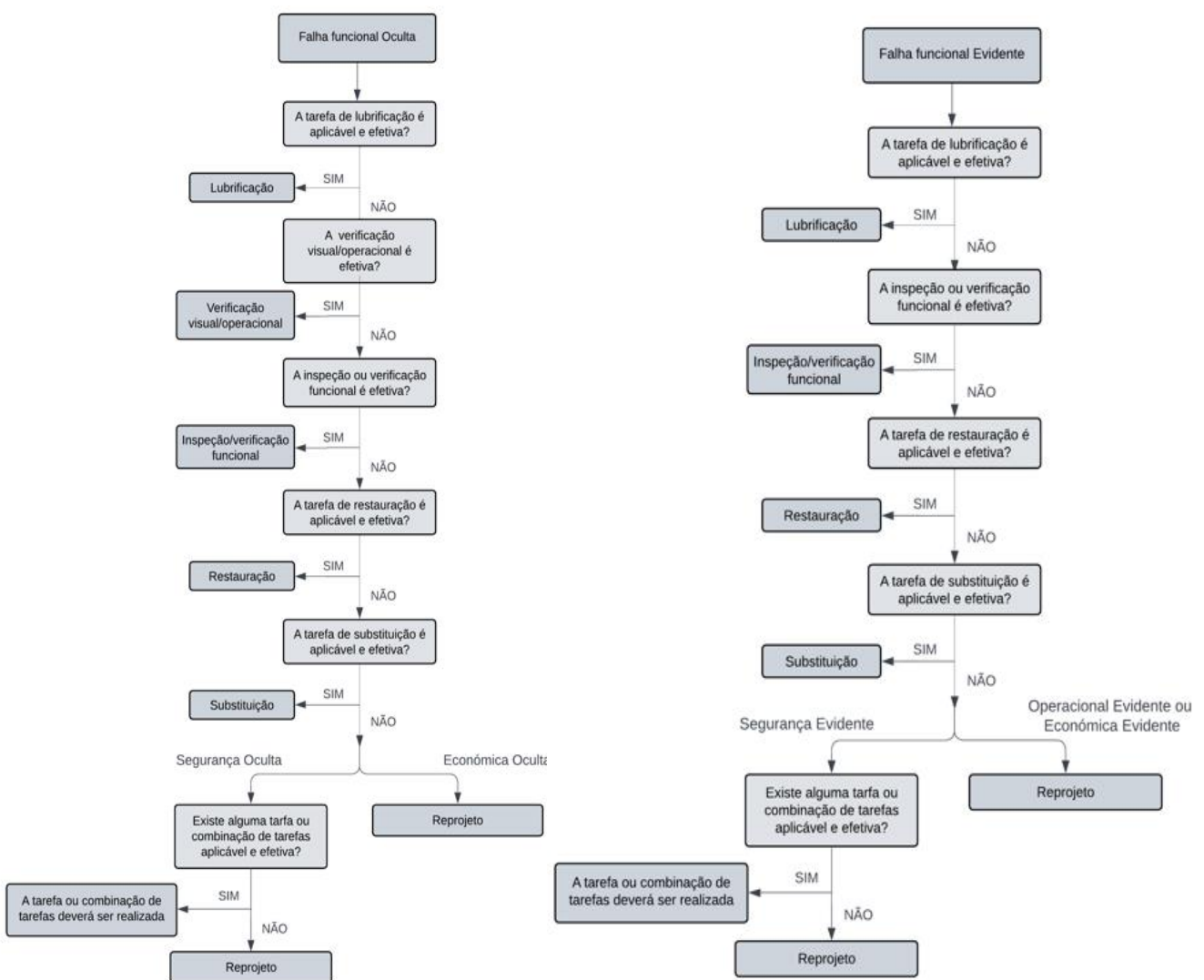


Figura 10- Diagrama de lógica da seleção da tarefa de manutenção

Fonte: Adaptado de ATA MSG-3, 2007

As tarefas de manutenção surgem numa ordem específica de forma que as de resolução mais simples sejam consideradas primeiramente. A seleção da tarefa de manutenção adequada deve ser feita conforme o diagrama, caso a tarefa que surge primeiro não faça sentido ser implementada, deve seguir-se com a avaliação da implementação da tarefa seguinte, e assim sucessivamente até chegar à tarefa de manutenção adequada para o caso em questão.

As tarefas de manutenção recomendadas para os sistemas das aeronaves, à exceção do sistema estrutural, são: a lubrificação, a verificação visual/operacional, a inspeção/verificação funcional, a restauração, a substituição, a combinação de tarefas de manutenção e, em último caso, o reprojeto (ATA, 2007).

No processo de seleção da tarefa de manutenção não é tida em consideração a gravidade das consequências ou a frequência da ocorrência, podendo, por isso, ser considerada uma metodologia conservadora, pois tanto os itens cuja falha é improvável de ocorrer como aqueles em que o risco é tolerável são considerados MSI e alvos de análise (Gonçalves, 2016).

2.4.3.2. Estruturas (*Aircraft Structures*)

De acordo com ATA (2007), a estrutura da aeronave consiste em todos os componentes que suportam cargas, nos quais se inclui as asas, a fuselagem, a empenagem, os apoios de motores, o trem de aterragem, as superfícies de controlo de voo e pontos de ligação.

À semelhança do que acontece com os sistemas, também a análise para estruturas é realizada por várias etapas, sendo a primeira a subdivisão dos componentes de acordo com as consequências da sua falha para a segurança da aeronave (ATA, 2007):

- Estruturas críticas (*Significant Structure Item – SSI*), que podem ou não conter elementos estruturais principais (*Principal Structure Element – PSE*). Os SSI são qualquer componente ou conjunto de componentes cuja falha pode afetar a integridade estrutural necessária para a segurança da aeronave, e os PSE são todos os componentes estruturais cuja falha possui consequências catastróficas;
- Outras estruturas, que são todos os componentes não classificados de SSI.

De forma a desenvolver um programa de manutenção estrutural para manter a aeronavegabilidade inerente durante toda a vida operacional da aeronave de forma eficaz é fundamental realizar uma avaliação inicial das estruturas desta. Essa avaliação inicial

depende do material de fabrico do componente, sendo que para estruturas não metálicas devem ser analisados os efeitos causados por danos acidentais (AD), deterioração ambiental (ED), fadiga (FD) e idade, *Aging deterioration*, e para estruturas metálicas devem ser analisados os efeitos provenientes de deterioração acidental e ambiental, nomeadamente a corrosão (ATA, 2007; Gonçalves, 2016).

As técnicas de manutenção aplicadas às estruturas seguindo a metodologia MSG-3 são (ATA, 2007; EASA, 2011):

- Inspeção Geral Visual (GVI), realizada por meios visuais para detetar danos, falhas ou irregularidades evidentes;
- Inspeção Detalhada (DET), realizada por meios visuais de forma pormenorizada a fim de detetar danos, falhas ou irregularidades;
- Inspeção Especial Detalhada (SDI), realizada com recurso a técnicas e equipamentos de forma a examinar de forma exaustiva um determinado elemento a fim de detetar danos, falhas ou irregularidades não evidentes por meios visuais.

Para além de estabelecer as tarefas de manutenção para as estruturas da aeronave, o programa de manutenção de estruturas, pelo conjunto de análises realizadas, permite também definir de limitações de aeronavegabilidade, que posteriormente seguem para aprovação na autoridade reguladora apropriada (ATA, 2007).

2.4.3.3. Zonas (*Zonal Inspections*)

A inspeção das zonas da aeronave pode ser desenvolvida através da aplicação do procedimento de análise de zonas, após as análises dos sistemas e estruturas terem sido realizadas (ATA, 2007). Este procedimento permite analisar de forma adequada as instalações das cablagens elétricas e, para além de determinar as inspeções zonais, a lógica MSG-3 permite determinar as tarefas de manutenção indicadas para prevenir e minimizar a contaminação e resolver discrepâncias significativas nas instalações elétricas. Estas tarefas específicas podem, posteriormente, ser incluídas nas tarefas previstas para os sistemas e estruturas (ATA, 2007).

À semelhança do que se verifica com os sistemas e as estruturas, também a análise de zonas é realizada por etapas, organizadas por uma sequência lógica, as quais (ATA, 2007):

1. Divisão interna e externa da aeronave como definido em ATA (2014);

2. Para cada zona identificada, elaboração de um documento com informação relevante, nomeadamente a localização, acesso e tamanho da zona, bem como tipo de sistemas e componentes instalados, níveis de potência típicos nos feixes de cabos, etc.

3. Desenvolvimento de tabelas de classificação, tendo em conta a probabilidade de ocorrência de danos, deterioração ambiental e densidade de equipamento instalado, para determinar intervalos de repetição das inspeções;

4. Identificação das zonas que possuam cablagens elétricas e materiais potencialmente combustíveis, de forma simultânea;

5. Realização de análises de zona a fim de determinar as inspeções e tarefas de manutenção mais indicadas para atenuar potenciais danos detetados.

As tarefas de manutenção aplicadas às zonas da aeronave seguindo a metodologia MSG-3 são (ATA, 2007; Gonçalves, 2016):

- GVI, realizada por meios visuais para detetar danos, falhas ou irregularidades evidentes;
- DET, realizada por meios visuais de forma pormenorizada a fim de detetar danos, falhas ou irregularidades;
- Restauração (RS), a fim de repor as condições originais das instalações através de ações de limpeza ou substituição;
- Teste Funcional (FNC), para determinar se o item cumpre as suas funções dentro dos limites especificados.

No que concerne aos intervalos das tarefas de manutenção, estes baseiam-se na suscetibilidade que o equipamento apresenta face ao dano, na quantidade de atividade na zona e na experiência do operador e do fabricante em sistemas e estruturas semelhantes. Para uma determinada zona podem ser identificadas várias tarefas de manutenção, e nesses casos, quanto maior for o acesso requerido, menor será a frequência de inspeção nesta (ATA, 2007).

No capítulo seguinte, será apresentado o objeto de estudo que será utilizado no caso prático que constitui parte do presente trabalho de investigação.

CAPÍTULO 3 – CASO PRÁTICO

Neste capítulo será feita a apresentação do objeto de estudo utilizado neste trabalho de investigação, o UAS Raven RQ-11 B, bem como a descrição da metodologia e procedimentos na realização do estudo. Face ao objetivo da investigação que reside na otimização da disponibilidade do UAS Raven através da análise de fiabilidade dos seus sistemas, a componente prática divide-se em quatro etapas, nomeadamente: a primeira, que consiste na análise da fiabilidade através implementação da metodologia MSG-3 ao UAS Raven; a segunda, que consiste na análise da disponibilidade do sistema de armas em contexto operacional; a terceira, que consiste na aplicação da metodologia SORA às operações do UAS em TN; e a quarta, onde se verifica se o SA cumpre os requisitos de aeronavegabilidade estabelecidos pela AAN para a emissão das LEA.

3.1 O sistema Raven RQ-11 B

O UAS Raven RQ-11 B (Figura 11) é uma aeronave não tripulada utilizada no reconhecimento e vigilância, sendo lançada manualmente. Permite a navegação, a aquisição de alvos, o reconhecimento de terreno e o registo de todas as informações para análise, fornecendo capacidades operacionais ao nível de proteção de forças, aquisição de alvos, segurança de meios e infraestruturas e avaliação de danos de batalha. (AeroVironment, 2020).



Figura 11- Raven RQ-11 B

Fonte: AeroVironment, 2020

No que diz respeito às especificações do sistema, a aeronave pode ser lançada e recuperada manualmente e em qualquer tipo de terreno. Ao possuir aviônicos¹⁶ de aumento de estabilidade, permite a aquisição de imagens de vídeo estáveis. A aeronave possui 140cm de envergadura de asa e 92cm de comprimento, podendo o peso variar entre 2kg e 2,17kg consoante o *payload* que transporte, nomeadamente: EO, IR e montado num cardan (Gimbal¹⁷), respetivamente. Possui uma autonomia de 60-90 minutos e uma altitude normal de funcionamento entre os 45-303m acima do solo. Para navegar utiliza Sistema de Posicionamento Global C-Code, magnetómetro e bússola, podendo ser controlada no ar de forma manual ou automática (AeroVironment, 2020).

Geralmente o sistema é operado por uma equipa de duas pessoas: um Operador de Veículo (VO) e um Operador de Missão (OM), na GCS, que lhes proporciona um elevado nível de controlo ao permitir a monitorização completa da aeronave durante o lançamento, voo e aterragem, bem como dos *payloads* que transporta. O Raven RQ-11 B é, ainda, integrado com um *Data Definition Language* (DDL) para lidar com a disponibilidade do espetro e garantir a segurança da ligação de dados no terreno (AeroVironment, 2020).

Possui cinco modos de voo distintos, nomeadamente:

- Modo MAN, que fornece o controlo manual completo da trajetória de voo da aeronave;
- Modo ALT, que mantém uma altitude comandada pelo operador ao mesmo tempo que permite o controlo lateral completo;
- Modo HOME, que sinaliza à aeronave, que voa em modo automático, para regressar ao ponto de rota HOME;
- Modo LOIT, que sinaliza à aeronave, que voa em modo automático, para permanecer/voar em círculos em torno da localização do CFOV (Centro do Campo de Visão);
- Modo NAV, que dirige a trajetória de voo da aeronave, que voa em modo automático, para um conjunto de pontos de rota pré-programados;

Para cumprir as funções para as quais foi projetado e desenvolvido, o sistema é composto por vários subsistemas e componentes que serão abordados nos parágrafos seguintes.

¹⁶ Designam-se por aviónica todo o equipamento eletrónico a bordo das aeronaves (J. C. M. Correia, 2018)

¹⁷ Gimbal é um *payload* que inclui uma câmara EO com quatro níveis de zoom, uma câmara IR com um nível de zoom e ainda um laser de infravermelhos, e permite a visualização do campo de visão (Field of View- FOV) em diversos ângulos regulados pelo operador através de um joystick (AeroVironment, 2020).

3.2 Composição do sistema

De uma forma geral, o sistema Raven RQ-11 B pode ser decomposto em três subsistemas: aeronave, GCS e acessórios, sendo que os acessórios, por serem de uso opcional, não serão abordados neste ponto.

No que diz respeito à aeronave, é composta por vários componentes, designadamente (AeroVironment, 2019): estojo flexível; caderneta de voo; asa direita; asa central; asa esquerda; cauda (*Tailboom*); estabilizador; bateria do GPS; bateria da aeronave; sensores aviônicos, nomeadamente acelerómetro, giroscópio e magnetómetro; e *payload*.

Na Figura 12 encontram-se ilustrados os componentes acima mencionados.

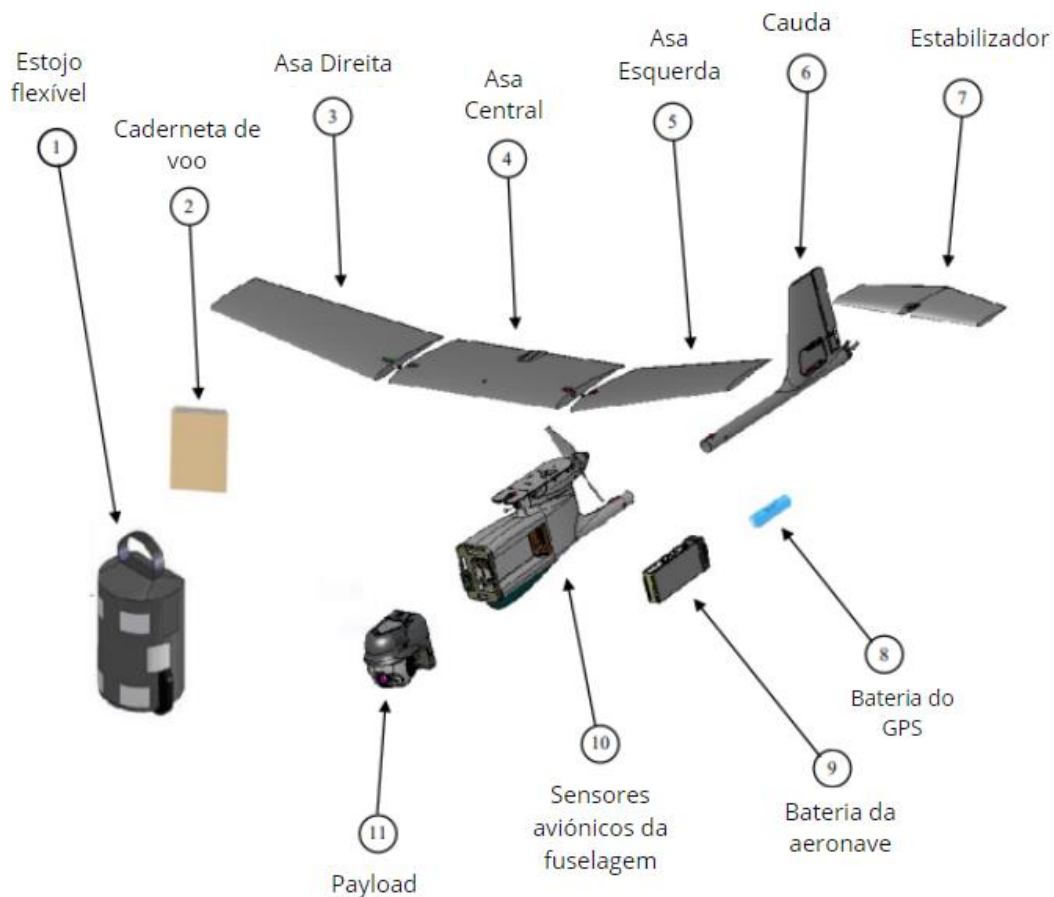


Figura 12- Componentes da aeronave

Fonte: Adaptado de AeroVironment, 2019

No que diz respeito ao *payload*, importa referir que o Exército Português não adquiriu a câmara IR (Figura 13 (2)), e que a câmara eletro-ótica (Figura 13(1)) apenas é utilizada para fins de treino, pelo que não serão incluídas no estudo. A nível operacional apenas se utiliza a *Gimbal* (Figura 13 (3)).



Figura 13- Câmera eletro-ótica (1), infravermelhos (2) e Gimbal (3), respetivamente

Fonte: AeroVironment, 2019

A nível de comunicações da aeronave, esta contém uma antena integrada alocada na estrutura da cauda e um amplificador de antena na fuselagem.

A cauda e a fuselagem são subsistemas que integram o subsistema da aeronave. No caso da cauda, uma vez que é nesta que o estabilizador é montado, integra vários componentes para esse efeito, nomeadamente: o *tailboom*, o *stabilator horn*, o *rudder pushrod*, o *stabilator pushrod*, o *rudder* (leme de direção) e o pino pivôt, conforme ilustrado na Figura 14.

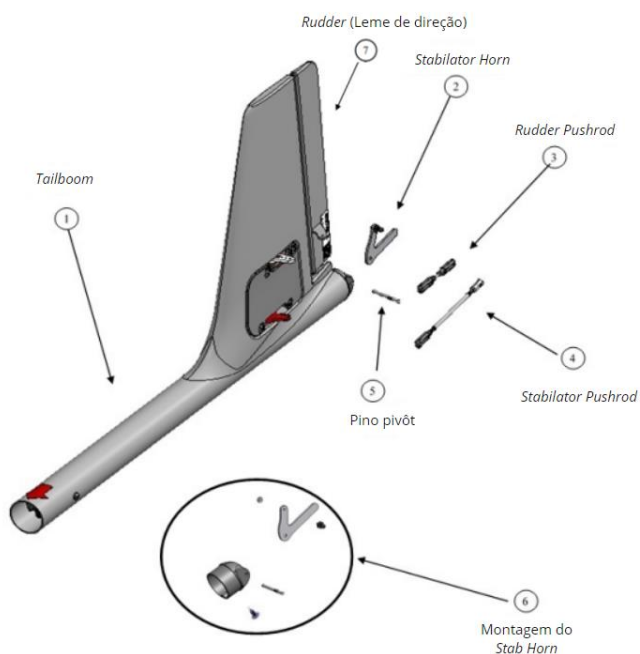


Figura 14- Componentes da cauda

Fonte: Adaptado de AeroVironment, 2019

Apesar de não ser visível na Figura 14, a cauda contempla ainda o suporte do estabilizador (Figura 15), e servomotores (Figura 16).

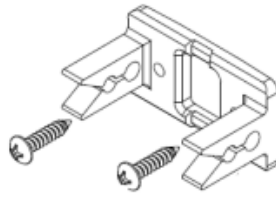


Figura 15- Suporte do estabilizador

Fonte: AeroVironment, 2019

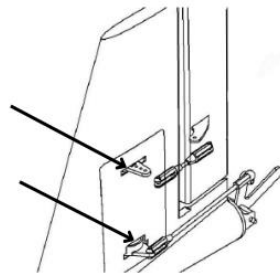


Figura 16- Servo-motores do Estabilizador e Rudder

Fonte: Adaptado de AeroVironment, 2019

No caso da fuselagem, esta também integra vários componentes, designadamente o tubo de pitot, a hélice, o *spinner cone*, o *spinner nut* e o parafuso de *nylon*, conforme sugere a Figura 17:

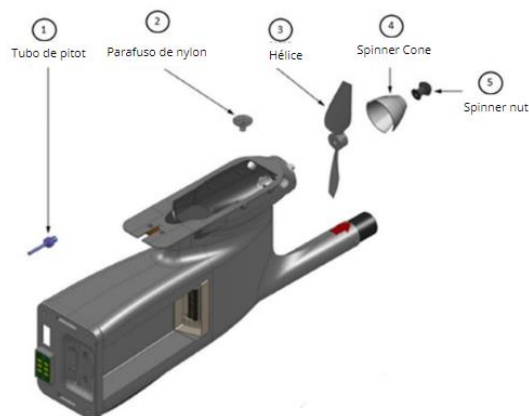


Figura 17- Componentes da fuselagem

Fonte: Adaptado de AeroVironment, 2019

No que concerne ao segmento terrestre, o UAS contempla uma GCS, que inclui uma antena direcional, uma antena omnidirecional, um cabo RF, uma unidade HUB, um comando manual com protetor e uma bateria de GCS, conforme ilustrado na Figura 18. Pode ainda ser otimizada com recurso a um computador portátil com cabo de Ethernet.

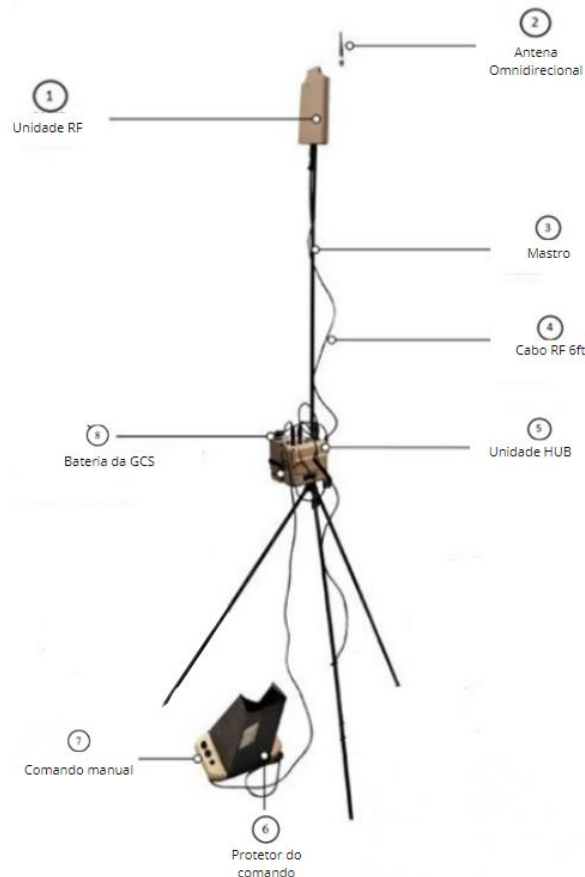


Figura 18- Componentes da GCS

Fonte: Adaptado de AeroVironment, 2019

Todos os componentes anteriormente mencionados desempenham funções fundamentais para permitir o funcionamento do sistema, que serão apresentadas em seguida.

3.3 Análise da fiabilidade através da aplicação da metodologia MSG-3 ao sistema Raven RQ-11 B

Neste subcapítulo são descritas as etapas seguidas na implementação da metodologia MSG-3 ao sistema Raven RQ-11 B, nomeadamente a análise funcional, a análise dos modos de falha, a análise dos efeitos da falha e, por fim, a análise de risco.

3.3.1 Identificação das funções

Todos os componentes do sistema contribuem para o desempenho do UAS ao nível do cumprimento das suas funções principais, que, de acordo com NASA (2007) podem ser analisadas numa perspetiva *top-level*, e que são as seguintes:

- Voar, que inclui ações relacionadas com o voo da aeronave, bem como o seu movimento no solo, comando e controlo e gestão de subsistemas;
- Navegar, que inclui ações relacionadas com a gestão e execução do plano de voo;
- Comunicar, de forma a garantir a comunicação no sistema, entre aeronaves e com o Controlo de Tráfego Aéreo;
- Mitigar, que inclui ações para lidar e evitar com potenciais eventos perigosos, tais como o tráfego, objetos no solo, condições meteorológicas ou outras contingências.

Para garantir o cumprimento das funções principais, os sistemas do UAS podem ser categorizados por capítulos, conforme é sugerido pela publicação técnica S1000D da *Aerospace, Security and Defence Industries Association of Europe* (AECMA), sendo que cada capítulo diz respeito a um sistema (AECMA, 1999). No entanto, para efetuar essa categorização de forma adequada, a identificação das funções dos componentes deve ser previamente efetuada.

Na Tabela 7 são apresentados os componentes do sistema Raven RQ-11 B considerados relevantes para análise, bem como a respetiva função que desempenham.

Tabela 7- Componentes do Raven e respetivas funções

Nome	Função	
Comando manual	Comunicar com a GCS; Controlar a aeronave; Visualizar imagens.	
Bateria da GCS	Fornecer energia à GCS	
Antena direcional	Comunicar bidireccionalmente entre a aeronave e o operador	
Antena Omnidirecional	Comunicar bidireccionalmente entre a aeronave e o operador	
Cabo RF	Conectar unidade RF ao HUB	
Unidade HUB	Comunicar entre a aeronave o comando manual, computador e unidade RF; Acoplar bateria da GCS; Carregar dados digitais de elevação do terreno (DTED)	
Computador	Planear missão através do software FalconView; Controlar missão através do software FalconView.	
Cabo Ethernet	Permitir transferência de dados do computador para o HUB	
Dispositivo GPS	Adquirir medidas precisas de localização geográfica e geodésica.	
Bateria do GPS	Fornecer energia ao GPS	
Magnetómetro	Medir intensidade e direção do campo magnético;	
Tubo pitot	Medir a velocidade do ar.	
Bateria da aeronave	Fornecer energia aos sistemas da aeronave	
Acelerómetro	Controlar aceleração da aeronave	
Giroscópio	Controlar a taxa de rotação da aeronave	
Piloto automático	Controlar o voo de forma automática	
Antena do UAV	Comunicar com a GCS	
Amplificador de antena	Aumentar a potência do sinal	
Gimbal	Câmara EO	Capturar imagens; Capturar vídeos.
	Câmara IR	Detetar radiação IR; Capturar imagens térmicas.
	Designador laser	Designar objetivos (através da emissão de pulsos de luz laser)
Fuselagem	Sustentar a aeronave durante o voo; Acoplar a bateria; Acoplar a hélice; Acoplar o payload.	
Asa direita	Estabilizar a aeronave durante o voo	
Asa central	Estabilizar a aeronave durante o voo	
Asa esquerda	Estabilizar a aeronave durante o voo	
<i>Stabilator pushrod</i>	Regular amplitude de movimento do estabilizador	
Suporte do estabilizador	Montar o estabilizador	
Estabilizador (superfície de voo)	Fornecer estabilidade longitudinal à aeronave	
<i>Rudder</i> (superfície de voo)	Fornecer estabilidade da aeronave em torno do eixo vertical	
<i>Rudder pushrod</i>	Regular amplitude de movimento do <i>rudder</i>	
Servo motores	Permitir o movimento do estabilizador; Permitir o movimento do <i>rudder</i> .	
Hélice	Gerar força de propulsão	
<i>Spinner Cone</i>	Fixar a hélice	
<i>Spinner Nut</i>	Fixar o <i>spinner cone</i>	
Motor	Converter energia elétrica da bateria em energia mecânica para a hélice	

Após a identificação das funções de cada componente do sistema é, então, possível alocar cada um dos componentes identificados no capítulo ATA em que se insere, conforme sugerido pela publicação técnica da AECMA (1999) e apresentado na Tabela 8.

Tabela 8- Capítulos S1000D aplicáveis ao Raven

Número do Sistema ATA	Nome do Sistema ATA	Componentes
ATA 22	AUTOFLIGHT	- Sensores inerciais (acelerómetros, giroscópios), piloto automático
ATA 24	ELECTRICAL POWER	- Baterias da aeronave, baterias do GPS, baterias da GCS
ATA 27	FLIGHT CONTROL	- Comando manual
ATA 34	NAVIGATION	- GPS, magnetómetro, tubo pitot
ATA 43	TACTICAL COMMUNICATIONS	- Antena Omni, unidade RF, cabo RF, unidade HUB, cabo de Ethernet, antena integrada, amplificador de antena
ATA 53	FUSELAGE	- Fuselagem
ATA 55	STABILIZERS	- Estabilizador horizontal (e respetivos componentes: clip do estabilizador, <i>stabilator pushrod</i> , <i>stabilator horn</i>), <i>rudder</i> (e respetivos componentes: <i>rudder pushrod</i>)
ATA 57	WINGS	- Asa esquerda, asa central, asa direita
ATA 61	PROPELLER/ROTOR	- Hélice, spinner nut, spinner cone
ATA 70	ENGINE	- Motor elétrico
ATA 93	SURVEILLANCE	- Computador, <i>payloads</i> (Gimbal)

Fonte: Adaptado de AECMA, 1999

A identificação dos capítulos ATA permite catalogar os vários sistemas existentes no UAS em estudo e constitui a base para estabelecer a sua arquitetura interna, conforme apresentado na Figura 19.

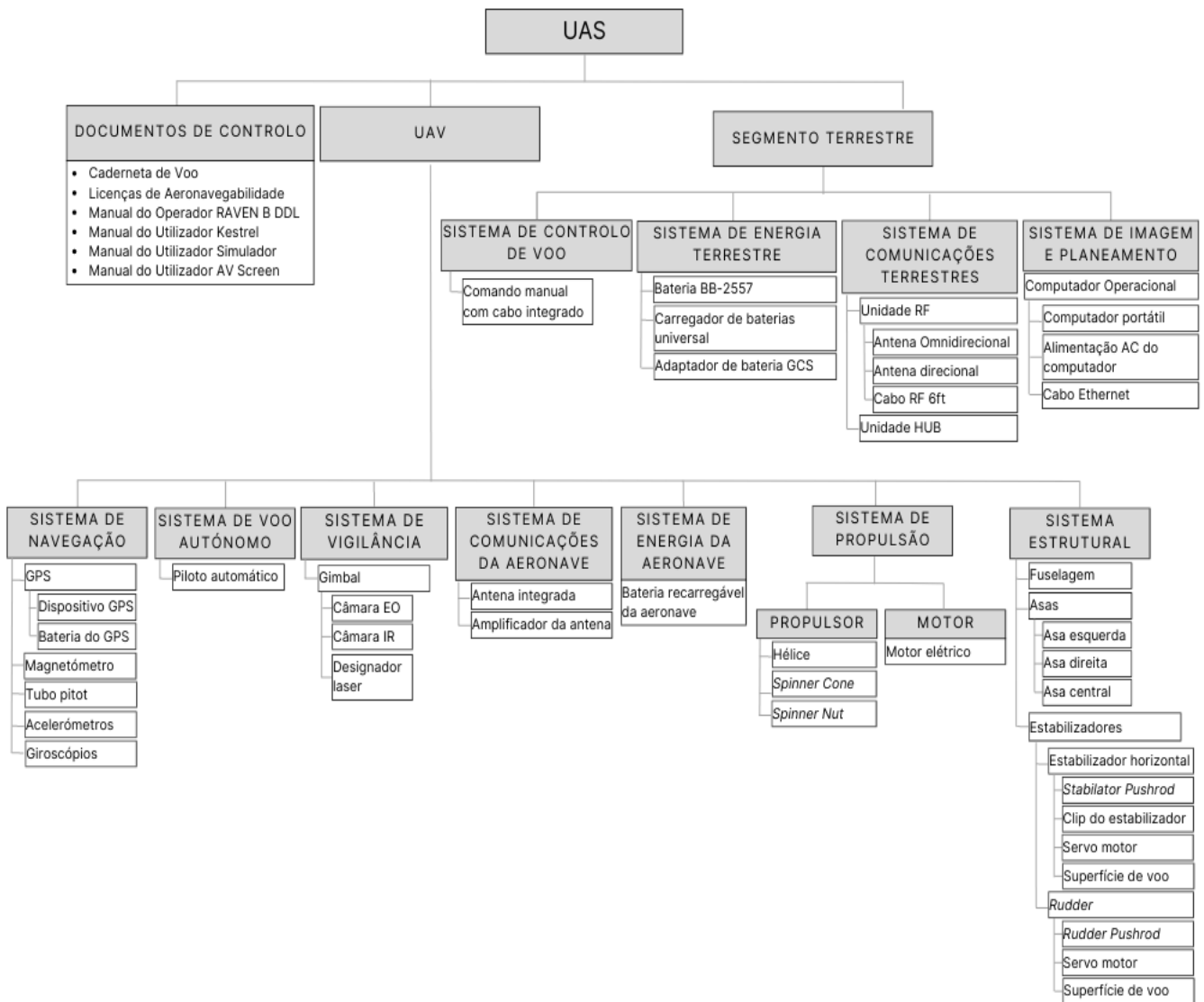


Figura 19- Arquitetura interna do Raven RQ-11 B

A partir da arquitetura interna do sistema é possível identificar claramente a relação hierárquica dos componentes que o constituem. A arquitetura de sistemas possui 4 níveis, sendo:

- O primeiro nível corresponde ao sistema aéreo em estudo, neste caso o UAS Raven RQ-11 B;
- O segundo nível hierárquico engloba três subsistema, designadamente: os documentos de controlo, o segmento terrestre e subsistema da aeronave;
- O terceiro nível hierárquico integra os seguintes subsistemas:

- O subsistema de segmento terrestre que contém o sistema de controlo de voo, o sistema de energia terrestre, o sistema de comunicações terrestre e o sistema de imagem e planeamento;

- O subsistema do UAV, que contempla o sistema de navegação, o sistema de voo autónomo, o sistema de vigilância, o sistema de comunicações da aeronave, o sistema de energia da aeronave, o sistema de propulsão e o sistema estrutural.

- O quarto nível hierárquico agrega componentes e conjuntos de componentes, como é o caso do GPS, da Gimbal, do propulsor, das asas e dos estabilizadores.

Após terem sido identificados os constituintes dos sistemas e respetivas funções, os capítulos ATA nos quais se inserem e ter sido definida a arquitetura interna do objeto de estudo, segue-se a realização da sua análise FMEA, que consiste na identificação de falhas funcionais, causas e efeitos para cada componente.

3.3.2 Análise FMEA

Para realizar uma análise funcional de um sistema é necessário identificar previamente as suas fronteiras, isto é, os componentes que fazem parte do sistema e que serão alvo de análise (F. Silva, 2021), tal como foi realizado no ponto anterior.

A análise funcional do sistema consiste na identificação das falhas funcionais do mesmo, isto é, os possíveis cenários que podem levar à incapacidade do componente cumprir a sua função (Moubray, 1997), devendo ser consideradas não só as falhas funcionais já verificadas nos antecedentes, mas também outras falhas funcionais hipotéticas, ainda que não tenham sido verificadas no passado, de forma a prever o máximo de situações possível.

Neste ponto, de forma a obter uma análise o mais detalhada possível, a identificação de potenciais falhas funcionais, e a posterior identificação de possíveis causas e efeitos, foi realizada com base nos *failure reports* disponíveis realizados ao longo dos 4 anos de serviço do UAS (2019-2022) e recorrendo ao conhecimento de peritos, neste caso, operadores especializados com experiência em missões na RCA, possibilitando assim uma visão mais abrangente e rica do ponto de vista dos possíveis problemas que se podem verificar no decorrer da operação desse SA.

A análise funcional do sistema foi efetuada até ao quarto nível hierárquico do mesmo, de forma a obter uma análise com um maior grau de detalhe e uma vez que é o nível que contém os componentes suscetíveis de serem reparados e/ou substituídos.

Na Tabela 9 é apresentado um exemplo de uma análise realizada, neste caso para a asa central, em que são descritas as funções do componente bem como as várias falhas funcionais passíveis de ocorrer.

Tabela 9- Análise funcional da asa central

Função	Falha funcional
Estabilizar a aeronave durante o voo	Não estabiliza a aeronave durante o voo
	Estabiliza a aeronave durante o voo de forma parcial

O mesmo procedimento foi realizado para todos os componentes do sistema considerados relevantes para análise e podem ser consultados no Apêndice A.

Após realizar a análise funcional do sistema, procedeu-se à identificação dos modos de falha para cada um dos componentes considerados para análise. Como já referido anteriormente, para proceder à identificação dos modos de falha foi utilizada a informação presente nos *failure reports* e o parecer dos operadores, tendo sido ainda efetuada uma análise crítica de engenharia de forma a complementar a análise o mais possível.

Na Tabela 10 é apresentado um exemplo da identificação dos modos de falhas para a asa central. O processo foi igualmente repetido para todos os componentes sujeitos a análise e podem, também, ser consultados no Apêndice A.

Tabela 10- Análise dos modos de falha da asa central

Função	Falha funcional	Modos de falha
Estabilizar a aeronave durante o voo	Não estabiliza a aeronave durante o voo	Montagem inadequada
		Zona de encaixe à fuselagem danificado (não permite a montagem)
	Estabiliza a aeronave durante o voo de forma parcial	Estrutura danificada devido a choques/impactos durante o voo (Ex: pássaros) ou na aterragem
		Estrutura danificada (mas parcialmente funcional) devido a choques/impactos durante o voo (Ex: pássaros) ou na aterragem
		Zona de encaixe à fuselagem danificado (mas permite a montagem)
		Estrutura com fissuras

Finda a análise funcional e identificação dos modos de falha, segue-se a descrição e análise dos efeitos da falha, uma etapa relevante na medida em que serve de base para a

posterior análise do risco. À semelhança das anteriores, também a análise dos efeitos da falha é realizada para cada falha funcional.

A metodologia MSG-3 categoriza os efeitos da falha de acordo com o impacto para a segurança do voo, operacional e económico, mas face ao objetivo do estudo em questão, deu-se primazia à análise do impacto dos efeitos para a segurança do voo.

Na Tabela 11 é apresentado um exemplo da identificação dos efeitos da falha para a asa central, tendo sido o processo igualmente aplicado a todos os componentes em análise e poderá ser consultado no Apêndice A.

Tabela 11- Análise FMEA da asa central

Função	Falha funcional	Modos de falha	Efeitos da falha	
Estabilizar a aeronave durante o voo	Não estabiliza a aeronave durante o voo	Montagem inadequada	Perda total da aerodinâmica, risco de queda descontrolada	
		Zona de encaixe à fuselagem danificado (não permite a montagem)	Situação verificável em terra, asa INOP, não pode ser utilizada para realizar o voo	
		Estrutura danificada devido a choques/impactos durante o voo (Ex: pássaros) ou na aterragem	Transmissão de vibrações e perda de aerodinâmica	
	Estabiliza a aeronave durante o voo de forma parcial	Estrutura danificada (mas parcialmente funcional) devido a choques/impactos durante o voo (Ex: pássaros) ou na aterragem		Afeta a aerodinâmica pela transmissão de vibrações e poderá conduzir à queda da aeronave
			Zona de encaixe à fuselagem danificado (mas permite a montagem)	Risco de perda do componente durante o voo podendo levar a queda descontrolada
			Estrutura com fissuras	Voo instável devido à transmissão de vibrações

3.3.3 Análise da criticidade

A análise do risco realizada neste trabalho consiste numa análise qualitativa cujo objetivo reside em quantificar o risco associado a cada modo de falha identificado para os componentes anteriormente apresentados do sistema Raven RQ11-B.

Segundo a norma NATO (2014) para os requisitos de aeronavegabilidade de *light* UAS, a avaliação do risco é realizada através de uma matriz (Figura 20) que relaciona a probabilidade de ocorrência com o nível de severidade da falha. A probabilidade de ocorrência pode ser categorizada da seguinte forma (Tabela 12):

Tabela 12- Probabilidade de ocorrência

Probabilidade	Definição qualitativa	Definição quantitativa
Frequente	Expectável que ocorra de forma rotineira	Expectável que ocorra aproximadamente 10 ou mais vezes por mês
Provável	Expectável que ocorra com frequência	Expectável que ocorra aproximadamente entre 1 a 10 vezes por mês
Remoto	Não expectável que ocorra com frequência	Expectável que ocorra 1 vez por mês
Extremamente remoto	Expectável que ocorra raramente	Expectável que ocorra 1 vez por ano
Extremamente improvável	Improvável de ocorrer, mas não impossível	Expectável que ocorra menos de 1 vez por ano

Adaptado de FAA, 2019

O conceito de “condição de falha” surge neste contexto como a condição com efeitos diretos e/ou indiretos na aeronave e sua tripulação, causada por falhas antecedentes, tendo em consideração a fase de voo, as condições operacionais adversas, ambientes relevantes e outros eventos externos (Gonçalves, 2016; SAE, 1996a). Desta forma, as condições de falha podem ser classificadas de acordo com o nível de severidade, apresentados na Tabela 13.

Tabela 13- Níveis de severidade

Nível de severidade	Definição
Menor	Condições de falha que não reduzem significativamente a segurança do sistema e envolvem ações do operador dentro das suas capacidades. Pode implicar ligeira redução das margens de segurança ou das capacidades funcionais da aeronave e ligeiro aumento na carga de trabalho do operador
Maior	Condições de falha que isoladamente ou em conjunto com aumento da carga de trabalho do operador resultam, no pior cenário, na aterragem de emergência do UAV num local pré-definido, sendo expectável que não ocorram lesões graves OU Condições de falha que podem potencialmente resultar em danos para o operador ou pessoal em terra
Perigoso	Condições de falha que isoladamente ou em conjunto com o aumento de carga de trabalho do operador resultam, no pior cenário, no término controlado da trajetória ou aterragem forçada, conduzindo à potencial perda do UAV, sem fatalidades expectáveis OU Condições de falha que podem potencialmente resultar em ferimentos graves para o operador ou pessoal em terra
Catastrófico	Condições de falha que, no pior cenário, resultam, pelo menos num voo não controlado ou em colisões não controladas, podendo potencialmente resultar em fatalidades OU Condições de falha que podem potencialmente resultar em fatalidades para o operador ou pessoal em terra

Fonte: NATO, 2014

A matriz de risco (Figura 20) combina os dois fatores acima mencionados, permitindo identificar se o risco inerente a um determinado modo de falha é aceitável no que diz respeito à segurança das operações.

Severidade \ Probabilidade	(1) Menor	(2) Maior	(3) Perigoso	(4) Catastrófico
(A) Frequente	1A	2A	3A	4A
(B) Provável	1B	2B	3B	4B
(C) Remoto	1C	2C	3C	4C
(D) Extremamente remoto	1D	2D	3D	4D
(E) Extremamente improvável	1E	2E	3E	4E
	Risco aceitável			
	Risco não aceitável			

Figura 20- Matriz de risco

Fonte: NATO, 2014

Para a quantificação do risco associado a cada modo de falha recorreu-se ao Método de *Delphi*, um método qualitativo de resolução consensual de questões de opinião (Facione, 1990) e que, para a correta aplicação devem ser reunidos alguns fatores, nomeadamente a seleção de um painel de peritos adequada tendo em conta os objetivos do estudo (Grime &

Wright, 2016), a aplicação de questionários apropriados (Facione, 1990) bem como a análise das respostas de forma estruturada e adequada até que se atinjam os níveis de consenso pretendidos para as respostas (J. B. V. Marques & Freitas, 2018).

As etapas do Método de Delphi são apresentadas na Figura 21. Na prática, consiste na realização de uma série de rondas em que o painel de peritos deve responder a questionários (Habibi et al., 2014), dos quais tem acesso aos resultados consolidados e recebem *feedback* relativamente às tendências e aos pontos discordantes no fim de cada ronda (Landeta, 2006), e o procedimento é repetido até que seja atingido o consenso nas respostas.

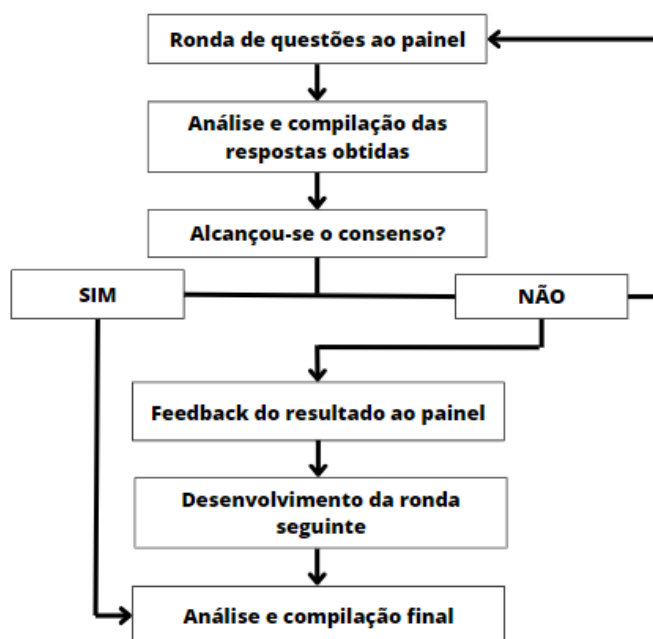


Figura 21- Etapas do método de Delphi

Fonte: Adaptado de Habibi et al., 2014

Para a determinação da existência de consenso existem vários critérios, no entanto, seja qual foi o critério selecionado para a análise, deve ser escolhido antes de iniciar o estudo (R. F. Silva & Tanaka, 1999). Na presente investigação considerou-se o critério definido por Osborne et al (2003) que considera que o consenso é atingido quando pelo menos dois terços dos inquiridos classificam um item com quatro ou cinco na escala de Likert de cinco pontos (Figura 22).

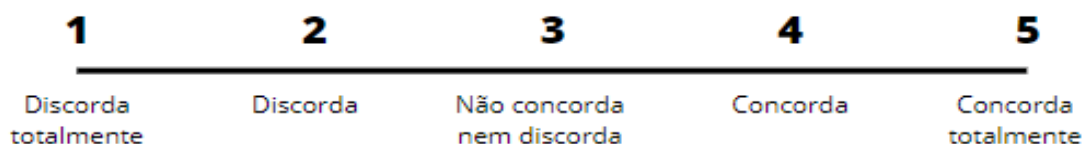


Figura 22- Escala de Likert de 5 pontos

Fonte: Adaptado de Rinker, 2014

Tendo sido, então, aplicado o Método de *Delphi* até se obter o consenso, foi possível estabelecer a matriz de risco inicial, cujo resultado é apresentado na Figura 23.

Nível de Ocorrência Inicial	Severidade Inicial			
	1 - Menor	2 - Maior	3 - Perigoso	4 - Catastrófico
5 - Frequente				
4 - Provável	2			
3 - Remoto	7	13	11	20
2 - Extremamente remoto	17	21	21	26
1 - Extremamente improvável	35	60	27	26

Figura 23- Matriz de risco inicial

Para todos os componentes cujo risco foi considerado inaceitável foram introduzidas ações de mitigação e/ou tarefas de manutenção para reduzir a severidade dos efeitos e/ou a frequência de ocorrência, com o propósito de alcançar um nível de risco aceitável. Devido à quantidade de componentes analisados, em seguida será apresentado um excerto da análise de risco para a asa central, estando apresentadas na totalidade no Apêndice A.

Tabela 14- Análise FMECA da asa central

Função	Falha Funcional	Efeito	Si	Modo de Falha	Ações para Mitigação dos Efeitos	Oi	(SxO) i	Sr	Or	(SxO)r
Estabilizar a aeronave durante o voo	Não estabiliza a aeronave	Perda total da aerodinâmica, risco de queda descontrolada	4	Montagem inadequada	Cumprimento do procedimento de montagem dos equipamentos	3	12	3	1	3
		(situação verificável em terra) Asa INOP, não pode ser utilizada para realizar o voo	1	Zona de encaixe à fuselagem danificado (não permite a montagem)		3	3			
		Transmissão de vibrações e perda de aerodinâmica	4	Estrutura danificada devido a choques/impactos durante o voo (Ex: pássaros) ou na aterragem	Em caso de perda de aerodinâmica encaminhar a aeronave para que a queda seja realizada numa zona segura que não coloque em risco vidas humanas	3	12	3	1	3
Estabiliza parcialmente a aeronave		Voo instável devido à transmissão de vibrações	3	Estrutura com fissuras	Em caso de voo instável encaminhar a aeronave para que a queda seja realizada numa zona segura que não coloque em risco vidas humanas	3	9	2	1	2
		Risco de perda do componente durante o voo podendo levar a queda descontrolada	4	Zona de encaixe à fuselagem danificado (mas permite a montagem)	Em caso de perda de componente tentar encaminhar a aeronave para que a queda seja realizada numa zona segura que não coloque em risco vidas humanas	2	8	3	2	6
		Afeta a aerodinâmica pela transmissão de vibrações e poderá conduzir à queda da aeronave	4	Estrutura danificada (mas parcialmente funcional) devido a choques/impactos durante o voo (Ex: pássaros) ou na aterragem	Em caso de perda de aerodinâmica encaminhar a aeronave para que a queda seja realizada numa zona segura que não coloque em risco vidas humanas	3	12	3	1	3

Em conjunto com as ações de mitigação foram, em alguns casos, propostas também tarefas de manutenção, sendo apresentado um excerto na Figura 24.

Nome	1.2.6.2.3 - Asa central			FEC
Função	1 - Estabilizar a aeronave durante o voo			-5- Evidente Segurança
Falha Funcional	1 - Não estabiliza a aeronave			
Efeito	1 - Perda total da aerodinâmica, risco de queda descontrolada			
Modo de Falha	1 - Montagem inadequada			
Pergunta		Sim	Não	Explicação
5A: A tarefa de lubrificação ou conservação é aplicável e efetiva?			X	
5B: A tarefa de inspeção ou verificação funcional para detetar degradação de uma função é aplicável e efetiva?		X		
5C: A tarefa de restauração/recuperação para reduzir a taxa de falhas é aplicável e efetiva?			X	
5D: A tarefa de descarte para evitar falhas ou reduzir a taxa de falhas é aplicável e efetiva?			X	
5E: Há alguma tarefa ou combinação de tarefas que podem ser aplicável e efetiva?			X	
#	Nome da Tarefa	Tipo de Tarefa		
1	Dupla verificação da correta montagem do equipamento antes de cada operação	VCK		
Nome	1.2.6.2.3 - Asa central			FEC
Função	1 - Estabilizar a aeronave durante o voo			-5- Evidente Segurança
Falha Funcional	1 - Não estabiliza a aeronave			
Efeito	1 - Transmissão de vibrações e perda de aerodinâmica			
Modo de Falha	3 - Estrutura danificada devido a choques/impactos durante o voo (Ex: pássaros) ou na aterragem			
Pergunta		Sim	Não	Explicação
5A: A tarefa de lubrificação ou conservação é aplicável e efetiva?			X	
5B: A tarefa de inspeção ou verificação funcional para detetar degradação de uma função é aplicável e efetiva?		X		Verificação da integridade do componente antes e após cada operação
5C: A tarefa de restauração/recuperação para reduzir a taxa de falhas é aplicável e efetiva?			X	
5D: A tarefa de descarte para evitar falhas ou reduzir a taxa de falhas é aplicável e efetiva?		X		Substituição em caso de deteção de anomalias
5E: Há alguma tarefa ou combinação de tarefas que podem ser aplicável e efetiva?			X	
#	Nome da Tarefa	Tipo de Tarefa	Intervalo designado	
1	Inspeccionar a estrutura antes e depois de cada operação	GVI	1 ciclo	
2	Substituição do componente em caso de identificação de anomalias	DIS	Variável consoante o estado do item	

Figura 24- Excerto da seleção de tarefas de manutenção para a asa central

Tendo sido aplicadas medidas de mitigação e/ou tarefas de manutenção para todos os itens cujo risco era considerado inaceitável, foi possível trazer esses níveis de risco para aceitável, e desta forma estabelecer a matriz de risco revista, conforme apresentado na Figura 25.

Nível de Ocorrência Revisto	Severidade Revista			
	1 - Menor	2 - Maior	3 - Perigoso	4 - Catastrófico
5 - Frequente				
4 - Provável	2			
3 - Remoto	7	13		
2 - Extremamente remoto	18	22	38	
1 - Extremamente improvável	37	66	56	27

Figura 25- Matriz de risco revista

Tendo sido então estabelecida a matriz de risco revista para os componentes do Raven RQ-11 B, conclui-se desta forma a análise do risco deste SA, seguindo-se a análise da disponibilidade dos seus componentes.

3.3.4 Análise da Disponibilidade dos componentes

Para determinar a disponibilidade de um componente é necessário ter informações relativas ao seu MTBF e MTTR, tal como é sugerido pela equação 5, e cujas etapas para o seu cálculo serão abordadas em seguida.

3.3.4.1 Determinação do MTBF

Para determinar o MTBF recorreu-se aos registos históricos de operação desde a aquisição da frota até ao ano de 2022.

Na Figura 26 é mostrado um exemplo de um desses registos efetuados.

UAV PRT 607		Total		
AirFrame 23976		Horas de OP	L	AT
		9:08	16	16
NAME	S/N			
Center Wing	1850AAM074	9:08	16	16
Left Wing	1848AAL779	9:08	16	16
Right Wing	1848AAM683	9:08	16	16
Stab	1849AAQ238	9:08	16	16
Tailboom	1847AVA323	9:08	16	16
GCS	10847	9:08		
Gimbal	1849AVE712	3:06	4	4

Figura 26- Registo de utilização de um sistema

Como é possível observar na Figura 26 os registos apenas incluem os itens considerados reparáveis, sendo que relativamente aos sobressalentes não existe qualquer registo, quer de stock quer de utilização. Posto isto, e face à informação disponível, apenas foi possível determinar o MTBF para os sistemas e componentes dos quais existem registos, nomeadamente: a fuselagem, as asas, o estabilizador, o *tailboom*, a GCS e a Gimbal. Importa esclarecer que os registos relativamente ao *tailboom* incluem o *rudder*, e que os registos relativamente à GCS incluem a unidade RF, a unidade HUB e o comando manual.

A análise para a determinação do MTBF foi uma análise por modo de falha com recurso à informação dos *failure reports*, e cujos resultados são apresentados a seguir.

Tabela 15- Determinação dos MTBF por modo de falha

Componente	Modo de falha	T Total	N falhas	MTBF (h)
ASA CENTRAL	Danos/fissuras na estrutura	411:04:00	2	205:32:00
ASA ESQUERDA	Danos/fissuras na estrutura	566:48:00	2	283:24:00
	Pin de conexão danificados	0	1	566:48:00
ASA DIREITA	Danos/fissuras na estrutura	553:20:00	2	276:40:00
ESTABILIZADOR	Danos/fissuras na estrutura	540:42:00	3	180:14:00
	Stab pushrod	0	1	540:42:00
TAILBOOM	Danos/fissuras na estrutura	516:44:00	5	103:20:48
	Pin de conexão danificados	0	1	516:44:00
FUSELAGEM	Danos/fissuras na estrutura	538:03:00	5	107:36:36
	Problemas de conexão aeronave-GCS		2	269:01:30
	Danos na zona de montagem do payload		2	269:01:30
	Problemas no sistema de navegação (GPS)		1	538:03:00
	Problemas no sistema de navegação (magnetómetro)		1	538:03:00
	Problemas no sistema de navegação (tubo pitot)		1	538:03:00
	Problemas na bateria da aeronave		1	538:03:00
	Conexão com tailboom danificado		1	538:03:00
GIMBAL	Só aparece imagem cor-de-rosa (CÂMARA EO)	279:50:00	2	139:55:00
	Não mostra qualquer imagem (CÂMARA EO)		9	31:05:33
	Imagens distorcidas (CÂMARA EO)		5	55:58:00
	Função zoom não funciona (CÂMARA EO)		3	93:16:40
	Não mostra imagens IR		1	279:50:00
	Não responde aos comandos do operador		2	139:55:00
GCS	UNIDADE RF- parte metálica da antena omni solta	571:34:00	1	571:34:00
	UNIDADE RF- não há sinal do UAV no sistema		1	571:34:00
	HUB- não carrega dados DTED		2	285:47:00
	Hand controller (não mostra imagem)		1	571:34:00

Pelos dados da Tabela 15, torna-se evidente que os artigos mais críticos são a Gimbal e a fuselagem com 22 e 14 falhas reportadas, respetivamente, num total de 58 registos ao longo de 4 anos. No que concerne ao MTBF por modo de falha, também a Gimbal apresenta

os menores valores de MTBF, o que se reflete numa maior incidência de falhas e que, conseqüentemente, diminui a sua disponibilidade.

3.3.4.2 Determinação do MTTR

Para a determinação do MTTR é necessário, numa primeira instância, compreender como é realizada a sustentação logística do Raven.

Neste momento o apoio logístico do Raven é suportado pela participação do Exército Português na *Unmanned Aerial System Support Partnership* (UAS SP) da NSPA conjuntamente com outras nações, nomeadamente a Bélgica, República Checa, Dinamarca, Espanha, Grã-Bretanha, Itália, Luxemburgo e Polónia. Conforme é também sugerido no manual do operador, a manutenção deste SA é essencialmente realizada por substituição (AeroVironment, 2020), o que provoca um impacto relevante no apoio logístico ao reduzir os três níveis normais de manutenção, nomeadamente: Nível I- Manutenção de unidade, realizada pelo operado; Nível II- Manutenção intermédia, realizada por pessoal especializado nas companhias de manutenção; e Nível III- Manutenção de base, realizada nos órgãos de base, fabricantes e subcontratantes (EME, 2014) para apenas dois (Nível I e Nível III), o que requer uma gestão eficiente de stocks de forma a garantir os requisitos operacionais das frotas (Graça, 2022).

Conforme o que foi acordado no contrato de aquisição, a NSPA estabeleceu pontos de requisição trimestrais (90 dias), o que implica que apesar de ser possível pedir a cotação de material a qualquer momento, a mesma só será efetiva após a consolidação com as restantes nações, ao fim de cada trimestre, de forma a permitir a economia de escala nas aquisições. No fim de cada trimestre são então consolidadas as ordens e o processo depende se se trata de novas aquisições de material sobressalente, ou de reparações e avaliações de componentes reparáveis. No primeiro caso, para novas aquisições, desde a consolidação da ordem até à receção do material proveniente da *AeroVironment*, nos Estados Unidos da América até à NSPA, no Luxemburgo, está contratualizado um tempo de 180 dias, ao qual acresce a inspeção dos artigos nas instalações da NSPA e o transporte para a nação, que é responsabilidade nacional. Para reparações e avaliações de componentes reparáveis o processo torna-se mais complexo devido à necessidade de licenças alfandegárias (entre Portugal, Luxemburgo e Estados Unidos da América), estando contratualizado um tempo de 270 dias desde que é acionada a necessidade de reparação até ao retorno do artigo a Portugal.

Posto isto, o MTTR para sobressalentes foi determinado por intervalos, em que o MTTR mínimo considera que o pedido foi realizado no último dia do fim do trimestre e o MTTR máximo no primeiro dia do início do novo trimestre, e foi considerado um MTTR máximo de 270 dias para os reparáveis, conforme o estabelecido no contrato. Os valores podem ser consultados na Tabela 16.

Tabela 16- Tempos de reparação de sobressalentes e reparáveis

	Tempo de reparação mínimo	Tempo de reparação máximo
Sobressalentes	180 dias=4320h	180+90dias=6480h
Reparáveis		270 dias=6480h

O cálculo do MTTR também tem em conta o tempo de montagem do componente. Uma vez que, tal como sucedeu anteriormente para o MTBF, apenas foram considerados os itens reparáveis para os quais existem registos, e como são, todos eles, montados de forma simples e por encaixe, assumiu-se um tempo médio de 2 minutos para a sua montagem, obtendo-se assim os seguintes valores de MTTR, apresentados na Tabela 17.

Tabela 17- Valores de MTTR para reparáveis

	MTTR (h)
Reparáveis	6480:02:00

3.3.4.3 Cálculo da disponibilidade dos componentes

O cálculo da disponibilidade dos componentes foi efetuado com recurso à equação 5, e utilizando os valores de MTBF e MTTR médios para cada componente. Os valores obtidos são mostrados na Tabela 18.

Tabela 18- Disponibilidade dos componentes reparáveis

Componente	% Disponibilidade
Asa central	3.07
Asa esquerda	6.16
Asa direita	4.10
Estabilizador	5.27
Tailboom	4.57
Fuselagem	7.67
Gimbal	1.78
GCS	8.11

Torna-se evidente que os baixos valores de disponibilidade se devem, em grande parte, ao tempo de transporte do componente deste Portugal até aos EUA e vice-versa.

3.3.4.4 Cenário operacional atual

À data da realização desta investigação, o cenário operacional era o seguinte:

Tabela 19- Cenário operacional atual

Componente	Total (dos 12 sistemas)	INOP	OP	%OP
HUB Unit	12	1	11	92
RF Unit	12	3	9	75
Tailboom	60	1	59	99
Gimbal	36	11	25	70
Fuselagem	36	19	17	48

Os componentes que não foram referidos na Tabela 19, à data da realização da investigação, possuíam 100% de operacionalidade. É possível verificar que a fuselagem, seguida da Gimbal, são os componentes com menor número de unidades operacionais, e todos os artigos mencionados são itens reparáveis.

A terceira parte do caso prático prende-se com a aplicação da *SORA* ao Raven RQ-11 B em contexto de treino operacional em TN.

3.4 Aplicação da *SORA* às operações do Raven RQ-11 B em TN

Como já abordado anteriormente, o primeiro passo para a aplicação da *SORA* consiste na descrição do conceito de operações de forma mais completa e precisa possível, pois constituirá a base para todas as outras atividades. A publicação da JARUS (2019) disponibiliza um formulário para tal, onde deve ser esclarecido o tipo e objetivo da missão, bem como as coordenadas da mesma e a determinação dos limites de espaço aéreo (ver Anexo III). No âmbito militar, todas as informações relevantes para a descrição do conceito da operação encontram-se descritas na Ordem de Operações (OOp), que é realizada antes de cada operação.

Para a aplicação da metodologia considerou-se um cenário em que as operações decorrem em contexto de treino operacional em TN sobre áreas militares, onde são executados treinos operacionais com o objetivo de garantir e manter a proficiência dos operadores em treino de equipa e garantir a sua integração nas diversas unidades de manobra. Todas as operações são realizadas em espaço aéreo segregado, de acordo com o estabelecido

em Despacho N. °56/CEME/2019, sendo as áreas frequentemente utilizadas pelo EP para treinos operacionais as seguintes:

- i.LPD25 SANTA MARGARIDA;
- ii.LPD28A VENDAS NOVAS;
- iii.LPD28B VENDAS NOVAS;
- iv.LPD10 ALCOCHETE;
- v.LPD66 ALCOCHETE;

O segundo passo da SORA consiste na determinação da GRC através da informação apresentada na Tabela 2. Com base na dimensão máxima da aeronave e o cenário considerado, em que se assumiu uma operação BLOS em área escassamente povoada, obteve-se o valor de GRC=3.

Consoante a robustez das ações de mitigação disponíveis, o valor de GRC inicial pode ser controlado e minimizado. Conforme exposto na Tabela 4, três tipos de mitigações podem ser aplicadas, nomeadamente relacionadas com a redução do número de pessoas em risco (M1), redução dos efeitos de impacto no solo (M2) ou a vigência de um Plano de Resposta de Emergência (M3). Os critérios para a determinação da robustez dessas medidas podem ser consultados no Anexo VI, e, com base nesses, assumiu-se os seguintes níveis de robustez (Tabela 20):

Tabela 20- Níveis de robustez assumidos para as medidas de mitigação.

		NÍVEL DE INTEGRIDADE			NÍVEL DE GARANTIA			ROBUSTEZ
		BAIXO	MÉDIO	ALTO	BAIXO	MÉDIO	ALTO	
M1	#1	x			x			BAIXA
	#2	x			x			
M2	#1		x			x		MÉDIA
	#2		x			x		
	#3			x		x		
M3	#1		x			x		MÉDIA
	#2					x		

De acordo com os níveis de robustez assumidos e a informação da Tabela 4, obtém-se um valor de GRC final igual a 1.

Finda a determinação do GRC, segue-se a determinação da ARC, como demonstra o fluxograma do Anexo I. Uma vez que, conforme referido anteriormente, para operar com o UAS é necessário realizar um pedido de segregação de espaço aéreo ao Centro de Gestão de Tráfego Aéreo do Comando da Força Aérea e, de acordo com o mencionado por JARUS

(2019) um espaço aéreo segregado é considerado um *atypical airspace*, obtém-se, então, a Classe de Risco no Ar ARC-a.

O próximo passo da metodologia consiste na identificação dos TMPR e níveis de robustez. De acordo com a informação apresentada na Tabela 5, verifica-se que não é necessário a adição de medidas de mitigação uma vez que operações da classe ARC-a acontecem em espaço aéreo onde a probabilidade de colisão é extremamente baixa, podendo ser negligenciável.

Em seguida é determinado o SAIL que, conforme exibido na Tabela 6, para um GRC final de 1 e um ARC-a, corresponde um SAIL I.

Finda a determinação do nível de garantia e integridade específica, segue-se a identificação dos OSOs que devem ser aplicados, bem como o seu nível de robustez associado. Os 24 OSOs comumente utilizados para assegurar a segurança das operações de UAS estão apresentados no Anexo I, cuja robustez pode ser classificada como opcional (O), baixa (L), média (M) ou elevada (H) (JARUS, 2019). Para as operações em questão, e conforme a informação disponível no Anexo I, verifica-se que os OSOs são, em grande parte, classificados com robustez opcional ou baixa, devendo, no caso destes últimos, serem cumpridos os requisitos mínimos de garantia e integridade conforme apresentado no Anexo E da publicação da JARUS (2019), que, devido à extensão do mesmo, não pôde ser incluído em Anexo no presente trabalho, sendo apresentado apenas um excerto na Figura 27, a título ilustrativo, referente aos OSOs #9, #15 e #22.

- (a) The applicant needs to propose competency-based, theoretical and practical training:
- appropriate for the operation to be approved, and
 - including proficiency requirements and training recurrences.
- (b) The entire remote crew (i.e. any person involved in the operation) should undergo a competency-based, theoretical and practical training specific to their duties (e.g. pre-flight inspection, ground equipment handling, evaluation of the meteorological conditions ...).

REMOTE CREW COMPETENCIES		LEVEL of INTEGRITY		
		Low	Medium	High
OSO #09, OSO #15 and OSO #22	Criteria	The competency-based, theoretical and practical training ensures knowledge of: <ul style="list-style-type: none"> a) UAS regulation b) UAS airspace operating principles c) Airmanship and aviation safety d) Human performance limitations e) Meteorology f) Navigation/Charts g) UA knowledge h) Operating procedures 		

REMOTE CREW COMPETENCIES		LEVEL of ASSURANCE		
		Low	Medium	High
OSO #09, OSO #15 and OSO #22	Criteria	Training is self-declared (with evidence available).	<ul style="list-style-type: none"> • Training syllabus is available. • The operator provides competency-based, theoretical and practical training. 	A competent third party: <ul style="list-style-type: none"> • Validates the training syllabus. • Verifies the remote crew competencies.

Figura 27- Requisitos do OSOs #9, #15 e #22

Fonte: JARUS, 2019

Portanto, pela análise da informação da Figura 27, para os OSOs #9, #15 e #22, ambos relacionados com as competências da tripulação, devem ser cumpridos os seguintes requisitos (JARUS, 2019):

- A tripulação deve possuir competências adequadas ao nível do conhecimento da regulamentação, princípios de funcionamento do espaço aéreo, segurança das operações, limitações do desempenho, meteorologia, navegação, conhecimento do sistema e procedimentos operacionais;
- Os treinos efetuados são autodeclarados devendo, no entanto, constar elementos que comprovem a sua realização.

Para o caso em questão, ambos os requisitos acima mencionados são facilmente verificados, uma vez que, relativamente ao primeiro requisito, e de acordo com o preconizado em Diário da República no Regulamento nº553/2020 (2020), os militares, para poderem operar aeronaves não tripuladas, devem, entre outros requisitos, concluir com aproveitamento a Formação Geral Aeronáutica e a Formação de Qualificação Operacional, que visam sua a certificação, bem como a emissão de uma licença de piloto militar de aeronaves não tripuladas, e, relativamente ao segundo requisito, sempre que é realizado um treino operacional existem procedimentos que devem ser efetuados, tais como o pedido de

segregação do espaço aéreo e o registo do voo no livro de registo, que podem, facilmente, remeter-se como provas da realização da atividade.

Na seguinte etapa da metodologia, denominada “Considerações de área/espaço aéreo adjacentes” é abordado o risco inerente a uma perda de controlo do UAV que resulte numa infração das áreas adjacentes da operação, devendo-se atender ao requisito de que nenhuma falha provável do UAS ou qualquer sistema externo de suporte à operação deverá conduzir a uma operação fora do volume operacional¹⁸, e que, caso tal se verifique, a operação deverá terminar de imediato (JARUS, 2019).

Por fim, toda a informação recolhida, e outra considerada relevante, deverá ser compilada e submetida à autoridade competente, neste caso a AAN, para que seja verificado se as ações de mitigação e os objetivos exigidos pela metodologia possuem níveis de confiança suficientes para que a operação possa ser conduzida de forma segura.

Posteriormente será apresentada a quarta, e última parte do caso em estudo, que se baseia na análise e verificação do cumprimento dos requisitos para a emissão das licenças de aeronavegabilidade por parte do UAS Raven RQ-11B.

3.5 Requisitos para obtenção da LEA

Em concordância com o referido anteriormente na secção 2.2.2.1, os requisitos que os UAS devem cumprir para que seja emitida a Licença Especial de Aeronavegabilidade encontram-se estabelecidos na Circular nº01/13, publicados pela AAN (2013).

Na Tabela 21 são apresentados os requisitos explanados nesta Circular, os quais são aplicáveis ao UAS Raven RQ-11B, bem como indicado o seu cumprimento, ou não. De referir que a LEA possui a validade de 1 ano, ao fim do qual deve ser efetuado um novo pedido de renovação. Os requisitos mencionados são, em grande parte, sustentados por documentos que devem ser anexados ao pedido de renovação, para que possa ser emitida uma nova licença. No Anexo IV é apresentado um exemplo de pedido de emissão de LEA.

¹⁸ Ver Anexo III.

Tabela 21- Requisitos para emissão de LEA

Requisito da Circular Nº1/2013	Documentação	Cumpre?	Observações
6.a.(1)	Registo do UAS	Sim	Ofício nº CSV-2019-000541: todos os UAS ao serviço do EP estão devidamente registados
6.a.(2)	Processo de certificação de aeronavegabilidade ou processo de permissão do UAS para voo	Sim	Suportado pela conformidade dos requisitos 7.e.(1), 7.e.(2), 7.e.(3), 7.e.(4), 7.e.(5), 7.e.(6), 7.e.(7), 7.e.(8), 7.e.(9) e 7.e.(10)
6.a.(3)	Pedido de emissão de LEA à AAN por parte da entidade responsável pela operação do UAS	Sim	Através do preenchimento do formulário SGQAAN.MOD.402 disponível em www.aan.pt
6.a.(4)	Programa de Voos, incluindo limitações ou restrições conforme aplicável	Sim	
6.a.(5)	Livro de Registo do SANT	Sim	
7.e.(1)	Instruções Técnicas de operação do SANT	Sim	
7.e.(2)	Programa de Manutenção	Sim	
7.e.(3)	Manuais de Manutenção	Sim	
7.e.(4)	Lista de peças e equipamentos	Sim	
7.d.	Avaliação de risco/segurança	Sim	
7.e.(5)	Fundamentação que evidencie que o SANT é capaz de realizar voo em segurança	Sim	
7.e.(6)	Procedimento que defina o sistema de controlo de configuração	Sim	
7.e.(7)	Procedimento que defina o sistema de registo histórico de operação	Sim	
7.e.(8)	Procedimento de qualificação do pessoal envolvido na operação	Sim	
7.e.(9)	Procedimento de qualificação do pessoal envolvido na manutenção	Sim	
7.e.(10)	Processo de reporte de ocorrências para a AAN de todos os acidentes e incidentes	Sim	

Os requisitos 6.a.(4) a 7.e.(10) são fundamentados por documentos da autoria do Exército Português ou do fabricante, AeroVironment, que se encontram referidos no Anexo V mas que, devido à extensão dos mesmos, foram omitidos.

CAPÍTULO 4 – ANÁLISE E DISCUSSÃO DE RESULTADOS

Neste capítulo serão analisados os resultados obtidos no que concerne à metodologia empregue e às análises efetuadas.

4.1 Análise FMEA

A análise FMEA foi conduzida seguindo os passos ilustrados na Figura 8.

Inicialmente realizou-se uma análise funcional do sistema, para a qual foi necessário identificar, previamente, os componentes que o constituem, a fim de identificar as falhas funcionais do mesmo. A análise funcional foi efetuada até ao quarto nível hierárquico do sistema (Figura 19), que contém os componentes suscetíveis de serem reparados e/ou substituídos. A identificação das falhas funcionais do sistema teve como base as informações dos *failure reports* e os *feedbacks* recolhidos através dos operadores do UAS, tendo sido consideradas não só as falhas funcionais já verificadas nos antecedentes, como também outras hipotéticas, ainda que não tenham sido verificadas no passado, mas passíveis de acontecer, e para a sua caracterização teve-se como referência o não cumprimento total e o cumprimento parcial da função do componente.

Em seguida, procedeu-se à identificação dos vários modos de falha para cada uma das falhas funcionais, bem como a identificação dos efeitos desses mesmos modos de falhas para a segurança da operação, tendo por base os *failure reports* e os *feedbacks* dos operadores. O relatório completo da análise FMEA pode ser consultado no Apêndice A.

Após este procedimento e, tendo sido identificados os componentes do sistema, as suas funções, falhas funcionais, modos de falhas e efeitos das mesmas, dá-se por concluída a análise FMEA seguindo-se a análise da criticidade, no sentido de realizar a análise FMECA.

4.2 Análise da Criticidade

Para a quantificação do risco associado a cada modo de falha anteriormente identificado aplicou-se o *Método de Delphi*, tendo sido solicitado aos operadores que classificassem o nível de ocorrência das falhas e a severidade dos seus efeitos de acordo com a escala apresentada na Tabela 13. As respostas obtidas após a primeira ronda de aplicação do método foram, em grande parte, bastante consensuais, tendo sido apenas necessárias duas rondas de questionários até que se atingisse o consenso, de acordo com a escala de Likert

(Figura 22). A partir da quantificação do risco foi possível estabelecer a matriz de risco inicial, conforme apresentado na Figura 23, na qual é possível identificar 57 casos com risco inaceitável e para os quais foram introduzidas ações de mitigação e/ou tarefas de manutenção a fim de alcançar um nível de risco aceitável.

Dos 57 casos com risco inaceitável, 11 foram classificados com severidade perigosa e ocorrência remota e estão relacionados com falhas da antena omnidirecional, tubo pitot, e fissuras nas superfícies de voo (asas e *rudder*); 20 foram classificados com severidade perigosa e ocorrência remota e estão relacionados com falhas da unidade HUB, fissuras na fuselagem, montagens inadequadas dos componentes, estruturas danificadas devido a choques e/ou impactos e danos na hélice (uma das pás partidas); 26 foram classificados com severidade catastrófica e ocorrência extremamente remota e estão relacionados com falhas relacionadas com o GPS, baterias da GCS, servo motores, antena do UAV, motor elétrico, encaixes das estruturas, *stabilator pushrod* e *rudder pushrod*, suporte do estabilizador e danos na hélice (pás partidas ou com fissuras).

Para os casos acima mencionados foram, então, aplicadas tarefas de manutenção e/ou ações de mitigação.

No que respeita às tarefas de manutenção, e tal como abordado anteriormente, a manutenção deste SA é feita essencialmente por substituição. No que se refere aos sobressalentes, a manutenção é realizada ao nível do operador, por outro lado, os itens reparáveis apenas podem ser reparados pelo fabricante, uma vez que Portugal, e mais concretamente o Exército Português não possui a capacidade de efetuar a manutenção de nível III do Raven. Contudo, é possível adquirir e possuir em stock itens reparáveis de forma a garantir a operacionalidade e continuidade das operações.

Assim, foram propostas tarefas de manutenção de substituição para os itens sobressalentes ou reparáveis como é o caso da hélice, do tubo pitot e das hastes do estabilizador e *rudder*, das asas ou da fuselagem, sendo nestes últimos necessária a realização de um *failure report* bem como todo o processo de envio do componente danificado para o fabricante a fim de proceder à sua reparação e/ou substituição.

O Raven RQ-11 B dispõe de um manual do operador onde são explicados passo a passo os procedimentos de montagem dos componentes pelo que, para os modos de falhas decorrentes de montagens deficientes ou inadequadas, foi proposto o refrescamento da formação de montagem do UAS, o cumprimento dos procedimentos de montagem dos equipamentos conforme o manual acima referido, e ainda a tarefa de dupla verificação da correta montagem do equipamento antes de cada operação, com o propósito de reduzir a

incidência da ocorrência. No caso de componentes danificados, como o encaixe da antena omnidirecional, propôs-se a tarefa de verificar a integridade do componente antes e após cada operação, com o intuito de reduzir a frequência da ocorrência e a severidade dos efeitos, pois se a anomalia for verificada antes da operação é possível substituir por outra que se encontre operacional e se for verificada após a operação é possível reportar a falha e proceder, pelos devidos meios, à sua reparação.

No que diz respeito à unidade HUB, por ser um componente essencialmente eletrônico, por vezes o operador não consegue identificar a causa raiz da falha, daí ter sido recomendada a tarefa de verificar o correto funcionamento do componente antes e após cada operação, de forma a tentar reduzir a incidência de falhas durante o voo, cujas consequências podem ser catastróficas.

Para o caso de perda total de aquisição de satélites do dispositivo GPS da aeronave é proposto como medida de mitigação que o operador continue a controlar a aeronave através da bússola eletrónica, fazendo-a regressar ao ponto de lançamento, o que, apesar de aumentar a carga de trabalho do pessoal em terra, permite reduzir a severidade dos efeitos causados pela falha do dispositivo.

Em relação ao tubo pitot as medidas propostas para reduzir o risco associado consistiram em ações de verificação funcional através de um pequeno teste em que o operador observa a variação dos valores obtidos à medida que pressiona e solta o componente, e tarefas de substituição por, como já mencionado anteriormente, se tratar de um componente sobressalente cuja manutenção pode ser executada ao nível do operador. Para operar a aeronave de forma segura as condições meteorológicas devem obedecer a determinados parâmetros, nomeadamente a velocidade máxima do vento não deve ser superior a 20 nós, a taxa de variação da pluviosidade por hora máxima não deve ultrapassar 6,35mm/h e a temperatura deve estar compreendida entre os -29°C e os 49°C, pelo que é também sugerido como medida de mitigação não operar a aeronave quando as condições referidas não se verificam, de forma a manter, não só a segurança das operações como também a integridade dos componentes da aeronave. É igualmente recomendável que, para além do íntegro cumprimento dos parâmetros acima referidos, não se exceda a autonomia da aeronave (60-90min) de forma a evitar o sobreaquecimento do motor.

O sistema Raven também possui algumas funcionalidades para garantir a segurança das operações e prevenir e/ou mitigar incidentes, como é o caso de perda de ligação (LOL), que, em caso de perda de sinal da antena da aeronave e conseqüente incapacidade de

comunicar com a GCS, esta, através do GPS e de forma autónoma, consegue retornar ao ponto de descolagem sem que seja necessária a intervenção do piloto.

Pela análise FMECA é possível verificar que alguns dos componentes com risco mais elevado são elementos estruturais, nomeadamente a fuselagem e as superfícies de voo, tais como: as asas, o *rudder* e o estabilizador, por serem estruturas mais suscetíveis a danos ou fissuras provenientes essencialmente de lançamentos mal-executados ou aterragens em terrenos mais irregulares. A falha, parcial ou total, durante o voo, de qualquer um dos componentes anteriormente referidos, bem como dos servomotores, hélice ou motor elétrico, afeta a aerodinâmica da aeronave e ainda a produção de força de propulsão para o caso da hélice e do motor, podendo, em última instância, culminar numa queda descontrolada, tendo sido proposta como medida de mitigação para esses casos tentar encaminhar, conforme possível, a aeronave para uma zona considerada segura para que a queda não coloque em risco vidas humanas. A mesma ação foi também sugerida para o caso de perda de algum componente durante o voo, devido a choques ou impactos ou devido a montagem inadequada do componente, sendo neste último também recomendado ainda, como já mencionado, o cumprimento dos procedimentos de montagem bem como a dupla verificação, se possível, da mesma.

Em suma, no que respeita a ações de mitigação e tarefas de manutenção propostas, estas são essencialmente preventivas, considerando-se de boa prática a inspeção visual e verificação funcional dos componentes antes e após cada operação, mas também corretivas, com a substituição dos componentes em caso de verificação de qualquer anomalia e a reparação de componentes reparáveis pelos devidos canais. Através da aplicação destas ações foi possível reduzir a severidade dos efeitos e/ou a frequência das ocorrências e, desta forma, reduzir o risco associado às operações, o que culminou na matriz de risco revista (Figura 25), onde todos os componentes possuem modos de falha com risco associado aceitável.

Concluída a análise do risco do Raven, seguiu-se a análise da disponibilidade dos seus componentes, cujos resultados serão apresentados em seguida.

4.3 Análise da disponibilidade dos componentes

Para a realização a análise da disponibilidade dos componentes do sistema Raven começou-se por escrutinar os registos do histórico de operações desde 2019 até 2022. Esta análise, face aos dados a que se teve acesso, revelou-se mais insatisfatória do que o

expectável, uma vez que, até à data, apenas se efetuaram registos de operações dos itens reparáveis, nomeadamente: da fuselagem, das asas, do estabilizador, do *tailboom*, da GCS e da Gimbal, tal como apresentado na Figura 26, pelo que no que concerne a itens sobressalentes não existe qualquer informação relativa a stocks ou substituições, o que acabou por se constituir um fator muito limitador da análise.

Através da informação disponibilizada pelos *failure reports* foi possível identificar as causas de falha dos componentes e estimar o MTBF para cada modo de falha, tendo sido verificado que a Gimbal possui os menores valores de MTBF, essencialmente por modos de falhas relativos à sua câmara eletro-ótica, conforme sugerido pela Tabela 16. Ainda pelos *failure reports* foi possível confirmar que os danos e fissuras se manifestam como o modo de falha preponderante nos elementos estruturais, tais como a fuselagem, *tailboom* e asas.

Face ao acordo contratual assinado pelas partes, o MTTR dos itens do sistema, tanto de sobressalentes como de reparáveis é bastante elevado, o que se reflete numa percentagem de disponibilidade muito baixa, conforme apresentado na Tabela 18, obrigando a uma eficiente gestão de stocks para que seja mantida a operacionalidade da frota em níveis aceitáveis. Um dos motivos pelo qual essa gestão apenas está a ser efetuada para os itens reparáveis deve-se ao facto de cada sistema vir, inicialmente, acompanhado com um kit de “*spare parts*”, listados na Tabela 22, mas o ideal seria, num futuro próximo, iniciar também a gestão dos sobressalentes, pois apesar do kit de *spares* ser bastante completo e as substituições destes artigos terem sido em números reduzidos, eventualmente o stock atingirá o seu limite, o que poderia ser evitado.

Tabela 22- Lista de peças sobressalentes por sistema

Descrição	Quantidade por sistema
Suporte do estabilizador	12
Parafusos nylon asa central e fuselagem	12
Hélice	6
Parafuso de fixação da hélice	1
Proteção parafuso da hélice	1
Controlador leme de direção	1
Controlador estabilizador horizontal	1
Clip superior para payload	15
Anilha metálica para clip payload	15
Parafuso clip payload	15
Clip inferior para payload	6
Tubo pitot	6
Fusível, 20amp, para bateria aeronave	3
Anilha de borracha do tubo pitot	6
Oring para asas laterais	6
Pau madeira, 4,5in l x 0,37in w x 0,085thk	15
Parafuso fusível estabilizador	12
Pincel com pelo de camelo	3
Stab horn & mount assy	6

Para além dos itens presentes na Tabela 22, cada sistema é inicialmente acompanhado por 3 asas centrais, esquerdas e direitas extra, bem como 3 estabilizadores e 3 *tailboom*, de forma a permitir a continuidade das operações e a operacionalidade dos sistemas entre reparações de itens danificados.

Pela observação da Tabela 20, que traduz o cenário operacional à data da realização do presente trabalho, e tendo em conta que foram adquiridos 12 sistemas com 3 aeronaves cada, é possível verificar que, à exceção do *tailboom*, todos os restantes componentes inoperacionais não constam na listagem de material extra atribuído inicialmente, pelo que a sua falha provoca uma indisponibilidade no sistema, para o caso do HUB e da unidade RF, ou uma indisponibilidade da aeronave a que pertencem, para o caso da Gimbal e da fuselagem. A situação do material indisponível e que afeta drasticamente os níveis de disponibilidade operacional do Raven foi motivada, essencialmente, pela estratégia de manutenção adotada neste tipo de equipamento, pela inexistência de sustentação logística para a frota, pela tardia adoção de um modelo de Apoio Logístico Integrado (ALI) e pela utilização dos sistemas em condições adversas.

Relativamente à estratégia de manutenção adotada verifica-se que, por motivo de direitos de propriedade, o Exército Português não está habilitado a executar tarefas de manutenção de nível II e III, o que implica que tudo o que exceda a manutenção ao nível do operador tem obrigatoriamente de ser executado pelo fabricante, conforme estabelecido no contrato de aquisição. Face a esta situação, deveria ter sido adquirido no momento da aquisição da frota um stock de reparáveis que possibilitasse garantir a disponibilidade operacional da mesma, o que não se verificou.

No que concerne à inexistência de verba para sustentação logística verificou-se que até 2022 não existia qualquer montante atribuído para a sustentação logística da frota, tendo sido apenas em meados desse ano adotado um modelo de ALI para a frota (Graça, 2022). Desde a aquisição dos sistemas até à adoção do modelo de ALI todas as reparações realizadas foram feitas com recurso à garantia, que expirou no final desse mesmo ano. Atualmente, já se verifica a atribuição de verbas para a sustentação da frota com o principal objetivo de tentar colmatar a pegada logística em termos de inoperacionalidade deixada entre 2019 e 2022 (A. Graça, comunicação pessoal, 11 de agosto, 2023). Este ponto, ainda que complexo devido ao seu forro financeiro, constitui-se como lição aprendida, para que, no futuro, tal falha não volte a ser cometida, a fim de otimizar o emprego dos meios.

Outro dos principais motivos para a situação de inoperacionalidade verificada deveu-se à utilização dos sistemas em condições adversas, sendo que cerca de 67% dos artigos inoperacionais provém da utilização dos Raven na RCA, que possui um clima bastante instável e, tal como já referido anteriormente, o lançamento e operação da aeronave deve ser feita sob certas condições que, ao não serem cumpridas, podem conduzir a danos nos seus componentes.

Tendo sido identificadas as causas na origem da baixa disponibilidade do UAS e propostas medidas de otimização das mesmas, segue-se a discussão dos resultados relativos à terceira parte do caso prático, que consiste na aplicação da metodologia SORA para as operações em TN.

4.4 Aplicação da metodologia SORA à tipologia de operações do UAS Raven em TN

A terceira parte do caso de estudo consistiu na aplicação da metodologia SORA para as operações do Raven em TN. Seguiu-se os passos conforme apresentado na Figura 4, iniciando-se pela descrição do conceito de operações, no qual foi considerado um cenário de treino operacional em TN sobre áreas militares e espaço aéreo segregado. Em seguida

determinou-se o valor de $GRC=3$, considerando uma operação BLOS em área escassamente povoada, o qual, através da aplicação de mitigações conforme apresentado na Tabela 20 foi reduzido para o valor final de $GRC=1$, que se traduz num baixo risco de uma pessoa ser atingida pela aeronave em caso de perda de controlo da mesma.

Para a determinação da ARC, tendo em conta que as operações ocorrem em espaço aéreo segregado, e de acordo com a informação do Anexo I, obteve-se um ARC-a, que é a classe mais baixa e se reflete num baixo risco de colisões em espaço aéreo.

Pelo facto de operações da classe ARC-a acontecerem em espaço aéreo cuja probabilidade de colisão pode ser negligenciada, não foi necessário aplicar medidas de mitigação. Posto isto, seguiu-se com a determinação do nível de garantia e integridade específica para o qual se obteve o valor de SAIL I, que corresponde também ao nível mais baixo e que se traduz numa operação de baixo risco e permite a aplicação de objetivos de segurança operacional de robustez mais baixa, ou até opcionais, de forma a garantir a segurança das operações. Estes dados podem ser consultados no Anexo I.

Para além dos riscos inerentes no espaço aéreo definido para a operação, devem ser também tidas em consideração as áreas e espaço aéreo envolventes de forma a garantir que não existem falhas prováveis no sistema que possam levar à perda do seu controlo fora do volume operacional.

A operação apenas pode ser conduzida após aprovação da entidade competente, a qual deve verificar, através da informação que lhe é fornecida, se as ações de mitigação aplicadas e os OSOs exigidos possuem níveis de confiança suficientes para a segurança da operação.

Finda a aplicação da metodologia SORA ao cenário apresentado, segue-se a apresentação e discussão dos resultados obtidos relativamente à quarta, e última, parte do caso prático, que se refere à verificação do cumprimento dos requisitos estabelecidos na Circular nº01/13 por parte do UAS Raven RQ-11B.

4.5 Verificação do cumprimento dos requisitos de aeronavegabilidade

A fim de verificar se o UAS Raven RQ-11 B cumpre os requisitos estabelecidos para a obtenção da LEA, começou-se por analisar a Circular nº01/13 (AAN, 2013) com o intuito de identificar esses mesmos requisitos, os quais se encontram expressos na Tabela 21.

Uma vez que, para poder operar os sistemas, estes devem estar em conformidade com a lei, procurou-se saber, junto da Companhia de Sistemas de Vigilância (CSV) do Regimento

de Artilharia nº5 (RA5), que é a unidade do EP à qual os 12 sistemas foram atribuídos, quais os procedimentos e documentação submetida a fim de obter tais licenças. Verificou-se que o UAS Raven deve cumprir 16 requisitos, apresentados na Tabela 21, para os quais devem ser submetida documentação que comprove o seguinte: o UAS encontra-se devidamente registrado; a existência de um programa de voo para as operações realizadas; a existência de um *logbook* para cada UAV, no qual são registadas todas as operações realizadas; a existência instruções técnicas de operação do UAS, bem como de um programa de manutenção, manuais de operação, lista de peças e equipamentos e ainda uma avaliação de risco/segurança; documentos que fundamentem que o UAS tem capacidade de realizar um voo seguro; e a existência de procedimentos para realizar controlos de configurações, registos históricos de operações e reporte de ocorrências e incidentes; e ainda outros que comprovem a qualificação dos operadores para operar o sistema.

Todos os requisitos acima referidos são fundamentados por documentos da autoria do Exército ou da AeroVironment, que devido à sua extensão não puderam ser incluídos no trabalho, mas se encontram mencionados no Anexo IV. Em suma, é possível verificar e afirmar que o UAS Raven cumpre os requisitos estabelecidos para a obtenção das licenças especiais de aeronavegabilidade, e ainda que o processo de obtenção e renovação das mesmas se encontra bem cimentado por parte da CSV, uma vez que, desde a introdução destes meios no Exército, em 2019 e até à atualidade, as licenças de aeronavegabilidade têm sido renovadas anualmente, sem quaisquer problemas associados, garantindo a continuidade das operações.

CAPÍTULO 5- CONCLUSÕES E TRABALHOS FUTUROS

O trabalho realizado pretende responder aos objetivos propostos no Capítulo 1, entre outros: a avaliação da disponibilidade atual do sistema e a apresentação de propostas de otimização; a realização de uma análise SORA à tipologia de operações do UAS; e a verificação do cumprimento dos requisitos de aeronavegabilidade a fim de obter as licenças especiais de aeronavegabilidade pela AAN.

No sentido da consecução dos objetivos definidos foi empregue a metodologia MSG-3 para a determinação da fiabilidade dos sistemas do UAS, que incorpora de forma implícita os fundamentos da metodologia RCM. Assim, procedeu-se à determinação da arquitetura interna do UAS Raven através da identificação dos seus sistemas e componentes, bem como das respetivas funções, a fim de realizar as análises FMEA e FMECA.

Para a análise FMEA foi considerada a experiência operacional do UAS Raven, ou seja, as falhas ocorridas e as passíveis de ocorrer. Para o efeito recorreu-se às informações disponíveis nos *failure reports*, assim como ao parecer dos operadores do UAS. A metodologia MSG-3 categoriza os efeitos da falha de acordo com: os impactos para a segurança do voo; os impactos operacionais; e os impactos económicos, no entanto face ao objetivo do estudo, priorizou-se os impactos dos efeitos das falhas para a segurança do voo. A determinação da severidade e da probabilidade associada a cada modo de falha baseou-se no Método de *Delphi*, tendo sido solicitado aos operadores que quantificassem a probabilidade de ocorrência e a severidade dos efeitos das falhas, a fim de obter o risco inicial associado. De acordo com a matriz de risco proposta no STANAG 4703 constatou-se que em 57 modos de falha o risco era inaceitável. De acordo com a lógica da metodologia MSG-3, desenvolveram-se medidas ou procedimentos de mitigação, assim como tarefas de manutenção, no sentido de obter um nível aceitável do risco associado a cada modo de falha. As tarefas de manutenção propostas foram: as inspeções visuais, as inspeções funcionais e as substituições.

De forma a avaliar a disponibilidade do sistema determinou-se os valores do MTBF referente aos modos de falha dos diversos sistemas e componentes utilizando a informação dos registos históricos de operação. O facto de apenas existirem registos relativamente aos itens reparáveis, acabou por se revelar um fator limitante da análise, tendo sido apenas possível determinar MTBF dos seguintes componentes: a fuselagem; as asas; o estabilizador; o *tailboom*, que inclui o *rudder*; a GCS, que inclui a unidade RF, unidade HUB e comando manual; e a Gimbal. Da análise efetuada verificou-se que o componente mais crítico é a

Gimbal, com o registo do maior número de falhas reportadas e, por consequência, o menor valor de MTBF. Não obstante, também se constatou que os modos de falha “danos” e “fissuras” são preponderantes nos elementos estruturais, como: a fuselagem, o *tailboom* e as asas. Para determinar a disponibilidade do UAS Raven calculou-se os valores do MTTR, os quais, face à política de manutenção adotada, podem variar entre 180 a 270 dias para itens sobressalentes, e 270 para itens reparáveis. Verificou-se que os baixos valores de disponibilidade do UAS são motivados em grande parte pelo tempo de transporte do material de Portugal para os EUA e vice-versa. Para além da estratégia de manutenção adotada e dos tempos elevados de reparação dos componentes, foi possível identificar outras causas que contribuem significativamente para a indisponibilidade do UAS Raven, nomeadamente: a inexistência de sustentação logística para a frota; a tardia adoção de um ALI e a utilização dos sistemas em condições adversas. Perante estas asseverações foram identificadas oportunidades de melhoria, materializadas através das medidas propostas que a seguir se apresentam, as quais se acredita que irão contribuir para o aumento da operacionalidade e capacidade de manutenção deste SA:

- Desenvolvimento de uma Norma de Execução Permanente (NEP) para o preenchimento de *failure reports*, onde deverá obrigatoriamente constar o registo das horas de voo, bem como a descrição o mais detalhada possível do incidente (avaria), a indicação das condições meteorológicas no momento da falha e outros detalhes considerados pertinentes, assim como o registo das substituições realizadas dos itens sobressalentes, de forma a poder realizar a inventariação do material disponível e promover uma gestão de stocks eficiente;
- A fim de evitar a paragem do sistema para a execução de reparações, recomenda-se a aquisição de stock de reparáveis, com prioridade para os que não constam na lista de material extra inicialmente distribuído pelo fabricante e têm verificado maior incidência de falhas, como a unidade HUB e a unidade RF;

Para a realização de uma de *Specific Operations Risk Assessment* à tipologia de operações do UAS foi considerado o cenário de treino operacional realizado em TN, sob áreas militares escassamente povoadas. A análise realizada permitiu concluir que estes tipos de operações se constituem de baixo risco, quer no que diz respeito a colisões no ar, uma vez que são realizadas em espaço aéreo segregado, quer relativamente a incidentes no solo, dentro ou fora do volume operacional. No entanto, estão sempre sujeitas a aprovação da entidade competente para a sua realização em segurança, a AAN.

Terminou-se esta investigação com a verificação do cumprimento dos requisitos para a obtenção de licenças especiais de aeronavegabilidade conforme proposto na Circular nº01/13. Para tal procurou-se saber, junto da CSV, quais os procedimentos e a documentação submetida para obtenção das LEA. Concluiu-se que o UAS Raven efetivamente cumpria os 16 requisitos propostos na Circular estando, desta forma, autorizado a voar em segurança. Também se verificou que desde a introdução dos sistemas em 2019 até à atualidade as LEA têm vindo a ser renovadas anualmente sem quaisquer impedimentos, o que indicia a que o processo de renovação está bem cimentado por parte do pessoal responsável.

A investigação exaustiva do SA Raven permitiu exarar as conclusões apresentadas, e também facultou o conhecimento para sustentar as recomendações em seguida apresentadas:

- Consciencialização da importância do registo preciso e objetivo dos relatórios de avarias e das ações de manutenção de todos os intervenientes nas atividades de gestão e execução da manutenção, quer do UAS Raven, quer de outros sistemas de armas, para a recolha e tratamento dos dados de fiabilidade;
- Implementação, através de um esforço conjunto do Comando da Logística e da CSV, de um sistema de gestão de stocks eficiente de itens reparáveis e itens sobressalentes.

Sendo a presente investigação a primeira desta natureza efetuada ao UAS Raven, são propostos os seguintes trabalhos futuros, a fim de dar continuidade ao estudo efetuado:

- Realização da análise de fiabilidade e disponibilidade do UAS Raven através da sua modelação por Redes de Petri;
- Aplicação da metodologia RCM a outros sistemas de armas ao serviço do Exército Português.

Por tudo o que foi apresentado, acredita-se que esta investigação se constituiu de elevada relevância para o Exército Português, não só no âmbito da aeronavegabilidade, manutenção e fiabilidade, como também no âmbito da sustentação logística e respetiva importância na gestão de frotas.

BIBLIOGRAFIA

- AAN. (2013). Emissão de licenças especiais de aeronavegabilidade para sistemas de aeronaves não tripuladas. In *Circular n.º 01/13*. Acedido a 26 de março de 2023 em https://aan.emfa.pt/includes/AAN/conteudos/galeria/ficheiros/Circular-01-2013-aan-emissao-lea-ant_2545.pdf
- Abdullah, Q. A. (2020). *The Communication Data-Link*. Geospatial Applications of Unmanned Aerial Systems (UAS). Acedido a 6 de fevereiro de 2023 em <https://www.education.psu.edu/geog892/node/7>
- AECMA. (1999). *Spec 1000D- International specification for technical publications using a common source database* (5th ed.).
- AeroVironment. (2019). *Illustrated parts catalog* (DOC-05431).
- AeroVironment. (2020). *Manual do Operador Raven B com DDL*.
- Ahmadi, A., & Söderholm, P. (2008). Assessment of operational consequences of aircraft failures: Using event tree analysis. <https://doi.org/10.1109/AERO.2008.4526622>
- Ahmadi, A., Soderholm, P., & Kumar, U. (2010). On aircraft scheduled maintenance program development. *Journal of Quality in Maintenance Engineering*, 16, 229–255. <https://doi.org/10.1108/13552511011072899>
- Allouch, A., Koubaa, A., Khalgui, M., & Abbes, T. (2019). Qualitative and Quantitative Risk Analysis and Safety Assessment of Unmanned Aerial Vehicles Missions over the Internet. *IEEE Access*, 7, 53392–53410. <https://doi.org/10.1109/ACCESS.2019.2911980>
- Almeida, P. S. De. (2014). *Manutenção Mecânica Industrial- Conceitos Básicos e Tecnologia Aplicada*. Em *Google Books*. Saraiva Educação S.A. https://books.google.pt/books?id=sLZiDwAAQBAJ&printsec=frontcover&redir_esc=y#v=onepage&q&f=false
- ANAC. (2022). *Autorizações Operacionais - SORA/PDRA*. Acedido a 25 de abril de 2023 em https://www.anac.pt/vPT/Generico/drones/categoria_especifica/autorizacao_operacao_na_sora_pdra/Paginas/AutorizacaoOperacionalSORA.aspx
- ANAC. (2023). *Zonas Geográficas e Espaço Aéreo U*. Acedido a 18 de setembro de 2023 em https://www.anac.pt/vPT/Generico/drones/zona_proibidas_condicionadas/Paginas/Zonasproibidasoucondicionadas.aspx

- API 581. (2016). *API 581: Risk-Based Inspection Methodology*.
- ATA. (2007). *Operator/Manufacturer Scheduled Maintenance Development*, Washington, D.C: Air Transport Association of America.
- ATA. (2014). *Information Standards for Aviation Maintenance*, Washington, D.C: Air Transport Association of America.
- Bhatia, K., Khan, F., Patel, H., & Abbassi, R. (2019). Dynamic risk-based inspection methodology. *Journal of Loss Prevention in the Process Industries*, 62, 103974. <https://doi.org/10.1016/j.jlp.2019.103974>
- Canilho, L. T. B. P. (2018). *Viabilidade do emprego de aeronaves não tripuladas nos processos de calibração dos sistemas de rádio ajudas da Força Aérea*. [Trabalho de Investigação Individual do CPOS-FA, Instituto Universitário Militar, Lisboa].
- Carinhas, H. P. (2009). *Sebenta de Tribologia e Manutenção- Fiabilidade* [Sebenta de apoio à disciplina de Tribologia e Manutenção, lecionada no Instituto Superior Técnico, Lisboa].
- Choudhary, M. (2019). *What is BVLOS and why is it important for drone industry?* Acedido em 25 de abril de 2023 em <https://www.geospatialworld.net/blogs/what-is-bvlos-and-why-is-it-important-for-drone-industry/>
- Correia, J. C. M. (2018). *Detailed Design of a Class I UAV for Maritime Surveillance*. [Tese de Mestrado em Engenharia Aeronáutica, Academia da Força Aérea, Lisboa].
- Correia, V. M. M. (2012). *O Programa de Manutenção de Aeronave e a sua importância na Gestão da Continuidade da Aeronavegabilidade*. [Tese de Mestrado em Engenharia Aeroespacial, Instituto Superior Técnico, Lisboa].
- DoD. (2007). *Dictionary of Military and Associated Terms*, Washington, DC: Department of Defense.
- DoD. (2008). *Technical Manual Operator and Field Maintenance Manual*, Washington, DC: Department of Defense.
- EASA. (2010). *International Maintenance Review Board Policy Board (IMRBPB)*. Cologne: EASA. Acedido a 16 de junho de 2023 em <https://www.easa.europa.eu/easa-and-you/aircraft-products/international-maintenance-review-board-policy-board-IMRBPB#group-easa-downloads>
- EASA. (2011). *Clarification of Glossary Definitions for General Visual (GVI), Detailed (DET), and Special Detailed (SDI) Inspections*. Acedido a 16 de junho em https://www.easa.europa.eu/download/imrbpb/IP_117.pdf
- EASA. (2015). *Introduction of a regulatory framework for the operation of*

- unmanned aircraft*. Cologne: EASA.
- EASA. (2022). *Easy Access Rules for Unmanned Aircraft Systems*. Cologne: EASA.
- EME. (2014). *PDE 4-46-00 Sistema Logístico do Exército*.
- EME. (2019). Despacho n.º 56/CEME/2019 de 20 de fevereiro: Implementação do Guia Prático de Segregação do Espaço Aéreo e Transferência de Responsabilidade pela elaboração dos Pedidos de Segregação do Espaço Aéreo.
- BS EN 13306:2017. (2017). *Maintenance terminology*.
- Eurocontrol. (2023). *About us*. Acedido a 26 de março de 2023 em <https://www.eurocontrol.int/about-us>
- Facione, P. A. (1990). *Critical Thinking: A Statement of Expert Consensus for Purposes of Educational Assessment and Instruction. Research Findings and Recommendations*. Acedido a 4 de agosto em <https://eric.ed.gov/?id=ED315423>
- GIAGI. (2007). *Gestão da Manutenção e Disponibilidade dos Equipamentos*. [Manual do formando de apoio à formação lecionado pela GIAGI- Consultores em Gestão Industrial, Aveiro].
- Gonçalves, P. A. V. (2016). *Fiabilidade de Sistemas e Componentes de UAV's*. [Tese de Doutoramento em Engenharia Mecânica, Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto].
- Graça, A. (2022). *Logistics Support Analysis for the Portuguese Army UAS Raven fleet*. Capellen: NSPA.
- Grime, M. M., & Wright, G. (2016). Delphi Method. *Wiley StatsRef: Statistics Reference Online*. <https://doi.org/10.1002/9781118445112.stat07879>
- Grobman, F., & Machado, M. C. (2020). *Metodologia baseada em dados secundários em Social Network Analysis(SNA): uma aplicação em Manutenção Aeronáutica*. XXIII SemeAd- Seminários em Administração. Acedido a 25 de abril de 2023 em <https://login.semead.com.br/23semead/anais/arquivos/1529.pdf>
- Habibi, A., Sarafrazi, A., & Izadyar, S. (2014). Delphi Technique Theoretical Framework in Qualitative. *The International Journal of Engineering And Science*, 3(4), 8–13.
- Habibi, H., Rao, D., Luis Sanchez-Lopes, J., & Voos, H. (2023). On SORA for High-Risk UAV Operations under New EU Regulations: Perspectives for Automated Approach. Acedido a 19 de setembro de 2023. Disponível em <https://arxiv.org/pdf/2303.02053.pdf>
- Heumann, B. W. (2017). Introduction to unmanned Aircraft systems, 2 nd edition . In *Photogrammetric Engineering & Remote Sensing*, 83(7). <https://doi.org/10.14358/pers.893.7.46>

- Houle, C. (2019). *An introduction to the Specific Operations Risk Assessment (SORA) for Airborne Wind Energy Document Version Control*. Bruxelas: Airbone Wind Europe.
- Intergraph. (2006). *Maintenance Steering Group-3 (MSG-3)-based Maintenance and Performance-based Planning and Logistics (PBP&L) Programs* [White paper]. Hunsville, Alabama.
- JAPCC. (2010). *Strategic Concept of Employment for Unmanned Aircraft Systems in NATO*. Kalkar: Joint Air Power Competence Centre.
- JARUS. (2019). *Guidelines on Specific Operations Risk Assessment (SORA)*.
- Kelly, A. (1997). *Maintenance Strategy* (1ª ed.). Oxônia: Butterworth-Heinemann.
- Kinnison, H. A. (2004). *Aviation Maintenance Management* (2ª ed.). Nova Iorque: McGraw-Hill.
- Knotts, R. M. H. (1999). Civil aircraft maintenance and support Fault diagnosis from a business perspective. *Journal of Quality in Maintenance Engineering*, 18(3), 344–362. <https://doi.org/10.1108/13552519910298091>
- Landeta, J. (2006). Current validity of the Delphi method in social sciences. *Technological Forecasting and Social Change*, 73(5), 467–482. <https://doi.org/10.1016/j.techfore.2005.09.002>
- Marques, J. B. V., & Freitas, D. de. (2018). Método DELPHI: caracterização e potencialidades na pesquisa em Educação. *Pro-Posições*, 29(2), 389–415. <https://doi.org/10.1590/1980-6248-2015-0140>
- Marques, J. D. A. (2015). *Implementação de um Programa de Fiabilidade de Aeronaves*. [Tese de Mestrado em Engenharia Mecânica, Instituto Superior de Engenharia de Lisboa].
- Matias, G. F. P. A. (2016). *Critérios Da Regulamentação-Base Aplicável À Operação Das Aeronaves Não Tripuladas (Drones) Em Espaço Aéreo Nacional*. Instituto Superior de Educação e Ciências. [Tese de Mestrado em Operações de Transporte Aéreo, Instituto Superior de Educação e Ciências, Lisboa].
- Mobley, R. K. (1999). *Root Cause Failure Analysis*. Em *Google Books*. Oxônia: Butterworth-Heinemann. https://books.google.pt/books?hl=pt-PT&lr=&id=yClADwAAQBAJ&oi=fnd&pg=PP1&dq=Root+Cause+Failure+Analysis+for+Maintenance&ots=8JXycSveSi&sig=w4Yn0-wdttmI3aCVbCaXxVfNcCc&redir_esc=y#v=onepage&q=Root%20Cause%20Failure%20Analysis%20for%20Maintenance&f=false
- Moubray, J. (1997). *Reliability-centered Maintenance*. Em *Google Books*. Nova Iorque:

[https://books.google.pt/books?id=bNCVF0B7vpIC&printsec=frontcover&dq=Reliability-centred+Maintenance+\(RCM\)&hl=pt-PT&sa=X&redir_esc=y#v=onepage&q=Reliability-centred%20Maintenance%20\(RCM\)&f=false](https://books.google.pt/books?id=bNCVF0B7vpIC&printsec=frontcover&dq=Reliability-centred+Maintenance+(RCM)&hl=pt-PT&sa=X&redir_esc=y#v=onepage&q=Reliability-centred%20Maintenance%20(RCM)&f=false)

- NASA. (2007). *Preliminary Considerations for Classifying Hazards of Unmanned Aircraft Systems*. Washington: NASA/TM-2007-214539.
- Natarajan, G. (2001). Ground control stations for unmanned air vehicles. *Defence Science Journal*, 51(3), 229–237. <https://doi.org/10.14429/dsj.51.2234>
- NATO. (2014). *AEP-83 Light Unmanned Aircraft Systems Airworthiness*. Brussels, Belgium: NSA.
- Nikodem, F., Bierig, A., & Dittrich, J. S. (2018). *The New Specific Operations Risk Assessment Approach for UAS Regulation Compared to Common Civil Aviation Risk Assessment*. Conferência Nacional “Luft- und Raumfahrt- Digitalisierung und Vernetzung”, Friedrichshafen, Alemanha, setembro de 2018. <https://elib.dlr.de/121660/>
- Nowlan, F. & Heap, H. (1978). *Reliability Centered Maintenance*. San Francisco, California: United Airlines.
- O’Hanlon, T. (s.d.). *What is criticality analysis?* Em Reliabilityweb.com. Acedido a 16 de abril de 2023 em <https://reliabilityweb.com/criticality-analysis>
- Pontecorvo, J. A. (1984). MSG-3-A Method for Maintenance Program Planning. *SAE Technical Paper Series*. <https://doi.org/10.4271/841485>
- Regulamento (EU) 2019/947 de 24 de maio de 2019*. Jornal Oficial da União Europeia: L 152 (2019). Acedido a 19 de setembro de 2023. Disponível em <https://eur-lex.europa.eu/legal-content/EN/TXT/?uri=CELEX:32019R0947>
- Regulamento n.º 553/2020 de 18 de junho de 2020*. Diário da República: 2ª série, n.º 117 (2020). Acedido a 18 de setembro de 2023. Disponível em <https://diariodarepublica.pt/dr/detalhe/regulamento/533-2020-136047794>
- Regulamento n.º 1093/2016 de 14 de dezembro de 2016*. Diário da República: 2ª série, n.º 238 (2016). Acedido a 18 de setembro de 2023. Disponível em <https://diariodarepublica.pt/dr/detalhe/regulamento/1093-2016-105367104>
- Regulamento n.º 539/2014 de 5 de dezembro de 2014*. Ministério da Defesa Nacional - Autoridade Aeronáutica Nacional, Pub. L. No. Diário da República: 2ª série n.º 236, 30608 (2014). Acedido a 26 de março de 2023 em

<https://files.dre.pt/2s/2014/12/236000000/3060830614.pdf>

- Rinker, T. (2014). The Treatment of Likert Data. *ResearchGate*. Acedido a 4 de agosto de 2023 em https://www.researchgate.net/publication/262011454_Likert
- SAE. (1994). *SAE-J1739- Potential Failure Mode and Effects Analysis in Design (Design FMEA) and Potential Failure Mode and Effects Analysis in Manufacturing and Assembly Processes (Process FMEA) Reference Manual*. Warrendale: SAE.
- SAE. (1996a). *ARP 4671- Guidelines and methods for conducting the safety assessment process on civil airborne systems and equipment*. Washington DC: SAE.
- SAE. (1996b). *ARP 4754-A Guidelines for Development of Civil Aircraft and Systems*. Washington DC: SAE.
- SAE. (1999). *SAE-JA1011- Evaluation Criteria for Reliability-Centered Maintenance (RCM) Process*. Warrendale: SAE.
- SAE J-1739. (2008). *Potential Failure Mode & Effects Analysis FMEA Reference Manual* (4th ed.). AIAG.
- Shawn C. Weed. (2002). *The quality of quantity: Mini-UAVs as an alternative UAV acquisition strategy at the army brigade level*. [Tese de Mestrado, Escola de Estudos Militares Avançados, Kansas].
- Silva, F. (2021). *Aplicação de metodologia “Reliability Centered Maintenance 3” (RCM3) ao sistema de refrigeração do sistema de armas Pandur II 8x8*. [Tese de Mestrado em Engenharia Mecânica, Academia Militar, Lisboa].
- Silva, R. F., & Tanaka, O. Y. (1999). Técnica Delphi: identificando as competências gerais do médico e do enfermeiro que atuam em atenção primária de saúde. *Revista da Escola de Enfermagem da USP*, 33(3), 207–216.
- Silva, S. R., Fonseca, M., & Brito, J. de. (2006). *Metodologia FMEA e sua aplicação construção de edifícios*. Laboratório Nacional de Engenharia Civil, Lisboa.
- Silvestri, A., Cerbaso, C., Falcone, D., Forcina, A., & Duraccio, V. (2014). *Maintenance critical analysis and priority index: A new model for maintenance policy*. [Simpósio]. 26º Simpósio Europeu de Modelação e Simulação, setembro de 2014. http://www.msc-les.org/proceedings/emss/2014/EMSS2014_432.pdf
- Sky Photo. (2020). *Tudo o que necessita saber sobre a nova regulamentação Europeia para Drones*. Acedido a 26 de março de 2023 em http://www.skyphoto.pt/Regras/Regulamentacao_Drones.html
- Tavares, H. D. F. (2012). *Aplicação de Metodologias RCM nos Planos de Manutenção de Sistemas de Proteção, Comando e Controlo*. [Tese de Mestrado em Engenharia

- Eletrónica e de Computadores da Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto].
Transport Canada. (2014). *Aeronautical Information Manual*. Ottawa: Transport Canada
Publisher.
- US Army. (2006). *Field Manual Interim 3-04.155 Army Unmanned Aircraft System
Operations*. Washington, DC: Department of the Army.
- Wezeman, S. (2007). *UAVs and UCAVs: Developments in the european union*. [Briefing
Paper]. Brussels: European Parliament.
- Woodhouse, J., & Moss, T. (1999). Criticality Analysis Revisited. *Quality and Reliability
Engineering*, 15(2), 117–121. [https://doi.org/10.1002/\(SICI\)1099-
1638\(199903/04\)15:23.3.CO;2-9](https://doi.org/10.1002/(SICI)1099-1638(199903/04)15:23.3.CO;2-9)
- Zhang, X., Liu, Y., Zhang, Y., Guan, X., Delahaye, D., & Tan, L. (2018). Safety Assessment
and Risk Estimation for Unmanned Aerial Vehicles Operating in National Airspace
System. *Journal of Advanced Transportation*. <https://doi.org/10.1155/2018/4731585>

APÊNDICES

APÊNDICE 1- ANÁLISE FMECA

Função	Falha Funcional	Efeito	Si	Modo de Falha	Ações para Mitigação dos Efeitos	Oi	Di	(SxO)j	Sr	Or	Dr	(SxO)r
UAS RAVEN												
SEGMENTO TERRESTRE												
SISTEMA DE CONTROLO DE VOO												
Comando manual com cabo integrado												
Controlar a aeronave a partir da GCS	Controla parcialmente a aeronave	Falhas na transmissão de comandos à aeronave (aterragem de emergência para prevenir danos maiores)	3	Botões do comando presos		1	1	3				
		Falhas na transmissão de comandos à aeronave (aterragem de emergência para prevenir danos maiores)	3	Botões do comando com mau contacto		1	3	3				
		Desempenho da bateria reduzido (aterragem de emergência para prevenir danos maiores)	3	Bateria do HUB com pouca carga		1	2	3				
		Falhas na transmissão de comandos à aeronave (aterragem de emergência para prevenir danos maiores)	3	Cabo do comando mal conectado		1	2	3				
		Falhas na transmissão de comandos à aeronave (aterragem de emergência para prevenir danos maiores)	3	Contactos do cabo do comando com detritos		1		3				
	Não controla a aeronave	Perda da capacidade de visualizar e configurar os comandos da aeronave	2	Comando ficou sem imagem		2		4				
		Perda da capacidade de controlar a aeronave através do comando manual	3	Cabo do comando danificado		1		3				
		Perda da alimentação do comando, levando à perda da capacidade de controlo da aeronave podendo originar uma queda descontrolada	3	Bateria do HUB descarregada		2		6				
		Perda da capacidade de controlo da aeronave através do comando manual	3	Contactos do cabo danificados		1		3				
		Perda da capacidade de controlar a aeronave através do comando manual	3	Botões do comando danificados		1		3				
		Perda da capacidade de controlar a aeronave através do comando manual	3	Contactos do cabo com corrosão		1		3				
		Visualizar imagens adquiridas pelo Gimbal	Permite a visualização de imagens distorcidas/de forma intermitente	Não coloca a segurança do voo em risco, mas compromete o cumprimento da missão (impacto operacional)	2	Gimbal mal montada		1		2		

		Compromete o cumprimento da missão (impacto operacional)	2	Encaixe da Gimbal com mau contacto		1	2							
		Não coloca a segurança do voo em risco, mas compromete o cumprimento da missão (impacto operacional)	2	Encaixe da Gimbal com detritos		1	2							
		Não coloca a segurança do voo em risco, mas compromete o cumprimento da missão (impacto operacional)	2	Encaixe da Gimbal com corrosão		1	2							
	Não permite visualizar imagens adquiridas pelo Gimbal	Não coloca a segurança do voo em risco, mas não permite o cumprimento da missão (impacto operacional)	2	Gimbal danificada		2	4							
		Não coloca a segurança do voo em risco, mas não permite o cumprimento da missão (impacto operacional)	2	Encaixe da Gimbal danificado		2	4							
		Não coloca a segurança do voo em risco, mas não permite o cumprimento da missão (impacto operacional)	2	Encaixe da Gimbal com corrosão		1	2							
SISTEMA DE ENERGIA														
Bateria da GCS														
Fornecer energia à GCS	Fornecer energia à GCS com falhas/ de forma intermitente	Redução do desempenho da GCS (aterragem de emergência para prevenir riscos maiores)	2	Bateria com pouca carga		1	2	2						
		Comportamento instável da bateria (oscilações na tensão e corrente de saída) (aterragem de emergência para prevenir riscos maiores)	3	Células da bateria desbalanceadas		1	2	3						
		Conexão elétrica instável (aterragem de emergência para prevenir riscos maiores)	3	Células da bateria com detritos		1	2	3						
	Não fornece energia à GCS	Perda da alimentação da GCS durante o voo leva à perda do controlo da aeronave	4	Bateria descarregada durante a operação		1	2	4						
		(verificável no solo) incapacidade de operar com a bateria	1	Células da bateria com corrosão		1	2	1						
		Falha na alimentação da GCS. Perda do controlo da aeronave	4	Montagem deficiente	Cumprimento do procedimento de montagem dos equipamentos	2	2	8	3	1	2	3		
		Redução da vida útil da bateria	2	Condições de armazenamento da bateria inapropriadas		1		2						
Carregador de bateria da GCS														
Carregar bateria da GCS	Não carrega a bateria da GCS	Não afeta a segurança em voo, mas provoca a indisponibilidade da bateria para futuras operações	2	Cabo que liga o carregador à bateria danificado		1	2	2						
		Não afeta a segurança em voo, mas provoca a indisponibilidade da bateria para futuras operações	2	Contactos do cabo que liga o carregador à bateria danificados		1	2	2						
		Não afeta a segurança em voo, mas provoca a indisponibilidade da bateria para futuras operações	2	Contactos do cabo que liga o carregador à bateria com detritos		1	2	2						

	Carrega a bateria da GCS de forma ineficiente	Não coloca a segurança em voo em risco, mas reduz a vida útil da bateria por ciclo de carga inapropriado	2	Cabo que liga o carregador à bateria danificado		1	2	2					
		Não coloca a segurança em voo em risco, mas reduz a vida útil da bateria por ciclo de carga inapropriado	2	Contactos do cabo que liga o carregador à bateria danificados		1	2	2					
		Não coloca a segurança em voo em risco, mas reduz a vida útil da bateria por ciclo de carga inapropriado	2	Contactos do cabo que liga o carregador à bateria com detritos		1	2	2					
Carregar bateria da aeronave	Não carrega a bateria da aeronave	Incapacidade de operar com a aeronave	1	Cabo que liga o carregador à bateria danificado		1	2	1					
		Incapacidade de operar com a aeronave	1	Contactos do cabo que liga o carregador à bateria danificados		1	2	1					
		Incapacidade de operar com a aeronave	1	Contactos do cabo que liga o carregador à bateria com detritos		1	2	1					
	Carrega a bateria da aeronave de forma ineficiente	Ciclos de carga inapropriado reduz o tempo de vida útil da bateria	2	Cabo que liga o carregador à bateria danificado		1	2	2					
		Ciclos de carga inapropriado reduz o tempo de vida útil da bateria	2	Contactos do cabo que liga o carregador à bateria danificados		1	2	2					
		Ciclos de carga inapropriado reduz o tempo de vida útil da bateria	2	Contactos do cabo que liga o carregador à bateria com detritos		1	2	2					
Adaptador para a bateria da GCS													
Ligar o carregador à bateria da GCS	Não realiza a ligação entre a bateria e o carregador	Incapacidade de realizar o carregamento da bateria (impacto operacional)	1	Contactos do Adaptador danificados		1	2	1					
		Incapacidade de realizar o carregamento da bateria (impacto operacional)	1	Adaptador mal encaixado		1		1					
	Realiza a ligação entre a bateria e o carregador de forma deficiente	Ciclo de carga inapropriado reduz a vida útil da bateria	2	Contactos do Adaptador com detritos		1		2					
		Ciclo de carga inapropriado reduz a vida útil da bateria	2	Adaptador mal encaixado		1		2					
		Ciclo de carga inapropriado reduz a vida útil da bateria	2	Contactos do Adaptador com corrosão		1		2					
SISTEMA DE COMUNICAÇÕES													
UNIDADE RF													
Antena direcional (patch antena)													
Comunicar bidirecionalmente entre a GCS e a aeronave	Não comunica bidirecionalmente entre a GCS e a aeronave	Perda de comunicação com a aeronave	3	Perda de sinal		2	2	6					
		Perda de comunicação com a aeronave	3	Interferências eletromagnéticas		2	2	6					
		Perda de comunicação com a aeronave	3	Antena mal direcionada		2	2	6					
		Perda de comunicação com a aeronave	3	Antena mal montada		2	2	6					
		Perda de comunicação com a aeronave	3	Aeronave fora do alcance da antena		2	2	6					
	Comunica bidirecionalmente entre a GCS e a aeronave com falhas	Comunicação com a aeronave instável - aterragem de emergência para prevenir danos maiores	2	Sinal fraco		3	2	6					

		Comunicação com a aeronave instável - aterragem de emergência para prevenir danos maiores	2	Operação em condições atmosféricas adversas		3	2	6					
		Comunicação com a aeronave instável - aterragem de emergência para prevenir danos maiores	2	Interferências eletromagnéticas		2	2	4					
		Comunicação com a aeronave instável - aterragem de emergência para prevenir danos maiores	2	Antena mal direcionada		3		6					
Antena omnidirecional													
Comunicar bidireccionalmente entre a GCS e a aeronave	Não comunica bidireccionalmente entre a GCS e a aeronave	Perda de comunicação com a aeronave	3	Perda de sinal		2		6					
		Perda de comunicação com a aeronave	3	Interferências eletromagnéticas		2		6					
		Perda de comunicação com a aeronave	3	Antena mal montada		2			6				
		Perda de comunicação com a aeronave	3	Aeronave fora do alcance da antena		2			6				
		Perda de comunicação com a aeronave	3	Encaixe da antena danificado	Verificação do estado do encaixe durante a montagem e após cada operação	3	2	9	3	1	2	3	
		Perda de comunicação com a aeronave	3	Encaixe da antena com detritos		1		3					
	Comunica bidireccionalmente entre a GCS e a aeronave com falhas	Comunicação com a aeronave instável - aterragem de emergência para prevenir danos maiores	2	Sinal fraco		3			6				
		Comunicação com a aeronave instável - aterragem de emergência para prevenir danos maiores	2	Operação em condições atmosféricas adversas		3			6				
		Comunicação com a aeronave instável - aterragem de emergência para prevenir danos maiores	2	Interferências eletromagnéticas		2			4				
		Comunicação com a aeronave instável - aterragem de emergência para prevenir danos maiores	2	Encaixe da antena danificado		3			6				
		Comunicação com a aeronave instável - aterragem de emergência para prevenir danos maiores	2	Encaixe da antena com detritos		1			2				
Cabo RF 6ft													
Conectar a unidade RF ao HUB	Não realiza a conexão entre a unidade RF e o HUB	Perda da capacidade de comunicar com a aeronave (risco de queda descontrolada)	4	Cabo danificado		1		4					
		Perda da capacidade de comunicar com a aeronave (risco de queda descontrolada)	4	Contactos do cabo danificados		1		4					
		Perda da capacidade de comunicar com a aeronave (risco de queda descontrolada)	4	Contactos do cabo com corrosão		1			4				
	Realiza a conexão entre a unidade RF e o HUB de forma deficiente	3	Falhas na transmissão de comandos à aeronave- aterragem forçada para prevenir danos maiores	Cabo danificado (mas funcional)		1		3					

		Falhas na transmissão de comandos à aeronave- aterragem forçada para prevenir danos maiores	3	Contactos do cabo com detritos		1		3						
		Falhas na transmissão de comandos à aeronave- aterragem forçada para prevenir danos maiores	3	Cabo mal ligado		2		6						
UNIDADE HUB														
Estabelecer a ligação entre a GCS e a aeronave	Não estabelece a ligação entre a GCS e a aeronave	Incapacidade de comunicar com a aeronave	4	Portas do HUB com corrosão (verificável no solo)		1		4						
		Incapacidade de comunicar com a aeronave	1	Portas do HUB danificadas (verificável no solo)		2	2	2						
		HUB sem alimentação (pode resultar em queda descontrolada da aeronave por perda de comunicação)	4	Bateria da GCS descarregada durante o voo	Possuir uma segunda bateria para alimentar a GCS. Monitorizar a autonomia da bateria durante a operação		1	2	4		1	2		
		HUB sem alimentação (pode resultar em queda descontrolada da aeronave por perda de comunicação)	4	Bateria da GCS mal montada			1		4					
		Perda de comunicação com a aeronave (pode resultar em queda descontrolada)	4	Problemas nos componentes internos do HUB			3	4	12	4	1	4	4	
	Estabelece a ligação entre a GCS e a aeronave de forma intermitente/com falhas	Ligação instável (aterragem de emergência para prevenir riscos maiores)	2	Portas do HUB com detritos			1		2					
		Ligação instável (aterragem de emergência para prevenir riscos maiores)	2	Portas do HUB com corrosão			1		2					
		Desempenho da bateria reduzido	2	Bateria da GCS com pouca carga			1		2					
		Ligação instável (aterragem de emergência para prevenir riscos maiores)	2	Problemas nos componentes internos do HUB			3		6					
	Acoplar a bateria da GCS	Não acopla a bateria da GCS	Incapacidade de realizar a missão	1	Suporte partido		2		2					
Carregar Dados Digitais de Elevação do Terreno (DTED) do laptop	Não carrega dados DTED	Falta de informação sobre o terreno (aumenta o risco de colisão)	2	Informação DTED indisponível para a área selecionada		2		4						
		Falta de informação sobre o terreno (aumenta o risco de colisão)	2	Erro do software		2		4						
		Falta de informação sobre o terreno (aumenta o risco de colisão)	2	Transferência interrompida		2		4						
COMPUTADOR														
Computador portátil														
Planear a missão através do software FalconView (uso opcional) antes de iniciar voo	Não permite planear a missão	Não afeta a segurança do voo uma vez que a aeronave pode operar sem computador, mas reduz a capacidade operacional	2	Erros de operador ao planear missão		2		4						
		Não afeta a segurança do voo uma vez que a aeronave pode operar sem computador, mas reduz a capacidade operacional	2	Software desatualizado		2		4						

		Navegar sem dados DTED aumenta o risco de colisão da aeronave. Os cálculos para o centro de campo de visão (CFOV) apenas são precisos a partir da altitude de 500ft	2	Dados DTED para a área selecionada indisponíveis		2	4					
Controlar a missão através do software FalconView durante o voo	Não permite controlar da missão durante o voo	Perda de comunicação com a aeronave (não afeta a segurança uma vez que a aeronave pode operar sem computador, mas reduz a capacidade operacional)	2	Perda de ligação Ethernet		2	4					
		Risco de colisão da aeronave (por ter sido selecionado um ponto abaixo do nível de altitude considerado seguro)	3	Erro do operador (selecionar pontos de rota abaixo do aviso de segurança de altitude)		2	6					
		A aeronave consegue continuar a voar sem computador, passando o seu controlo a ser feito pelo comando manual (redução da capacidade operacional)	2	Falha na alimentação do computador		1	2					
		Navegar sem dados DTED aumenta o risco de colisão da aeronave. Os cálculos para o centro de campo de visão (CFOV) apenas são precisos a partir da altitude de 500ft	2	Falha ao transferir dados DTED		2	4					
		Permite controlar a missão com falhas/delays	2	Atraso entre a definição do novo ponto de rota e o redireccionamento da aeronave		3	6					
		2	Redução do desempenho do computador (fica mais lento)		1	2						
Alimentação AC do computador												
Fornecer energia ao computador	Não fornece energia ao computador	Não permite a transferência de energia para o computador (redução da capacidade operacional, ficando a missão dependente da autonomia da bateria interna do computador)	1	Cabo do alimentador danificado		2	2					
		Não permite a passagem de corrente para o computador (redução da capacidade operacional, ficando a missão dependente da autonomia da bateria interna do computador)	1	Contactos do alimentador danificados		1	1					
		Não permite a passagem de corrente para o computador (redução da capacidade operacional, ficando a missão dependente da autonomia da bateria interna do computador)	1	Contactos do alimentador com corrosão		1	1					
		Não permite a passagem de corrente para o computador (redução da capacidade operacional, ficando a missão dependente da autonomia da bateria interna do computador)	1	Porta de ligação do cabo no computador danificada		2	2					

	Fornecer energia ao computador de forma deficiente	Resistência à passagem de corrente levando à redução da velocidade de carregamento do computador	1	Cabo do alimentador danificado		2	2				
		Resistência à passagem de corrente levando à redução da velocidade de carregamento do computador	1	Contactos do alimentador com detritos		1	1				
		Resistência à passagem de corrente levando à redução da velocidade de carregamento do computador	1	Contactos do alimentador com corrosão		1	1				
		Resistência à passagem de corrente levando à redução da velocidade de carregamento do computador	1	Porta de ligação do cabo do computador com detritos		1	1				
Cabo Ethernet											
Permitir transferência de dados do computador para o HUB	Não permite a transferência de dados do computador para o HUB	A informação do computador não é carregada para o HUB. Não compromete a segurança do voo (a aeronave pode voar sem computador) mas diminui a capacidade operacional (impacto operacional)	1	Cabo danificado		2	2				
		A informação do computador não é carregada para o HUB. Não compromete a segurança do voo (a aeronave pode voar sem computador) mas diminui a capacidade operacional (impacto operacional)	1	Contactos do cabo partidos		1	1				
		A informação do computador não é carregada para o HUB. Não compromete a segurança do voo (a aeronave pode voar sem computador) mas diminui a capacidade operacional (impacto operacional)	1	Contactos do cabo com corrosão		1	1				
		A informação do computador não é carregada para o HUB. Não compromete a segurança do voo (a aeronave pode voar sem computador) mas diminui a capacidade operacional (impacto operacional)	1	Cabo ligado indevidamente		2	2				
	Permite a transferência de dados do computador para o HUB com falhas	Diminui a velocidade/eficiência do processo de transferência de dados (não compromete a segurança do voo, mas reduz a capacidade operacional)	1	Cabo danificado (mas funcional)		2	2				
		Diminui a velocidade/eficiência do processo de transferência de dados (não compromete a segurança do voo, mas reduz a capacidade operacional)	1	Contactos do cabo com detritos		1	1				

		Diminui a velocidade/eficiência do processo de transferência de dados (não compromete a segurança do voo, mas reduz a capacidade operacional)	1	Contactos do cabo com corrosão		1	1							
UAV														
SISTEMA DE NAVEGAÇÃO														
GPS														
Dispositivo GPS														
Adquirir medidas precisas de localização geográfica e altitude	Não adquire completamente medidas de localização geográfica e altitude (durante o voo)	Perda da informação sobre a localização atual da aeronave através de coordenadas GPS	4	Falha total na aquisição de satélites	Em caso de perda do GPS o operador pode continuar a operar utilizando a bússola para fazer a aeronave regressar ao ponto de lançamento.	2	1	8	2	2	1	4		
		Perda da informação sobre a localização atual da aeronave através de coordenadas GPS	4	Bateria do GPS descarregada		1		4						
	Adquire medidas de localização geográfica e altitude imprecisas/erradas	Perda de referências de navegação causará aumento da carga de trabalho do operador para manter a navegação segura	2	Aquisição de satélites incompleta		3		6						
		Desempenho do GPS reduzido	2	Bateria do GPS com pouca carga		1		2						
Bateria do GPS														
Fornecer energia ao GPS	Fornecer energia ao GPS com falhas/ de forma intermitente	Redução do desempenho do GPS	2	Bateria com pouca carga		1		2						
		Comportamento instável da bateria (oscilações na tensão e corrente de saída)	2	Células da bateria desbalanceadas		1		2						
		Conexão elétrica instável	2	Células da bateria com detritos		1		2						
	Não fornece energia ao GPS durante o voo	Perda da informação sobre a localização atual da aeronave através de coordenadas GPS	4	Bateria descarregada durante o voo		1		4						
		Perda da informação sobre a localização atual da aeronave através de coordenadas GPS	4	Células da bateria com corrosão		1		4						
		Perda da informação sobre a localização atual da aeronave através de coordenadas GPS	4	Montagem deficiente		1		4						
		Redução da vida útil da bateria	2	Condições de armazenamento da bateria inapropriadas		1		2						
Tubo pitot														
Medir a velocidade do ar	Não mede a velocidade do ar (completamente)	Ausência de informação relativa à velocidade do ar (risco para a segurança)	3	Tubo danificado		2	3	6	3					
		Ausência de informação relativa à velocidade do ar (risco para a segurança)	3	Tubo entupido		3	3	9	3	1	3	3		
		Ausência de informação relativa à velocidade do ar (risco para a segurança)	3	Tubo com condensação no interior (devido a condições meteorológicas adversas)	Não operar com chuva, neve ou tempestade	3	3	9	1	1	3	1		

	Mede a velocidade do ar com erro/imprecisão	Controlo da velocidade da aeronave afetado, risco de perda de sustentação ao voar com velocidade inferior à mínima de controlo da aeronave	3	Tubo danificado (mas funcional)	Verificar a integridade do componente antes de cada operação	3	3	9	3	1	3	3
		Controlo da velocidade da aeronave afetado, risco de perda de sustentação ao voar com velocidade inferior à mínima de controlo da aeronave	3	Tudo entupido	Verificar a integridade do componente antes de cada operação	3	3	9	3	1	3	3
		Controlo da velocidade da aeronave afetado, risco de perda de sustentação ao voar com velocidade inferior à mínima de controlo da aeronave	3	Tubo com condensação no interior (devido a condições meteorológicas adversas)	Não operar com chuva, neve ou tempestade	3	3	9	1	1	3	1
Giroscópios												
Controlar a taxa de rotação da aeronave	Não controla a taxa de rotação (falha total)	Perda total dos controlos de voo- risco de colisão e/ou queda descontrolada	4	Falha total da alimentação (bateria da aeronave)		1		4				
		Risco de colisão da aeronave por perda de orientação	3	Giroscópio danificado		2		6				
	Controla a taxa de rotação de forma imprecisa/com erros	Fornecer dados errados/imprecisos, colocando em risco a segurança do voo	3	Giroscópio descalibrado	Realizar procedimentos de verificação funcional antes do voo	2	3	6				
		Desempenho dos sensores reduzido	2	Alimentação (bateria da aeronave) com pouca carga		1		2				
		Desempenho dos sensores reduzido	2	Operação em condições atmosféricas extremas		3		6				
Acelerómetros												
Controlar a aceleração da aeronave	Não controla a aceleração da aeronave (falha total)	Perda total dos controlos de voo- risco de colisão e/ou queda descontrolada	4	Falha total da alimentação (bateria da aeronave)		1		4				
		Risco de colisão da aeronave	4	Acelerómetro danificado		1		4				
	Controla a aceleração da aeronave com imprecisões/erros	Fornecer dados errados/imprecisos, colocando em risco a segurança do voo	3	Acelerómetro descalibrado		2		6				
		Desempenho dos sensores reduzido	2	Alimentação (bateria da aeronave) com pouca carga		1		2				
		Desempenho dos sensores reduzido	2	Operação em condições atmosféricas extremas		3		6				
Magnetómetro												
Medir intensidade e direção do campo magnético	Não mede a intensidade e direção do campo magnético (completamente)	Perda da referência direcional que aumenta o risco de colisão (especialmente em condições de visibilidade reduzida)	3	Magnetómetro danificado		2		6				
		Perda total dos controlos de voo- risco de colisão e/ou queda descontrolada	4	Falha total da alimentação (bateria da aeronave)		1		4				
	Mede a intensidade e direção do campo magnético com erros/imprecisão	Controlo direcional afetado, aumento da carga de trabalho do operador para manter a segurança da operação	2	Interferências magnéticas		2		4				

		Controlo direcional afetado, aumento da carga de trabalho do operador para manter a segurança da operação	2	Magnetómetro danificado (mas funcional)		2	4					
		Controlo direcional afetado, aumento da carga de trabalho do operador para manter a segurança da operação	2	Magnetómetro descalibrado		2	4					
		Desempenho dos sensores reduzido	2	Alimentação (bateria da aeronave) com pouca carga		1	2					
SISTEMA DE ENERGIA												
Bateria recarregável da aeronave												
Fornecer energia aos sistemas da aeronave	Fornecer energia aos sistemas da aeronave com falhas/ de forma intermitente	Redução do desempenho da aeronave	2	Bateria com pouca carga		1	2					
		Comportamento instável da bateria (oscilações na tensão e corrente de saída)	2	Células da bateria desbalanceadas		2	4					
		Conexão elétrica instável	3	Células da bateria com detritos		1	3					
		Resistência na passagem da corrente para alimentar os sistemas	3	Células da bateria com corrosão		1	3					
		Circuito elétrico vulnerável, risco para a segurança da operação	3	Fusível da bateria partido		1	3					
		Circuito elétrico vulnerável, risco para a segurança da operação	3	Fusível da bateria mal montado		2	6					
	Não fornece energia ao sistema da aeronave	Durante o voo leva à perda total do controlo da aeronave e sua queda descontrolada	4	Bateria descarregada		1	4					
		Impossibilita completamente a passagem de corrente para alimentar os sistemas	4	Células da bateria com corrosão		1	4					
		Redução da vida útil da bateria	2	Condições de armazenamento da bateria inapropriadas		1	2					
		Fluxo da corrente elétrica interrompido. A energia não é transmitida aos sistemas elétricos. Durante o voo pode causar a queda descontrolada da aeronave	4	Fusível da bateria fundido		1	4					
SISTEMA DE VOO AUTÓNOMO												
Piloto automático												
Controlar o voo automaticamente	Não controla o voo automaticamente (falha total)	Perda da capacidade de voo autónomo (controlo da velocidade), segurança da operação em risco por perda do controlo da aeronave	3	Falha total do acelerómetro		1	3					
		Perda da capacidade de voo autónomo (controlo da velocidade angular), segurança da operação em risco por perda do controlo da aeronave	2	Falha total do giroscópio		1	2					

		Perda da capacidade de voo autônomo (navegação por coordenadas gps), segurança da operação em risco por perda do controlo da aeronave	2	Falha total do GPS		1		2					
Controla o voo de forma parcial e/ou com erros		Leituras imprecisas que afetam os controlos de voo	3	Problemas no tubo pitot		2		6					
		Imprecisões na velocidade da aeronave. Necessidade de recuperação manual para prevenir danos maiores	3	Falha parcial do acelerómetro		1		3					
		Imprecisões na orientação da aeronave. Necessidade de recuperação manual para prevenir danos maiores	3	Falha parcial do giroscópio		1		3					
		Imprecisões na localização da aeronave. Necessidade de recuperação manual para prevenir danos maiores	3	Falha parcial do GPS		1		3					
SISTEMA DE COMUNICAÇÕES													
Antena do UAV													
Permitir a comunicação da aeronave com a GCS	Não permite a comunicação da aeronave com a GCS	Incapacidade de comunicar com a GCS	4	Contactos da conexão entre o tailboom e o airframe com corrosão		1		4					
		Incapacidade de comunicar com a GCS (perda de ligação- LOL)	4	Perda de sinal	Em caso de perda de sinal (LOL) a aeronave, através do gps, pode retornar ao ponto de descolagem (de forma automática sem intervenção do operador)	2	2	8	2	1	2	2	
		Incapacidade de comunicar com a GCS	4	Interferências eletromagnéticas		1		4					
		Perda do fornecimento de energia aos sistemas elétricos da aeronave, incapacidade de comunicar com a GCS	4	Falha total da fonte de alimentação (bateria da aeronave)		1		4					
		Incapacidade de comunicar com a GCS	4	Contactos da conexão entre o tailboom e o airframe danificados		1		4					
	Permite a comunicação da aeronave com a GCS com intermitência (falha parcial)	Falhas/atrasos na transmissão dos comandos à aeronave. Pode levar a consequências graves (perda do controlo da aeronave)	2	Conexão entre o tailboom e o airframe mal realizada		2		4					
		Falhas/atrasos na transmissão dos comandos à aeronave. Pode levar a consequências graves (perda do controlo da aeronave)	2	Contactos da conexão entre o tailboom e o airframe com detritos		2		4					
		Falhas/atrasos na transmissão dos comandos à aeronave. Pode levar a consequências graves (perda do controlo da aeronave)	2	Contactos da conexão entre o tailboom e o airframe com corrosão (mas funcionais)		1		2					

		Falhas/atrasos na transmissão dos comandos à aeronave. Pode levar a consequências graves (perda do controle da aeronave)	2	Interferências eletromagnéticas		1	2				
		Desempenho dos componentes reduzido causando falhas/atrasos na transmissão dos comandos à aeronave. Pode levar a consequências graves (perda do controle da aeronave)	2	Falha parcial da fonte de alimentação (bateria da aeronave)		1	2				
Amplificador de antena											
Aumentar a potência do sinal da antena do UAV	Não aumenta a potência do sinal (falha total)	Redução do raio de operação da aeronave (impacto operacional)	2	Componentes internos do amplificador danificados		3	6				
		Redução do raio de operação da aeronave (impacto operacional)	2	Cabo que liga a antena ao amplificador danificado		1	2				
	Aumenta a potência de forma instável (falha parcial)	Redução da eficácia do amplificador (impacto operacional)	2	Interferências eletromagnéticas		1	2				
		Redução da eficácia do amplificador (impacto operacional)	2	Sinal de entrada instável		1	2				
		Redução da eficácia do amplificador (impacto operacional)	2	Operação em condições ambientais adversas		3	6				
SISTEMA DE VIGILÂNCIA											
GIMBAL											
Câmara EO											
Mostrar imagens adquiridas pela câmara	Não mostra imagens adquiridas pela câmara	Não coloca a segurança do voo em risco, mas não permite o cumprimento da missão (impacto operacional)	1	Encaixe da Gimbal com corrosão		1	1				
		Não coloca a segurança do voo em risco, mas não permite o cumprimento da missão (impacto operacional)	1	Encaixe da Gimbal danificado		2	2				
		Não coloca a segurança do voo em risco, mas compromete o cumprimento da missão (impacto operacional)	1	Gimbal mal montada		1	1				
		Não coloca a segurança do voo em risco, mas compromete o cumprimento da missão (impacto operacional)	1	Lente da câmara danificada		2	2				
		Não coloca a segurança do voo em risco, mas compromete o cumprimento da missão (impacto operacional)	1	Problemas nos componentes internos da Gimbal (não conhecidos pelo utilizador)		4	4				
	Mostra imagens com baixa qualidade/distorcidas	Não coloca a segurança do voo em risco, mas compromete o cumprimento da missão (impacto operacional)	1	Encaixe da Gimbal com corrosão		1	1				
		Não coloca a segurança do voo em risco, mas compromete o cumprimento da missão (impacto operacional)	1	Encaixe da Gimbal com detritos		1	1				

		Não coloca a segurança do voo em risco, mas compromete o cumprimento da missão (impacto operacional)	1	Encaixe da Gimbal com mau contacto		1	1				
		Não coloca a segurança do voo em risco, mas compromete o cumprimento da missão (impacto operacional)	1	Lente da câmara suja		2	2				
		Não coloca a segurança do voo em risco, mas compromete o cumprimento da missão (impacto operacional)	1	Problemas nos estabilizadores do Gimbal		3	3				
Câmara IR											
Detetar radiação infravermelha	Não deteta radiação IR	Não coloca a segurança do voo em risco, mas não permite o cumprimento da missão (impacto operacional)	1	Encaixe da Gimbal com corrosão		1	1				
		Não coloca a segurança do voo em risco, mas compromete o cumprimento da missão (impacto operacional)	1	Gimbal mal montada		1	1				
		Não coloca a segurança do voo em risco, mas não permite o cumprimento da missão (impacto operacional)	1	Encaixe da Gimbal danificado		2	2				
		Não coloca a segurança do voo em risco, mas compromete o cumprimento da missão (impacto operacional)	1	Lente da câmara danificada		2	2				
		Não coloca a segurança do voo em risco, mas compromete o cumprimento da missão (impacto operacional)	1	Problemas nos componentes internos da Gimbal (não conhecidos pelo utilizador)		4	4				
	Deteta radiação IR com pouca qualidade	Não coloca a segurança do voo em risco, mas compromete o cumprimento da missão (impacto operacional)	1	Encaixe da Gimbal com corrosão		1	1				
		Não coloca a segurança do voo em risco, mas compromete o cumprimento da missão (impacto operacional)	1	Encaixe da Gimbal com detritos		1	1				
		Não coloca a segurança do voo em risco, mas compromete o cumprimento da missão (impacto operacional)	1	Encaixe da Gimbal com mau contacto		1	1				
		Não coloca a segurança do voo em risco, mas compromete o cumprimento da missão (impacto operacional)	1	Problemas nos estabilizadores do Gimbal		3	3				
		Designador laser									
Designar objetivos no terreno através de feixe de luz laser	Não permite a designação de objetivos	Não coloca a segurança do voo em risco, mas não permite o cumprimento da missão (impacto operacional)	1	Designador danificado		2	2				
		Não coloca a segurança do voo em risco, mas não permite o cumprimento da missão (impacto operacional)	1	Encaixe da Gimbal com corrosão		1	1				

		Não coloca a segurança do voo em risco, mas compromete o cumprimento da missão (impacto operacional)	1	Gimbal mal montada		1	1					
		Não coloca a segurança do voo em risco, mas não permite o cumprimento da missão (impacto operacional)	1	Encaixe da Gimbal danificado		2	2					
		Não coloca a segurança do voo em risco, mas compromete o cumprimento da missão (impacto operacional)	1	Problemas nos componentes internos da Gimbal (não conhecidos pelo utilizador)		2	2					
Permite a designação de objetivos com baixa qualidade/intensidade		Não coloca a segurança do voo em risco, mas compromete o cumprimento da missão (impacto operacional)	1	Lentes e espelhos do designador desalinados		1	1					
		Não coloca a segurança do voo em risco, mas compromete o cumprimento da missão (impacto operacional)	1	Encaixe da Gimbal com corrosão		1	1					
		Não coloca a segurança do voo em risco, mas compromete o cumprimento da missão (impacto operacional)	1	Encaixe da Gimbal com detritos		1	1					
		Não coloca a segurança do voo em risco, mas compromete o cumprimento da missão (impacto operacional)	1	Encaixe da Gimbal com mau contacto		1	1					
SISTEMA ESTRUTURAL												
Fuselagem												
Sustentar a aeronave durante o voo	Não sustenta a aeronave durante o voo	Transmissão de vibrações e perda da aerodinâmica	4	Estrutura danificada devido a choques/impactos durante o voo (Ex: pássaros) ou na aterragem	Em caso de perda de aerodinâmica encaminhar a aeronave para que a queda seja realizada numa zona segura que não coloque em risco vidas humanas	3	2	12	3	1	2	3
	Sustenta a aeronave de forma deficiente	Afeta a aerodinâmica e que poderá conduzir à queda da aeronave	4	Estrutura danificada (mas parcialmente funcional) devido a choques/impactos durante o voo (Ex: pássaros) ou na aterragem	Em caso de perda de aerodinâmica encaminhar a aeronave para que a queda seja realizada numa zona segura que não coloque em risco vidas humanas	3	2	12	3	1	2	3
			Transmissão de vibrações e perda de aerodinâmica	4	Estrutura com fissuras	Em caso de perda de aerodinâmica encaminhar a aeronave para que a queda seja realizada numa zona segura que não coloque em risco vidas humanas	3	2	12	3	1	2
Acoplar a bateria da aeronave	Não permite a montagem da bateria	Se a falha ocorrer no solo não se consegue efetuar a missão. Se a falha ocorrer em voo, a bateria pode soltar-se, e pode levar à queda da aeronave	4	Local de encaixe danificado	Em caso de perda da bateria em voo, tentar encaminhar a aeronave para que a queda seja realizada numa zona segura e não coloque em risco vidas humanas	2	2	8	3	1	2	3

	Permite a montagem da bateria de forma incorreta	Segurança de voo comprometida por alimentação incorreta dos sistemas	2	Local de encaixe com detritos		1		2					
		Segurança de voo comprometida por alimentação incorreta dos sistemas	2	Contactos do local de encaixe com corrosão		1		2					
Acoplar a hélice	Não permite a montagem da hélice	Se a falha ocorrer no solo não se consegue efetuar a missão. Se a falha ocorrer em voo, a hélice pode soltar-se, o que é perigoso e pode levar à queda da aeronave (por perda da capacidade de propulsão)	4	Local de montagem danificado	Em caso de perda da hélice em voo, tentar encaminhar a aeronave para que a queda seja realizada numa zona segura e não coloque em risco vidas humanas	2	2	8	3	2	2		6
	Permite a montagem da hélice de forma incorreta	Segurança de voo comprometida por falha do sistema de propulsão	2	Local de montagem com detritos		1		2					
Acoplar a Gimbal	Não permite a montagem da Gimbal	Se a falha ocorrer no solo não se consegue efetuar a missão. Se a falha ocorrer em voo, a Gimbal pode soltar-se, o que é perigoso (não só pela queda e perda da Gimbal, mas também pela perda da aerodinâmica da aeronave que pode levar à queda da aeronave)	4	Local de encaixe danificado	Cumprimento do procedimento de montagem dos equipamentos	2	3	8	3	1	3		3
	Permite a montagem da Gimbal de forma incorreta	Não compromete a segurança do voo, mas afeta o cumprimento da missão por falha (parcial ou total) da Gimbal	2	Local de encaixe com detritos		1		2					
		Não compromete a segurança do voo, mas afeta o cumprimento da missão por falha (parcial ou total) da Gimbal	2	Contactos do local de encaixe com corrosão		1		2					
Asas													
Asa esquerda													
Estabilizar a aeronave durante o voo	Não estabiliza a aeronave	Efeito catastrófico na segurança do voo, perda total da aerodinâmica, queda descontrolada	4	Montagem inadequada	Cumprimento do procedimento de montagem dos equipamentos	3	2	12	3	1	2		3
		(situação verificável em terra) Asa INOP, não pode ser utilizada para realizar o voo	1	Zona de encaixe à asa central danificado (não permite a montagem)		3		3					
		transmissão de vibrações e perda de aerodinâmica	4	Estrutura danificada devido a choques/impactos durante o voo (Ex: pássaros) ou na aterragem	Em caso de perda de aerodinâmica encaminhar a aeronave para que a queda seja realizada numa zona segura que não coloque em risco vidas humanas	3	2	12	3	1	2		3
	Estabiliza parcialmente a aeronave	Voo instável, risco de colisão	3	Estrutura com fissuras	Em caso de voo instável encaminhar a aeronave para que a queda seja realizada numa zona segura que não coloque em risco vidas humanas	3	2	9	2	1	2		2

		Risco de perda do componente durante o voo podendo levar a queda descontrolada	4	Zona de encaixe à asa central danificado (mas permite a montagem)	Em caso de perda de componente tentar encaminhar a aeronave para que a queda seja realizada numa zona segura que não coloque em risco vidas humanas	2	2	8	3	2	2	6
		Afeta a aerodinâmica e que poderá conduzir à queda da aeronave	4	Estrutura danificada (mas parcialmente funcional) devido a choques/impactos durante o voo (Ex: pássaros) ou na aterragem	Em caso de perda de aerodinamica encaminhar a aeronave para que a queda seja realizada numa zona segura que não coloque em risco vidas humanas	3	2	12	3	1	2	3
Asa direita												
Estabilizar a aeronave durante o voo	Não estabiliza a aeronave	Efeito catastrófico na segurança do voo, perda total da aerodinâmica, queda descontrolada	4	Montagem inadequada	Cumprimento do procedimento de montagem dos equipamentos	3	2	12	3	1	2	3
		(situação verificável em terra) Asa INOP, não pode ser utilizada para realizar o voo	1	Zona de encaixe à asa central danificado (não permite a montagem)		3		3				
		transmissão de vibrações e perda de aerodinamica	4	Estrutura danificada devido a choques/impactos durante o voo (Ex: pássaros) ou na aterragem	Em caso de perda de aerodinamica encaminhar a aeronave para que a queda seja realizada numa zona segura que não coloque em risco vidas humanas	3	2	12	3	1	2	3
	Estabiliza parcialmente a aeronave	Voo instável, risco de colisão	3	Estrutura com fissuras	Em caso de voo instável encaminhar a aeronave para que a queda seja realizada numa zona segura que não coloque em risco vidas humanas	3	2	9	2	1	2	2
		Risco de perda do componente durante o voo podendo levar a queda descontrolada	4	Zona de encaixe à asa central danificado (mas permite a montagem)	Em caso de perda de componente tentar encaminhar a aeronave para que a queda seja realizada numa zona segura que não coloque em risco vidas humanas	2	2	8	3	2	2	6
		Afeta a aerodinâmica e que poderá conduzir à queda da aeronave	4	Estrutura danificada (mas parcialmente funcional) devido a choques/impactos durante o voo (Ex: pássaros) ou na aterragem	Em caso de perda de aerodinamica encaminhar a aeronave para que a queda seja realizada numa zona segura que não coloque em risco vidas humanas	3	2	12	3	1	2	3
Asa central												
Estabilizar a aeronave durante o voo	Não estabiliza a aeronave	Perda total da aerodinâmica, risco de queda descontrolada	4	Montagem inadequada	Cumprimento do procedimento de montagem dos equipamentos	3	2	12	3	1	2	3
		(situação verificável em terra) Asa INOP, não pode ser utilizada para realizar o voo	1	Zona de encaixe à fuselagem danificado (não permite a montagem)		3		3				

		transmissão de vibrações e perda de aerodinâmica	4	Estrutura danificada devido a choques/impactos durante o voo (Ex: pássaros) ou na aterragem	Em caso de perda de aerodinâmica encaminhar a aeronave para que a queda seja realizada numa zona segura que não coloque em risco vidas humanas	3	2	12	3	1	2	3
	Estabiliza parcialmente a aeronave	Voo instável, risco de colisão	3	Estrutura com fissuras	Em caso de voo instável encaminhar a aeronave para que a queda seja realizada numa zona segura que não coloque em risco vidas humanas	3	2	9	2	1	2	2
		Risco de perda do componente durante o voo podendo levar a queda descontrolada	4	Zona de encaixe à fuselagem danificada (mas permite a montagem)	Em caso de perda de componente tentar encaminhar a aeronave para que a queda seja realizada numa zona segura que não coloque em risco vidas humanas	2	2	8	3	2	2	6
		Afeta a aerodinâmica e que poderá conduzir à queda da aeronave	4	Estrutura danificada (mas parcialmente funcional) devido a choques/impactos durante o voo (Ex: pássaros) ou na aterragem	Em caso de perda de aerodinâmica encaminhar a aeronave para que a queda seja realizada numa zona segura que não coloque em risco vidas humanas	3	2	12	3	1	2	3
Estabilizadores												
Estabilizador horizontal												
Stabilator pushrod												
Regular amplitude de movimento do estabilizador	Não regula a amplitude de movimento do estabilizador	Perda total do controlo do movimento vertical da aeronave, voo descontrolado	4	Componente partido	Em caso de descontrolo de voo tentar encaminhar a aeronave para uma zona segura para que a queda não coloque em risco vidas humanas	2	2	8	3	2	2	6
		Perda total do controlo do movimento vertical da aeronave, voo descontrolado	4	Componente mal montado	Cumprir procedimento de montagem. Em caso de descontrolo tentar encaminhar a aeronave para uma zona segura para a queda não coloque em risco vidas	2	2	8	3	2	2	6
		O movimento não é transferido para a haste, perda total do controlo do movimento vertical da aeronave, voo descontrolado	4	Problemas no servo motor		1		4				
	Regula inadequadamente a amplitude de movimento do estabilizador	Controlo do movimento vertical da aeronave afetado, risco de colisão da aeronave	4	Haste desajustada	Em caso de descontrolo de voo tentar encaminhar a aeronave para uma zona segura para evitar colisões	2	3	8	3	2	3	6
Clip do estabilizador												

Montar o estabilizador	Não permite a montagem do estabilizador	(situação verificável no solo) Clip INOP, impossibilidade de realizar voo (impacto operacional)	1	Ambas as pinças do clip partidas		3		3						
	Permite a montagem de forma inadequada	Risco de perder o estabilizador durante o voo, levando à perda do controlo vertical da aeronave e risco de colisão	4	Uma das duas pinças do clip partidas durante o voo devido a impactos	Encaminhar a aeronave para que a queda seja realizada numa zona segura que não coloque em risco vidas humanas	2	2	8	3	2	2		6	
		Risco de perder o estabilizador durante o voo, levando à perda do controlo vertical da aeronave e risco de colisão	4	Pinças com folgas (estabilizador fica lasso)	Em caso de perda do componente tentar encaminhar a aeronave para uma zona segura para que a queda não coloque em risco vida humana	3	1	12	1	2	1		2	
Servo motor														
Permitir o movimento do estabilizador	Não permite o movimento do estabilizador (falha total)	Perda total do controlo do movimento vertical, risco de colisão ou queda da aeronave	4	Não executa os comandos do operador	Em caso de descontrolo de voo tentar encaminhar a aeronave para uma zona segura para que a queda não coloque em risco vidas humanas	2	2	8	3	1	2		3	
		Perda total do controlo do movimento vertical, risco de colisão ou queda da aeronave	4	Servo motor danificado devido a choques/impactos	Em caso de descontrolo de voo tentar encaminhar a aeronave para uma zona segura para que a queda não coloque em risco vidas humanas	2	2	8	3	2	2		6	
		Fluxo de energia interrompido que causa atrasos/falhas na transmissão de comandos, afetando o controlo do movimento vertical, risco de colisão da aeronave	2	Problemas na alimentação do servo (conexão danificada)		1		2						
		Fluxo de energia interrompido que causa atrasos/falhas na transmissão de comandos, afetando o controlo do movimento vertical, risco de colisão da aeronave	2	Problemas na alimentação do servo (contactos com corrosão)		1		2						
	Permite o movimento do estabilizador de forma incorreta	Atrasos/falhas na transmissão de comandos, afetando o controlo do movimento vertical, risco de colisão da aeronave	2	Desgaste dos componentes mecânicos do servo		1		2						
		Atrasos/falhas na transmissão de comandos, afetando o controlo do movimento vertical, risco de colisão da aeronave	2	Falhas nos componentes elétricos internos do servo		2		4						
		Resistência ao fluxo de energia que causa atrasos/falhas na transmissão de comandos, afetando o controlo do movimento vertical, risco de colisão da aeronave	2	Problemas na alimentação do servo (conexão danificada, mas funcional)		1		2						

		Resistência ao fluxo de energia que causa atrasos/falhas na transmissão de comandos, afetando o controlo do movimento vertical, risco de colisão da aeronave	2	Problemas na alimentação do servo (contactos sujos)		1		2				
		Resistência ao fluxo de energia que causa atrasos/falhas na transmissão de comandos, afetando o controlo do movimento vertical, risco de colisão da aeronave	2	Problemas na alimentação do servo (contactos com corrosão)		1		2				
Superfície de voo												
Estabilizar a aeronave durante o voo (em torno do eixo horizontal)	Estabiliza parcialmente a aeronave	Voo instável, risco de colisão	3	Estrutura com fissuras	Em caso de voo instável encaminhar a aeronave para que a queda seja realizada numa zona segura que não coloque em risco vidas humanas	3	2	9	2	1	2	2
		Afeta a aerodinâmica e que poderá conduzir à queda da aeronave	4	Estrutura danificada (mas parcialmente funcional) devido a choques/impactos durante o voo (Ex: pássaros) ou na aterragem	Em caso de perda de aerodinamica encaminhar a aeronave para que a queda seja realizada numa zona segura que não coloque em risco vidas humanas	3	2	12	3	1	2	3
	Não estabiliza a aeronave	Efeito catastrófico na segurança do voo, perda total da aerodinâmica, queda descontrolada	4	Montagem inadequada	Cumprimento do procedimento de montagem dos equipamentos	2	2	8	3	1	2	3
		transmissão de vibrações e perda de aerodinamica	4	Estrutura danificada devido a choques/impactos durante o voo (Ex: pássaros) ou na aterragem	Em caso de perda de aerodinamica encaminhar a aeronave para que a queda seja realizada numa zona segura que não coloque em risco vidas humanas	3	2	12	3	1	2	3
Rudder												
Superfície de voo												
Estabilizar a aeronave durante o voo (em torno do eixo vertical)	Estabiliza parcialmente a aeronave	Voo instável, risco de colisão	3	Estrutura com fissuras	Em caso de voo instável encaminhar a aeronave para que a queda seja realizada numa zona segura que não coloque em risco vidas humanas	3	2	9	2	1	2	2
		Afeta a aerodinâmica e que poderá conduzir à queda da aeronave	4	Estrutura danificada (mas parcialmente funcional) devido a choques/impactos durante o voo (Ex: pássaros) ou na aterragem	Em caso de perda de aerodinamica encaminhar a aeronave para que a queda seja realizada numa zona segura que não coloque em risco vidas humanas	3	2	12	3	1	2	3
	Não estabiliza a aeronave	Efeito catastrófico na segurança do voo, perda total da aerodinâmica, queda descontrolada	4	Montagem inadequada	Cumprimento do procedimento de montagem dos equipamentos	2	2	8	3	1	2	3

		transmissão de vibrações e perda de aerodinâmica	4	Estrutura danificada devido a choques/impactos durante o voo (Ex: pássaros) ou na aterragem	Em caso de perda de aerodinâmica encaminhar a aeronave para que a queda seja realizada numa zona segura que não coloque em risco vidas humanas	3	2	12	3	1	2	3
Servo motor												
Permitir o movimento do rudder	Não permite o movimento do rudder (falha total)	Perda total do controlo do movimento horizontal, risco de colisão ou queda da aeronave	4	Não executa os comandos do operador	Em caso de descontrolo de voo tentar encaminhar a aeronave para uma zona segura para que a queda não coloque em risco vidas humanas	2	2	8	3	1	2	3
		Perda total do controlo do movimento horizontal, risco de colisão ou queda da aeronave	4	Servo motor danificado devido a choques/impactos	Em caso de descontrolo de voo tentar encaminhar a aeronave para uma zona segura para que a queda não coloque em risco vidas humanas	2	2	8	3	2	2	6
	Permite o movimento do estabilizador de forma incorreta	Fluxo de energia interrompido que causa atrasos/falhas na transmissão de comandos, afetando o controlo do movimento horizontal, risco de colisão da aeronave	2	Problemas na alimentação do servo (conexão danificada)		1		2				
		Fluxo de energia interrompido que causa atrasos/falhas na transmissão de comandos, afetando o controlo do movimento horizontal, risco de colisão da aeronave	2	Problemas na alimentação do servo (contactos com corrosão)		1		2				
		Atrasos/falhas na transmissão de comandos, afetando o controlo do movimento horizontal, risco de colisão da aeronave	2	Desgaste dos componentes mecânicos do servo		1		2				
		Atrasos/falhas na transmissão de comandos, afetando o controlo do movimento horizontal, risco de colisão da aeronave	2	Falhas nos componentes elétricos internos do servo		2		4				
		Resistência ao fluxo de energia que causa atrasos/falhas na transmissão de comandos, afetando o controlo do movimento horizontal, risco de colisão da aeronave	2	Problemas na alimentação do servo (conexão danificada, mas funcional)		1		2				
		Resistência ao fluxo de energia que causa atrasos/falhas na transmissão de comandos, afetando o controlo do movimento horizontal, risco de colisão da aeronave	2	Problemas na alimentação do servo (contactos sujos)		1		2				

		Resistência ao fluxo de energia que causa atrasos/falhas na transmissão de comandos, afetando o controlo do movimento horizontal, risco de colisão da aeronave	2	Problemas na alimentação do servo (contactos com corrosão)		1		2					
Rudder pushrod													
Regular amplitude de movimento do rudder	Não regula a amplitude de movimento do estabilizador	Perda total do controlo do movimento horizontal da aeronave, voo descontrolado	4	Componente partido	Em caso de descontrolo de voo tentar encaminhar a aeronave para uma zona segura para que a queda não coloque em risco vidas humanas	2	2	8	3	2	2		6
		Perda total do controlo do movimento horizontal da aeronave, voo descontrolado	4	Componente mal montado	Cumprir procedimento de montagem. Em caso de descontrolo tentar encaminhar a aeronave para uma zona segura para a queda não coloque em risco vidas	2	2	8	3	2	2		6
		O movimento não é transferido para a haste, perda total do controlo do movimento horizontal da aeronave, voo descontrolado	4	Problemas no servo motor		1		4					
	Regula inadequadamente a amplitude de movimento do rudder	Controlo do movimento horizontal da aeronave afetado, risco de colisão da aeronave	4	Haste desajustada	Em caso de descontrolo de voo tentar encaminhar a aeronave para uma zona segura para evitar colisões	2	3	8	3	2	3		6
SISTEMA DE PROPULSÃO													
Propulsor													
Hélice													
Gerar força de propulsão	Não gera força de propulsão (falha total)	A hélice fica INOP e não pode realizar mais voos	1	Pás da hélice partidas devido a impactos na aterragem		3		3					
		A perda de propulsão durante o voo leva à queda descontrolada da aeronave	4	Pás da hélice partidas devido à colisão com objetos durante o voo (Ex: pássaros)	Em caso de perda de propulsão tentar encaminhar a aeronave para uma zona segura para que a sua queda não coloque em risco vidas humanas	2	2	8	3	1	2		3
	Gera força de propulsão insuficiente (falha parcial)	Instabilidade do voo (por perda de aerodinâmica), podendo originar colisões ou queda da aeronave	4	Montagem inadequada	Cumprir procedimento de montagem. Em caso de descontrolo tentar encaminhar a aeronave para uma zona segura para a queda não coloque em risco vidas	3	2	12	3	2	2		6
		Instabilidade do voo (por perda de aerodinâmica), podendo originar colisões ou queda da aeronave	4	Pás da hélice com fissuras	Em caso de perda de propulsão tentar encaminhar a aeronave para uma zona segura para que a sua queda não coloque em risco vidas humanas	2	2	8	3	1	2		3

		Instabilidade do voo (por perda de aerodinâmica), podendo originar colisões ou queda da aeronave	4	Uma das pás da hélice partida	Em caso de perda de propulsão tentar encaminhar a aeronave para uma zona segura para que a sua queda não coloque em risco vidas humanas	3	2	12	3	2	2	6
Spinner cone												
Fixar a hélice	Não fixa a hélice	(situação verificável no solo) sem hélice não é possível realizar voo (impacto operacional)	1	Spinner danificado		2		2				
		(situação verificável no solo) sem hélice não é possível realizar voo (impacto operacional)	1	Spinner mal montado		1		1				
	Fixa a hélice de forma inadequada	Risco de soltar a hélice durante o voo, comprometendo a segurança do voo por perda de propulsão (queda descontrolada)	3	Spinner com fissuras		2		6				
		Risco de soltar a hélice durante o voo, comprometendo a segurança do voo por perda de propulsão (queda descontrolada)	3	Spinner mal montado		1		3				
Spinner nut												
Fixar o spinner cone	Não fixa o spinner cone	(situação verificável no solo) sem spinner não é possível montar a hélice e, portanto, não é possível realizar voo (impacto operacional)	1	Roscas do spinner nut desgastadas		1		1				
		(situação verificável no solo) a corrosão na porca impossibilita a montagem da hélice e, portanto, não é possível realizar voo (impacto operacional)	1	Spinner nut com corrosão		1		1				
		(situação verificável no solo) sem spinner não é possível montar a hélice e, portanto, não é possível realizar voo (impacto operacional)	1	Spinner mal montado		1		1				
	Fixa o spinner nut de forma inadequada	Risco de soltar o spinner (e consequentemente a hélice) durante o voo, comprometendo a segurança do voo por perda de propulsão (queda descontrolada)	3	Spinner nut com fissuras		1		3				
		Risco de soltar o spinner (e consequentemente a hélice) durante o voo, comprometendo a segurança do voo por perda de propulsão (queda descontrolada)	3	Spinner nut mal montada		1		3				
		Risco de soltar o spinner (e consequentemente a hélice) durante o voo, comprometendo a segurança do voo por perda de propulsão (queda descontrolada)	3	Spinner nut mal apertado		2		6				

		Risco de soltar o spinner (e conseqüentemente a hélice) durante o voo, comprometendo a segurança do voo por perda de propulsão (queda descontrolada)	3	Spinner nut com corrosão		1		3					
Motor													
Motor elétrico													
Converter energia elétrica da bateria em energia mecânica para a hélice	Não converte energia elétrica da bateria em energia mecânica para a hélice	Não chega energia ao motor e Motor não funciona, levando à perda de propulsão durante o voo. A falha do motor não afeta os controles de voo sendo possível efetuar uma aterragem de emergência, ou uma queda controlada	4	Falha total da bateria da aeronave		1		4					
		Danos nos componentes internos do motor. A falha do motor não afeta os controles de voo sendo possível efetuar uma aterragem de emergência, ou uma queda controlada	4	Motor danificado devido a impactos durante o voo (Ex: pássaros) ou aterragens	Em caso de falha do motor tentar encaminhar a aeronave para uma zona segura para que a queda não coloque em risco vidas humanas	2	4	8	3	2	4	6	
		Corrosão impeditiva do funcionamento do motor. A falha do motor não afeta os controles de voo sendo possível efetuar uma aterragem de emergência, ou uma queda controlada	4	Componentes do motor com corrosão		1		4					
	Converte energia elétrica da bateria em energia mecânica para a hélice de forma deficiente/com falhas	Redução no desempenho do motor pode provocar falhas no propulsor e conseqüente queda da aeronave	4	Sobreaquecimento do motor	Não operar mais tempo que o recomendado pelo fabricante (60-90min). Não operar em condições ambientais extremas.	2	3	8	3	2	3	6	
		Fluxo de energia que chega ao motor instável ou insuficiente pode provocar falhas do propulsor e conseqüente queda da aeronave	3	Falha parcial da bateria da aeronave		1		3					
	Danos nos componentes internos do motor que reduzem o seu desempenho e aceleram o desgaste, podendo provocar falhas no propulsor e conseqüente queda da aeronave	3	Detritos ou objetos estranhos dentro do motor		1		3						

APÊNDICE 2- SELEÇÃO DE TAREFAS DE MANUTENÇÃO

Devido à extensão do relatório, apenas serão apresentados alguns excertos relativos à seleção de tarefas de manutenção.

Nome	1.2.1.2 - Tubo pitot					FEC	
Função	1 - Medir a velocidade do ar					-5- Evidente Segurança	
Falha Funcional	1 - Não mede a velocidade do ar (completamente)						
Efeito	1 - Ausência de informação relativa à velocidade do ar (risco para a segurança)						
Modo de Falha	2 - Tudo entupido						
Pergunta			Sim	Não	Explicação		
5A: A tarefa de lubrificação ou conservação é aplicável e efetiva?				X			
5B: A tarefa de inspeção ou verificação funcional para detetar degradação de uma função é aplicável e efetiva?			X		Através de um teste funcional		
5C: A tarefa de restauração/recuperação para reduzir a taxa de falhas é aplicável e efetiva?				X			
5D: A tarefa de descarte para evitar falhas ou reduzir a taxa de falhas é aplicável e efetiva?			X		Substituição do componente em caso de verificação de anomalias		
5E: Há alguma tarefa ou combinação de tarefas que podem ser aplicável e efetiva?				X			
#	Nome da Tarefa	Status	Tipo de Tarefa	Intervalo Designado			
1	Teste funcional antes de iniciar a operação: Verifique se a velocidade do ar começa entre -5 e 5 m/s, sobe quando o tubo Pitot é premido e permanece estável a uma velocidade de ar positiva (15 a 50 m/s) e, em seguida, regressa a um valor entre -5 e 5 m/s.		OPC	1 ciclo			
2	Substituição do componente em caso de verificação de leituras anómalas		DIS	Variável consoante o estado do item			

Nome	1.2.6.4.1 - Superfície de voo- Rudder					FEC	
Função	1 - Estabilizar a aeronave durante o voo (em torno do eixo vertical)					-5- Evidente Segurança	
Falha Funcional	2 - Não estabiliza a aeronave						
Efeito	1 - Efeito catastrófico na segurança do voo, perda total da aerodinâmica, queda descontrolada						
Modo de Falha	1 - Montagem inadequada						
Pergunta			Sim	Não	Explicação		
5A: A tarefa de lubrificação ou conservação é aplicável e efetiva?				X			
5B: A tarefa de inspeção ou verificação funcional para detetar degradação de uma função é aplicável e efetiva?			X		Inspeção da correta montagem		
5C: A tarefa de restauração/recuperação para reduzir a taxa de falhas é aplicável e efetiva?				X			
5D: A tarefa de descarte para evitar falhas ou reduzir a taxa de falhas é aplicável e efetiva?				X			
5E: Há alguma tarefa ou combinação de tarefas que podem ser aplicável e efetiva?				X			
#	Nome da Tarefa	Status	Tipo de Tarefa	Intervalo Designado	Subequipe	Duração da Tarefa	
1	Dupla verificação da correta montagem do equipamento antes de cada operação		VCK	1 ciclo			

Nome	1.1.3.1.2 - Antena omnidirecional					FEC	
Função	1 - Comunicar bidireccionalmente entre a GCS e a aeronave					-5- Evidente Segurança	
Falha Funcional	1 - Não comunica bidireccionalmente entre a GCS e a aeronave						
Efeito	1 - Perda de comunicação com a aeronave						
Modo de Falha	5 - Encaixe da antena danificado						
Pergunta			Sim	Não	Explicação		
5A: A tarefa de lubrificação ou conservação é aplicável e efetiva?				X			
5B: A tarefa de inspeção ou verificação funcional para detetar degradação de uma função é aplicável e efetiva?			X		Através da inspeção visual e verificação funcional é possível detetar a falha		
5C: A tarefa de restauração/recuperação para reduzir a taxa de falhas é aplicável e efetiva?				X			

5D: A tarefa de descarte para evitar falhas ou reduzir a taxa de falhas é aplicável e efetiva?		X	A substituição da antena por outra em caso de identificação de falha é efetiva			
5E: Há alguma tarefa ou combinação de tarefas que podem ser aplicável e efetiva?			X			
#	Nome da Tarefa	Status	Tipo de Tarefa	Intervalo Designado		
1	Verificação da integridade do componente antes e após cada operação		GVI	1 ciclo		
2	Substituição do componente em caso de identificação de anomalias		DIS	Variável consoante o estado do item		

Nome	1.2.6.3.1.2 - Clip do estabilizador					FEC
Função	1 - Montar o estabilizador					-5- Evidente Segurança
Falha Funcional	2 - Permite a montagem de forma inadequada					
Efeito	1 - Risco de perder o estabilizador durante o voo, levando à perda do controlo vertical da aeronave e risco de colisão					
Modo de Falha	2 - Pinças com folgas (estabilizador fica lasso)					
Pergunta		Sim	Não	Explicação		
5A: A tarefa de lubrificação ou conservação é aplicável e efetiva?			X			
5B: A tarefa de inspeção ou verificação funcional para detectar degradação de uma função é aplicável e efetiva?		X		Permite a deteção da falha e prevenção do risco		
5C: A tarefa de restauração/recuperação para reduzir a taxa de falhas é aplicável e efetiva?			X			
5D: A tarefa de descarte para evitar falhas ou reduzir a taxa de falhas é aplicável e efetiva?		X		Substituição do componente em caso de falha		
5E: Há alguma tarefa ou combinação de tarefas que podem ser aplicável e efetiva?			X			
#	Nome da Tarefa	Status	Tipo de Tarefa	Intervalo Designado		
1	Inspeccionar a estrutura antes e depois de cada operação		GVI	1 ciclo		
2	Substituição do componente em caso de identificação de anomalias		DIS	Variável consoante o estado do item		

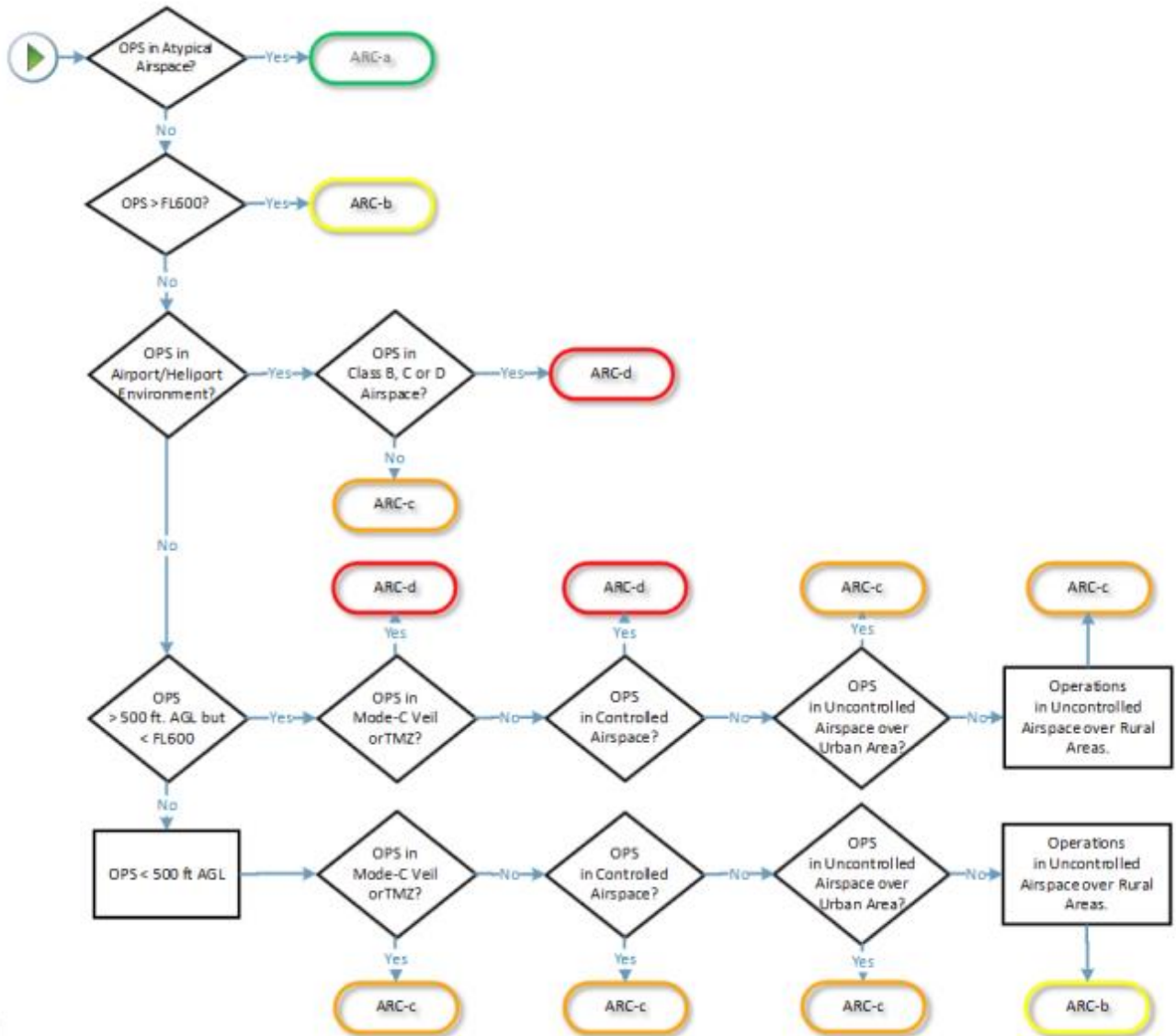
Nome	1.2.7.1.1 - Hélice					FEC
Função	1 - Gerar força de propulsão					-5- Evidente Segurança
Falha Funcional	1 - Não gera força de propulsão (falha total)					
Efeito	1 - A perda de propulsão durante o voo leva à queda descontrolada da aeronave					
Modo de Falha	2 - Pás da hélice partidas devido à colisão com objetos durante o voo (Ex: pássaros)					
Pergunta		Sim	Não	Explicação		
5A: A tarefa de lubrificação ou conservação é aplicável e efetiva?			X			
5B: A tarefa de inspeção ou verificação funcional para detectar degradação de uma função é aplicável e efetiva?		X		Inspeção visual da integridade do componente		
5C: A tarefa de restauração/recuperação para reduzir a taxa de falhas é aplicável e efetiva?			X			
5D: A tarefa de descarte para evitar falhas ou reduzir a taxa de falhas é aplicável e efetiva?		X		Substituição em caso de deteção de anomalias		
5E: Há alguma tarefa ou combinação de tarefas que podem ser aplicável e efetiva?			X			

Pergunta		Sim	Não	Explicação	
5A: A tarefa de lubrificação ou conservação é aplicável e efetiva?			X		
5B: A tarefa de inspeção ou verificação funcional para detectar degradação de uma função é aplicável e efetiva?		X		Inspeção visual da integridade do componente	
5C: A tarefa de restauração/recuperação para reduzir a taxa de falhas é aplicável e efetiva?			X		
5D: A tarefa de descarte para evitar falhas ou reduzir a taxa de falhas é aplicável e efetiva?		X		Substituição em caso de deteção de anomalias	
5E: Há alguma tarefa ou combinação de tarefas que podem ser aplicável e efetiva?			X		

#	Nome da Tarefa	Status	Tipo de Tarefa	Intervalo Designado		
1	Inspeccionar a estrutura antes e depois de cada operação		GVI	1 ciclo		
2	Substituição do componente em caso de identificação de anomalias		DIS	Variável consoante o estado do item		

ANEXOS

¹⁹ANEXO I- DETERMINAÇÃO DO ARC SEGUNDO JARUS



¹⁹ *Atypical airspace* refere-se a espaço aéreo restrito ou áreas consideradas perigosas onde aeronaves tripuladas não podem voar ou a espaço aéreo segregado (JARUS, 2019);

AGL significa *Above Ground Level*, ou seja, acima do nível do solo (DoD, 2007);

Voos em Mode-C Veil e TMZ (*Transponder Mandatory Zone*) correspondem a operações em que é obrigatório a utilização de transponder (ANAC, 2023);

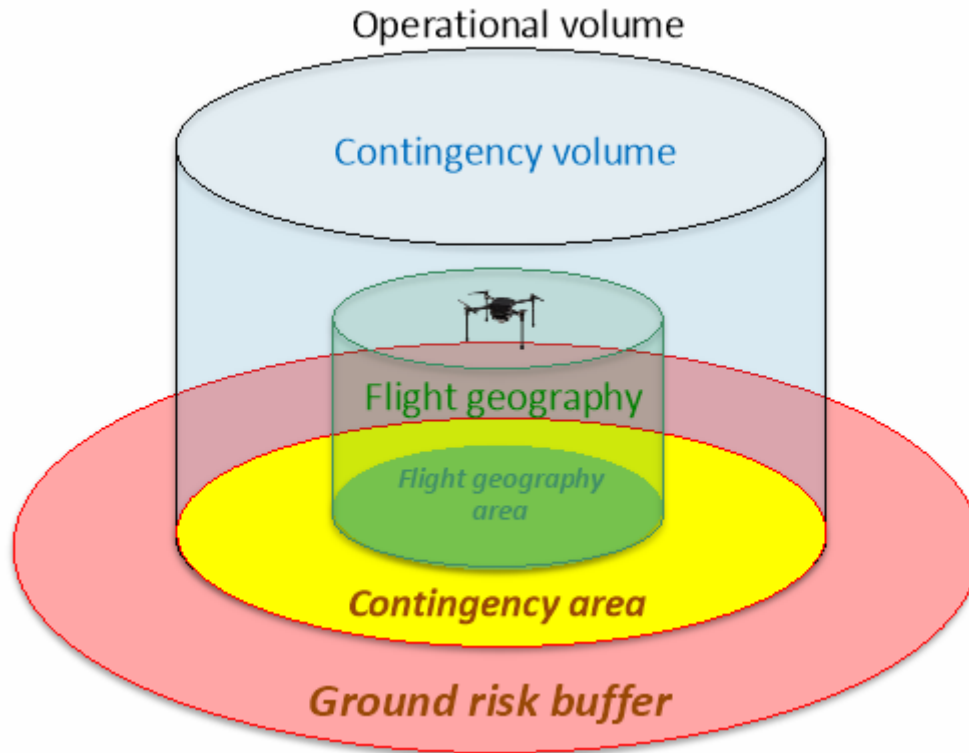
FL600 significa *flight level* e corresponde a aproximadamente a 18000m AGL (ANAC, 2023);

Espaço aéreo controlado refere-se a voos acima das alturas referidas na área 3 de proteção operacional de aeroportos internacionais definido em Diário da República (Regulamento nº1093/2016, 2016) e até ao máximo de 150m (ANAC, 2023).


ANEXO II- 24 OPERATIONAL SAFETY OBJECTIVES SEGUNDO JARUS

OSO Number (in line with Annex E)		SAIL					
		I	II	III	IV	V	VI
	Technical issue with the UAS						
OSO#01	Ensure the operator is competent and/or proven	O	L	M	H	H	H
OSO#02	UAS manufactured by competent and/or proven entity	O	O	L	M	H	H
OSO#03	UAS maintained by competent and/or proven entity	L	L	M	M	H	H
OSO#04	UAS developed to authority recognized design standards ^h	O	O	O	L	M	H
OSO#05	UAS is designed considering system safety and reliability	O	O	L	M	H	H
OSO#06	C3 link performance is appropriate for the operation	O	L	L	M	H	H
OSO#07	Inspection of the UAS (product inspection) to ensure consistency to the ConOps	L	L	M	M	H	H
OSO#08	Operational procedures are defined, validated and adhered to	L	M	H	H	H	H
OSO#09	Remote crew trained and current and able to control the abnormal situation	L	L	M	M	H	H
OSO#10	Safe recovery from technical issue	L	L	M	M	H	H
	Deterioration of external systems supporting UAS operation						
OSO#11	Procedures are in-place to handle the deterioration of external systems supporting UAS operation	L	M	H	H	H	H
OSO#12	The UAS is designed to manage the deterioration of external systems supporting UAS operation	L	L	M	M	H	H
OSO#13	External systems supporting UAS						
	Human Error						
OSO#14	Operational procedures are defined, validated and adhered to	L	M	H	H	H	H
OSO#15	Remote crew trained and current and able to control the abnormal situation	L	L	M	M	H	H
OSO#16	Multi crew coordination	L	L	M	M	H	H
OSO#17	Remote crew is fit to operate	L	L	M	M	H	H
OSO#18	Automatic protection of the flight envelope from Human Error	O	O	L	M	H	H
OSO#19	Safe recovery from Human Error	O	O	L	M	M	H
OSO#20	A Human Factors evaluation has been performed and the HMI found appropriate for the mission	O	L	L	M	M	H
	Adverse operating conditions						
OSO#21	Operational procedures are defined, validated and adhered to	L	M	H	H	H	H
OSO#22	The remote crew is trained to identify critical environmental conditions and to avoid them	L	L	M	M	M	H
OSO#23	Environmental conditions for safe operations defined, measurable and adhered to	L	L	M	M	H	H
OSO#24	UAS designed and qualified for adverse environmental conditions	O	O	M	H	H	H

**ANEXO III- GEOGRAFIA DE VOO, VOLUME DE CONTINGÊNCIA
E VOLUME OPERACIONAL SEGUNDO O REGULAMENTO (EU)
2019/947, 2019**



ANEXO IV- PEDIDO DE EMISSÃO DE LEA SEGUNDO AAN



**MINISTÉRIO DA DEFESA NACIONAL
AUTORIDADE AERONÁUTICA NACIONAL**

PEDIDO DE EMISSÃO DE LICENÇA ESPECIAL DE AERONAVEGABILIDADE PARA SISTEMAS DE AERONAVES NÃO TRIPULADAS

1. Identificação	
1.1. Identificação do requerente (incluindo POC):	REGIMENTO DE ARTILHARIA N.º5
1.2. Matrícula da Aeronave ou N/C	PRT602
1.3. Peso Máximo à decolagem	2,177 Kg
1.4. Data prevista para realização do(s) voo(s)	17fev20- 17fev21
1.5. Duração prevista para o(s) voo(s)	1 hora
1.6. Finalidade do(s) Voo(s)	Teste e inspeção do sistema RAVEN B DDL; Treino operacional, reconhecimento e vigilância, proteção de forças, aq. objetivos e avaliação de danos e demonstrações do sistema.
1.7. Origem do(s) Voo(s)	A definir conforme Área de Operações.
1.8. Destino do(s) Voo(s)	A definir conforme Área de Operações.
1.9. Localização da Área de operações	São Jacinto, Tomar, Alcochete, Sta. Margarida, Vendas Novas, Tancos, Beja, Abrantes, República Centro-Africana, Funchal

2. Documentação anexa ao pedido	Sim/Não
2.1 Programa de Voos, incluindo limitações ou restrições conforme aplicável	DEVPROG.RA5.RAVEN_DLL01.00
2.2 Livro de Registo do SANT	DEVPROG.RA5.RAVEN_DLL01.00
2.3 Processo de certificação de aeronavegabilidade/ Processo de permissão para voo	DEVPROG.RA5.RAVEN_DLL01.00
2.3.1 Instruções Técnicas de operação do SANT	DEVPROG.RA5.RAVEN_DLL01.00
2.3.2 Programa de Manutenção	DEVPROG.RA5.RAVEN_DLL01.00
2.3.3 Manuais de Manutenção	DEVPROG.RA5.RAVEN_DLL01.00
2.3.4 Lista de peças e equipamentos	DEVPROG.RA5.RAVEN_DLL01.00
2.3.5. Avaliação de risco/segurança	DEVPROG.RA5.RAVEN_DLL01.00
2.3.6 Fundamentação que evidencie que o SANT é capaz de realizar voo em segurança	DEVPROG.RA5.RAVEN_DLL01.00
2.3.7. Procedimento que defina o sistema de controlo de configuração	DEVPROG.RA5.RAVEN_DLL01.00
2.3.8. Procedimento que defina o sistema de registo histórico de operação	DEVPROG.RA5.RAVEN_DLL01.00
2.3.9 Procedimento de qualificação do pessoal envolvido na operação	DEVPROG.RA5.RAVEN_DLL01.00
2.3.10 Procedimento de qualificação do pessoal envolvido na manutenção	DEVPROG.RA5.RAVEN_DLL01.00
2.3.11 Processo de reporte de ocorrências para a AAN de todos os acidentes e incidentes	DEVPROG.RA5.RAVEN_DLL01.00

3. Declaração	
3.1 O requerente declara que estão reunidas as condições de segurança para a realização dos voos propostos no programa de voos e desde que o SANT seja operado e mantido de acordo com a documentação e procedimentos acima mencionados.	
3.2 Assinatura: omitido	Data: omitido

SGQAAN.MOD.402

A publicação DEVPROG.RA5.RAVEN_DDL.01.00 referida na Figura 36 especifica a documentação de suporte à emissão de uma LEA (Anexo V)

ANEXO IV- DOCUMENTAÇÃO DE SUPORTE À EMISSÃO DE LEA

REQUISITO DA CIRCULAR Nº1/2013	DOCUMENTAÇÃO	REFERÊNCIA
6.a.(4)	Programa de Voos, incluindo limitações ou restrições conforme aplicável	FLPRG.RA5.RAVEN_DLL.02.00
6.a.(5)	Livro de Registo do SANT	LOGBK.RA5.RAVEN_DLL.03.00
	Processo de certificação de aeronavegabilidade/ Processo de permissão para voo	DEVPROG.RA5.RAVEN_DLL.01.00
7.e.(1)	Instruções Técnicas de operação do SANT	DOC - 81491-PRT_10, rev. 12/2018
7.e.(2)	Programa de Manutenção	DOC - 81491-PRT_10, rev. 12/2018
7.e.(3)	Manuais de Manutenção	DOC - 81491-PRT_10, rev. 12/2018
7.e.(4)	Lista de peças e equipamentos	DOC -05431, rev. B 26/03/2019
7.d.	Avaliação de risco/segurança	DOC -05310, rev. B 13/11/2018
7.e.(5)	Fundamentação que evidencie que o SANT é capaz de realizar voo em segurança	SFOS.RA5.RAVEN_DLL.07.00
7.e.(6)	Procedimento que defina o sistema de controlo de configuração	CONFCTRL.RA5.RAVEN_DLL.04.00
7.e.(7)	Procedimento que defina o sistema de registo histórico de operação	CONFCTRL.RA5.RAVEN_DLL.04.00
7.e.(8)	Procedimento de qualificação do pessoal envolvido na operação	QUALOP.RA5.RAVEN_DLL.05.00
7.e.(9)	Procedimento de qualificação do pessoal envolvido na manutenção	QUALOP.RA5.RAVEN_DLL.05.00
7.e.(10)	Processo de reporte de ocorrências para a AAN de todos os acidentes e incidentes	INREP.RA5.RAVEN_DLL.06.00

ANEXO V- CRITÉRIOS PARA MEDIDAS DE MITIGAÇÃO SEGUNDO JARUS

		NÍVEL DE INTEGRIDADE			NÍVEL DE GARANTIA		
		BAIXO	MÉDIO	ALTO	BAIXO	MÉDIO	ALTO
M1	#1	A <i>ground risk buffer</i> com, pelo menos, a regra 1 por 1 ²⁰ .	A <i>ground risk buffer</i> tem em consideração falhas improváveis, condições meteorológicas, performance e comportamento do UAV.	Igual a “médio”.	O requerente declara que o nível de integridade é atingido.	O requerente dispõe de elementos comprovativos para afirmar que o nível de integridade exigido foi alcançado (ensaios, simulações, experiência operacional).	O nível alegado de integridade é validado por uma terceira entidade competente.
	#2	O requerente avalia a zona de operação através de inspeções para justificar a redução de pessoas em risco.	Igual a “baixo”, mas o requerente utiliza dados oficiais sobre a densidade populacional da área.	Igual a “médio”.	O requerente declara que o nível de integridade é atingido.	Os dados de densidade utilizados são um mapa de densidade média para a data/hora da operação a partir de uma fonte estática (Ex: recenseamento).	Igual a “médio”, no entanto, os dados de densidade utilizados provêm de uma fonte dinâmica (Ex: dados de telemóvel).

		NÍVEL DE INTEGRIDADE			NÍVEL DE GARANTIA		
		BAIXO	MÉDIO	ALTO	BAIXO	MÉDIO	ALTO
M2	#1	Não cumpre os níveis do critério “médio”	Os efeitos do impacto e os riscos pós-impacto são significativamente reduzidos, embora haja risco de fatalidades; Quando aplicável, o UAS contém elementos necessários para ativar a mitigação e	Igual a “médio”, no entanto quando aplicável, a ativação da mitigação é automática e os efeitos do impacto e riscos pós-impactos são reduzidos para um nível onde pode ser razoavelmente assumido	O requerente declara que o nível de integridade é atingido.	O requerente dispõe de elementos comprovativos para afirmar que o nível de integridade exigido foi alcançado (ensaios, simulações, experiência operacional).	O nível alegado de integridade é validado por uma terceira entidade competente.

²⁰ Por exemplo, se estiver planeado operar a altitude de 150m, a *ground risk buffer* deverá ser no mínimo de 150m.

		qualquer falha ou mau funcionamento da aplicação dessa medida não afeta negativamente e a segurança da operação.	que não ocorrerão fatalidades.			
#2	Qualquer equipamento utilizado para reduzir o efeito dinâmico do impacto do UAV são instalados e mantidos de acordo com as instruções de manutenção. ²¹	Os procedimentos não requerem validação em relação a uma norma ou meio de conformidade adequados pela autoridade competente. A adequação dos procedimentos e listas de controlos são declaradas.	Os procedimentos são validados com base em normas consideradas adequadas pela autoridade competente e/ou de acordo com meios de conformidade aceitáveis pela mesma. A adequação dos procedimentos é comprovada através de ensaios de voo ou simulações.	Igual a “médio”, no entanto os testes de voo efetuados para validar os procedimentos são comprovados e conservados. Os procedimentos, ensaios e simulações são validados por uma terceira parte competente.		
#3	O pessoal responsável pela instalação e manutenção das medidas propostas para reduzir os efeitos do impacto do UAV são identificados e formados ²² .	Os treinos são autodeclarados (com existência de evidências).	O programa de formação está disponível.	O programa de formação é validado por uma terceira entidade competente.		

		NÍVEL DE INTEGRIDADE			NÍVEL DE GARANTIA		
		BAIXO	MÉDIO	ALTO	BAIXO	MÉDIO	ALTO
M3	#1	Não existe nenhum plano de resposta de emergência (ERP) disponível, ou não cobre os pontos identificados para os níveis “médio” e	O ERP é adequado para a situação, limita os efeitos de escala, define critérios para identificar uma emergência, é	Igual a “médio”, no entanto, em caso de perda do controlo da operação, o ERP reduz significativamente o número de pessoas em	Os procedimentos não requerem validação em relação a uma norma ou meio de conformidade adequados pela	O ERP é desenvolvido de acordo com normas consideradas adequadas pela autoridade competente; O ERP é validado	Igual a “médio”, no entanto o ERP e a eficácia do plano são validados por uma terceira entidade competente; o requerente

²¹ e ²² A distinção entre os níveis de robustez para os critérios #2 e #3 são alcançados através dos níveis de garantia.

		“alto” de integridade	prático de utilizar e define claramente os deveres dos membros da tripulação	risco, podendo ainda se verificar fatalidades.	autoridade competente. A adequação dos procedimentos e listas de controlos são declaradas.	através de um exercício de mesa representativo, em conformidade com o programa de formação.	coordenou e acordou o ERP com todas as partes identificadas no plano; a representatividade do exercício teórico é validada por uma terceira parte competente.
	#2	N/A			Não cumpre os níveis do critério “médio”	Um programa de formação do ERP está disponível e existe um registo atualizado das formações realizadas pelo pessoal.	Igual a “médio”, no entanto as competências pessoais do pessoal são verificadas por uma terceira parte competente.