



Revista Científica Academia da Força Aérea

“E não menos por Armas que por Letras”



N.º 9, publicação anual, 2019

Revista Científica Academia da Força Aérea





Joaquim Manuel Nunes Borrego

General

Chefe do Estado-Maior da Força Aérea



Paulo José Reis Mateus

Major-General

Comandante da Academia da Força Aérea

Publicada anualmente com textos em português e em inglês, a Revista Científica da Academia da Força Aérea é uma publicação da Força Aérea.

Destina-se a divulgar a actividade da Academia da Força Aérea, no domínio da investigação científica, designadamente Teses de Mestrado e Doutoramento e Trabalhos de Final de Curso.

As opiniões expressas nesta revista pertencem aos respectivos autores.



Revista Científica Academia da Força Aérea

Índice

Análise dos limites de capacidade e cobertura em redes ad-hoc de UAVs.....	16
Anna Agamyrzansc, Alferes Aluna do Mestrado Integrado em Aeronáutica Militar na Especialidade de Engenharia Eletrotécnica	
Design Modifications of a UAV Wing for Optimal Integration of a Magnetic Anomaly Detection Sensor.....	32
Gonçalo Ferreira Gameiro, Alferes Aluno do Mestrado Integrado em Aeronáutica Militar na Especialidade de Engenharia Aeronáutica	
Os Valores Humanos e o Comprometimento Organizacional na Academia da Força Aérea	51
João Carlos Garcia Cid Teles Brito, Aspirante Aluno do Mestrado Integrado em Aeronáutica Militar na Especialidade de Piloto Aviador	
Questionando as Virtudes da Inteligência Emocional e da Metacognição na Seleção e Formação dos Pilotos Aviadores: Impacto das Duas Variáveis no Desempenho em Voo.....	70
Maria Margarida Granata Lopes, Aspirante Aluna do Mestrado Integrado em Aeronáutica Militar na Especialidade de Piloto Aviador	
Aplicação da metodologia <i>Life Cycle Costing</i> na Força Aérea Portuguesa.....	95
Rita Maria Mata Constantino, Alferes Aluna do Mestrado em Aeronáutica Militar na Especialidade de Administração Aeronáutica	
Fatores Condicionantes do Planeamento por Capacidades Militares e Impacto na Programação do Investimento da Força Aérea Portuguesa.....	110
Daniela Costa, Alferes Aluna do Mestrado Integrado em Aeronáutica Militar na Especialidade de Administração Aeronáutica	
Estudo de impacto de implementação de winglets na aeronave Falcon 50 da Força Aérea Portuguesa.....	126
Samuel Cabanas, Aspirante Aluno do Mestrado Integrado na Especialidade de Piloto Aviador	
“Desenvolvimento de uma bancada de testes para determinação do desempenho de hélices para UAV Classe 1_150 quilos”	140
Rui Mendes, Aspirante Aluno do Mestrado Integrado na Especialidade de Piloto Aviador	
Developing an Efficient Bioinspired Flapping Wing Micro Aerial Vehicle for Research	157
Bernardo Ferreira, Aspirante Aluno do Mestrado Integrado na Especialidade de Piloto Aviador	
Linhas Orientadoras para a implementação de um Modelo de Gestão por Competências na Força Aérea.....	168
Margarida Vitorino, Alferes Aluna do Estágio Técnico-Militar na Especialidade de Técnico de Pessoal e Apoio Administrativo	



Ficha Técnica

Diretor:	Comandante da Academia da Força Aérea Major-General Piloto Aviador Paulo José Reis Mateus
Conselho Editorial:	Chefe do Gabinete de Avaliação e Qualidade Coronel Engenheiro Aeronáutico Luís Pessanha Diretor do Ensino da Academia da Força Aérea Coronel Engenheiro Electrotécnico Rui Ferreira Comandante do Corpo de Alunos Tenente-Coronel Piloto Aviador Natalino Pereira Chefe do Gabinete de Estudos e Planeamento Tenente-Coronel Técnico de Pessoal e Apoio Administrativo João Henriques Diretor do Centro de Investigação da Academia da Força Aérea Major Engenheiro Aeronáutico Luís Félix
Conselho Consultivo:	Major Engenheiro Aeronáutico Luís Félix (AFA) Doutor em Engenharia Aeroespacial, pelo Instituto Superior Técnico. Licenciado em Engenharia Aeronáutica, pela Academia da Força Aérea. Major de Administração Aeronáutica Marina Faustino (AFA) Mestre em Administração Aeronáutica pela Academia da Força Aérea. Pós-Graduada em Contabilidade e Fiscalidade, pelo Instituto Superior de Economia e Gestão. Major Engenheiro de Aeródromos Luís Pereira (AFA) Doutor em Engenharia Civil pela Universidade de Tecnologia de Delft, Holanda. Mestre em Engenharia de Aeródromos, pela Academia da Força Aérea. Capitão Psicóloga Ana Gomes (AFA) Doutoranda em Gestão, Especialização em Métodos Quantitativos Aplicados à Gestão (ISCTE-IUL). Mestre em Prospeção e Análise de Dados (ISCTE-IUL). Capitão Engenheiro Eletrotécnico Tiago Oliveira (AFA) Doutor em Engenharia Eletrotécnica, pela Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto. Mestre em Engenharia Eletrotécnica, pela Academia da Força Aérea. Capitão Engenheiro Aeronáutico João Caetano (AFA) Doutor em Engenharia Aeroespacial, pela Universidade de Tecnologia de Delft, Holanda. Mestre em Engenharia Aeronáutica, pela Academia da Força Aérea. Capitão Engenheiro Eletrotécnico Gonçalo Cruz (AFA) Doutorando em Engenharia Electrotécnica, pelo Instituto Superior Técnico. Mestre em Engenharia Eletrotécnica, pela Academia da Força Aérea.

Propriedade: Academia da Força Aérea

Título: Revista Científica da Academia da Força Aérea

Composição da Capa: José Pereira, Sargento Ajudante

Periodicidade: Anual, Número 9, 2019

Paginação, Impressão e Acabamento: Impress - RAL - Sintra - www.pre-e-press.com

ISSN: 2182-2174

Depósito legal: 328295/11

Tiragem: 400 exemplares

Distribuição gratuita

Morada: Academia da Força Aérea, Granja do Marquês, 2715-021 Pêro Pinheiro, Portugal

Correio electrónico: gabcmd@academiafa.edu.pt



Mensagem de Abertura



A evolução introduzida pela sociedade do conhecimento, assente na inovação científica e tecnológica, mas também nas novas relações entre a informação, o conhecimento e o saber, trouxe consigo novos desafios aos Estabelecimentos de Ensino Superior. Conscientes de que as exigências académicas contemporâneas requerem destes estabelecimentos de ensino um desempenho de primazia e de inquestionável rigor, alicerçada em princípios inquestionáveis no que concerne à qualidade da formação ministrada, a nossa Academia da Força Aérea tem, neste particular, sabido apresentar-se, junto da comunidade académica, como um Estabelecimento de Ensino Público Universitário Militar de referência. Para tal muito contribui a publicação, desde 2011, da Revista Científica da nossa Academia, *Vade Mecum* sobre o pensamento científico orientado para a Causa do Ar.

Norteados pela constante procura em garantir aos nossos alunos o acesso a uma formação científica de excelência, não se cansa a Força Aérea, no seu todo, de agregar esforços e competências, em todos os quadrantes, por forma a apoiar as diversas áreas de ensino e investigação existentes na Academia. Deixo, portanto, uma palavra especial de agradecimento não só ao corpo docente e demais militares e funcionários civis que apoiam, com dedicação e profissionalismo, os nossos Alunos, mas também a todos os orientadores e docentes externos que são parte integrante deste percurso, e cujo contributo se vem revelando cada vez mais importante.

Reforço o que em 2015 aqui escrevi, nesta mesma Revista, defendendo que é na Academia que, hoje, se constrói o futuro, num percurso assente em mais de quatro décadas de dedicação, patriotismo e honra. Continuo firme na convicção de que cultivar, nesta nossa Escola, sólidos princípios morais, comportamentais e académicos é garantir o futuro da Força Aérea. É neste panorama de excelência que a nossa Academia continua a desempenhar um papel inigualável na formação, tanto comportamental quanto académica dos nossos futuros Comandantes, preparando quadros altamente qualificados no âmbito das ciências militares, com sólidos conhecimentos, capacidades e competências para o exercício da ação de Comando.

Trazer ao conhecimento público os trabalhos que se apresentam neste novo número da presente Revista é, para toda a Força Aérea, um motivo de maior orgulho, pois é o reconhecimento público da eterna divisa da nossa Academia “e não menos por armas que por letras”.

Joaquim Manuel Nunes Borrego, General
Chefe do Estado-Maior da Força Aérea



Brasão do Chefe do Estado-Maior da Força Aérea



As universidades são, por definição, locais de produção e de reprodução do conhecimento. Neste sentido, a Academia da Força Aérea (AFA), enquanto estabelecimento de ensino superior, para além da especificidade que lhe assiste na formação militar dos oficiais do quadro permanente da Força Aérea Portuguesa, não pode deixar de se associar às dinâmicas da comunidade académica em que se insere, designadamente no que concerne ao domínio da investigação científica.

Adicionalmente, os indicadores que suscitam este dinamismo não são naturalmente alheios ao progresso tecnológico que tem vindo a registar-se, sobretudo ao longo dos últimos 30 anos, com extraordinário impacto, tanto na sofisticação de equipamentos e de sistemas de armas, como na inovação de conceitos de operação e de manutenção. Por outro lado, a evolução verificada acabou também por desencadear alterações nas estruturas das organizações como forma de promover respostas adequadas às exigências colocadas pelos avanços induzidos num mundo em acelerada mudança.

Deste modo, facilmente se depreende que os desafios hoje colocados às Forças Armadas impõem aos seus militares o domínio de um conjunto de competências e de saberes que vão muito para além do padrão clássico do combatente, reconhecendo-se que a figura do militar contemporâneo preenche, cada vez mais, a matriz de conhecimento de um indivíduo escolarizado, isto é, alguém não só tecnicamente competente e operacionalmente apto, mas também científica e culturalmente emancipado.

A Academia da Força Aérea, fazendo jus ao lema que ostenta desde a sua fundação, “Não menos por armas que por letras”, tem procurado aliar o desenvolvimento de uma sólida formação militar a um percurso académico focado na permanente valorização da componente cultural e no crescente alargamento das áreas e das atividades de investigação, incentivando os seus alunos à realização de estudos pós-graduados e de trabalhos de investigação em áreas de reconhecida importância, à semelhança do que acontece nas instituições congéneres civis.

Assim, nesta que é a 9ª edição da Revista Científica da Academia da Força Aérea, procurou-se trazer ao conhecimento dos leitores um conjunto de artigos que atesta de forma inequívoca a qualidade dos trabalhos realizados pelos alunos da AFA ao longo do último ano. Os temas abordados, de extrema pertinência e atualidade, inserem-se em áreas de estudos diferenciadas, cobrindo matérias que vão desde a engenharia, aeronáutica e eletrotécnica, passando pelos domínios do comportamento individual, da administração de recursos materiais e financeiros e da gestão organizacional.

Apesar do objetivo primordial da AFA não ser, como bem sabemos, o trabalho científico, continuaremos comprometidos em acompanhar a produção do saber e em promover o desenvolvimento de campos de estudo e de investigação em áreas estruturantes no âmbito da aeronáutica militar, plenamente conscientes que tal facto constitui uma ferramenta essencial à modernização sustentada da nossa Organização.

Paulo José Reis Mateus, Major-General Piloto Aviador
Comandante da Academia da Força Aérea



Brasão do Comandante da Academia da Força Aérea

Introdução



Neste nono volume da publicação anual da Revista Científica da Academia da Força Aérea (AFA), foram reunidos vários artigos baseados nas teses de dissertação e trabalhos científicos e de investigação elaborados pelos alunos dos diversos cursos e especialidades.

Estes artigos espelham as várias áreas de conhecimento ministradas na AFA, com o objetivo de proporcionar as melhores e mais adequadas qualificações e competências aos alunos, por forma a habilitá-los para o desempenho das suas funções futuras ao serviço da Força Aérea e a serem os chefes de amanhã.

Na área da engenharia eletrotécnica é apresentado um artigo sobre o desenvolvimento de um modelo para analisar a extensão de cobertura e limites de capacidade nas redes *ad-hoc* de *Unmanned Aerial Vehicles* (UAV).

Na área de tecnologias aeronáuticas, realizados por autores da especialidade de Piloto Aviador, com o patrocínio do Centro de Investigação da Academia da Força Aérea (CIAFA), são incluídos três artigos. Um desses artigos é referente ao desenvolvimento de um *Flapping Wing Micro Aerial Vehicle* (FMWAV) para fins de vídeo vigilância. Um segundo refere-se ao desenvolvimento de uma bancada de testes para determinação do desempenho de hélices para UAV classe 1 de 150 quilos. Por último, ainda da área de tecnologias aeronáuticas, é apresentado um estudo da viabilidade de implementação de *Winglets* na aeronave Falcon 50, com o objetivo de aumentar a sua performance e diminuir o seu custo de operação.

Ainda de autores da mesma especialidade mas na área do comportamento organizacional, são apresentados dois artigos: um com o estudo realizado sobre o impacto da Inteligência Emocional e da metacognição no desempenho em voo dos Pilotos-Aviadores, nas fases de seleção e formação e o outro sobre o impacto que a antiguidade na Academia da Força Aérea tem nos valores humanos e no comprometimento organizacional com a Força Aérea.

Na área da engenharia aeronáutica é publicado um artigo com o estudo do desenho de uma asa de um UAV para comportar um sensor de anomalias magnéticas com vista à deteção de operações submarinas.

De autores da especialidade de Administração Aeronáutica são incluídos artigos sobre a potencial aplicação da metodologia *Life Cycle Costing* na Força Aérea Portuguesa e sobre os fatores que condicionam o Planeamento Baseado em Capacidades militares, com influência na programação dos investimentos da Força Aérea Portuguesa e os fatores que afetam a eficiência dos processos internos.

Por último e resultante do Estágio Técnico-Militar inclui-se um artigo de uma aluna com as linhas orientadoras com vista à criação de um modelo inicial de gestão de Recursos Humanos por competências aplicável à Força Aérea.



Análise dos limites de capacidade e cobertura em redes *ad-hoc* de UAVs



Autor: Anna Agamyrzyansc, Alferes Aluna do Mestrado Integrado em Aeronáutica Militar
na especialidade de Engenharia Eletrotécnica
Academia da Força Aérea, Sintra

Orientadores: Professor Doutor Luís Manuel de Jesus Sousa Correia
Instituto Superior Técnico, Lisboa

Coorientador: Tiago Miguel Monteiro Oliveira, Capitão Engenheiro Electrotécnico
Academia da Força Aérea, Sintra

Resumo: O objetivo desta dissertação é desenvolver um modelo que permita analisar a extensão de cobertura e limites de capacidade nas redes **ad-hoc** de UAVs com uma distribuição espacial que se adequa às missões consideradas: voo de formação para detecção de ameaças externas a colunas de navios (onde se considera uma distribuição circular em torno da coluna) e busca colaborativa e seguimento de alvos em ambiente marítimo (onde se considera que os UAVs se distribuem linearmente). O modelo implementado permite obter o alcance máximo da rede nas respetivas condições, analisando os parâmetros de entrada como a altura dos terminais, taxa de transmissão, dados referentes ao modelo de propagação e características do Sistema de Comunicações (SC). Para além do alcance imposto pelo SC, parâmetros como a autonomia dos UAVs e a distância máxima em linha de vista (**Line of Sight – LOS**) também são tidos em conta. O serviço considerado foi transmissão de vídeo, por um ou mais UAVs da rede. Os resultados demonstram que no cenário linear/circular, o alcance da rede aumenta/diminui com o número de UAVs e é tanto maior quanto menor a taxa de transmissão de vídeo e o número de fontes de informação gráfica. Para uma rede de 4 UAVs ANTEX-X02 **Extended**, com apenas uma fonte de vídeo de 2 Mbps, obteve-se um alcance de 208,88 km e de 69,78 km para o cenário linear e circular, respetivamente, e no caso em que todos os UAVs transmitem vídeo, o resultado obtido foi 170,08 km e 40,02 km para o caso linear e circular, respetivamente.

Palavras-chave: Redes **ad-hoc** de UAVs; Cobertura; Capacidade; Transmissão de vídeo; Propagação sobre o mar.

1. INTRODUÇÃO

Para garantir a independência e soberania de um Estado, é crucial salvaguardar os seus interesses e providenciar a segurança do mesmo. Portugal possui uma área de Busca e Salvamento (**Search and Rescue – SAR**) que corresponde a cerca de 63 vezes o território nacional (PORTUGAL, 2012). Neste sentido, assegurar a segurança do espaço marítimo torna-se uma das prioridades de segurança nacional (CAJARABILLE, 2009). Na indústria da aviação, tem-se feito um esforço cada vez maior para substituir as tripulações que operam a bordo das aeronaves, e correm riscos acrescidos, por controlo remoto de aeronaves não tripuladas, a partir da estação terrestre de comando e controlo (**Ground Control Station – GCS**). É neste sentido que surge o conceito de Veículo Aéreo Não-Tripulado (**Unmanned Aerial Vehicle – UAV**), sendo um dos seus propósitos realizar missões de curta e/ou longa duração sem pôr em risco a vida humana (PEREIRA, 2016). Atualmente, e no âmbito das operações marítimas, os UAVs são usados nas missões como SAR, vigilância e patrulhamento marítimo, detecção de poluição e pesca ilegal (NEVES, 2015).

O uso de um único UAV tem vindo a ser substituído pela utilização de vários UAVs. Considera-se uma rede **ad-hoc** de UAVs aquela em que os UAVs e/ou a GCS podem ser usados como nós retransmissores (BEKMEZCI, 2013). Nas missões militares de vigilância e reconhecimento marítimo, SAR e detecção e seguimento de alvos os UAVs são utilizados, tipicamente, para recolha de informações de um determinado alvo e transmiti-las para a GCS. Num sistema com apenas um UAV, a área de cobertura é limitada devido a restrições inerentes ao alcance das comunicações, sendo o uso de sistemas com vários UAVs uma solução possível para este problema.

A Força Aérea Portuguesa (FA) tem vindo a participar no desenvolvimento e investigação de sistemas UAV, com o intuito de os utilizar em ambiente operacional marítimo. O SC atualmente utilizado nos sistemas de UAVs do Centro de Investigação da Academia da Força Aérea (CIAFA) não permite a partilha de dados de forma direta entre UAVs. Por forma a possibilitar utilização de redes **ad-hoc** de UAVs com retransmissão em

missões de interesse para a FA, está atualmente a decorrer o processo de aquisição e instalação de rádios com conectividade IP, tanto nos UAVs como na GCS. Assim, o objetivo da investigação foi desenvolver um modelo que permitisse analisar a extensão de cobertura e limites de capacidade nas redes **ad-hoc** de UAVs, permitindo um dimensionamento adequado da rede. O modelo, ao ser implementado, permite dimensionar uma rede **ad-hoc** de UAVs correspondente a dois cenários de operação, missões de seguimento de alvo (formação linear de UAVs) e de deteção e proteção de forças (formação circular de UAVs), em ambiente marítimo.

2. ESTADO DA ARTE

Em (RODRIGUES, 2012) foi simulado o efeito das componentes multiprecurso (MPCs) numa ligação terra-ar (**Air-to-Ground** – A2G), para frequências de 2,4 GHz e 5 GHz, a uma altitude de 100 m e 600 m, analisando a potência na receção. Foram, também, efetuadas simulações do alcance dos sistemas de transmissão recorrendo a modelos de propagação adequados, com base na potência de receção e na sensibilidade dos equipamentos, para altitudes de operação de 150 m e 250 m. Para além das simulações, (RODRIGUES, 2012) apresenta resultados dos testes de voo, realizados sobre o mar, a 600 m de altitude, em que se testa o SC do **link** do piloto automático Piccolo (2,4 GHz), registando os parâmetros RSSI (**Received Signal Strength Indicator**), que corresponde à potência do sinal recebido, e ACK Ratio (**Aknowledgment Ratio**), que se refere à percentagem de pacotes recebidos em relação aos enviados. Nos testes de voo sobre o mar, (RODRIGUES, 2012) observa dois efeitos principais em termos de propagação: o multipercurso, que origina a variação constante de sinal (RSSI) que se verifica para toda a duração do voo; e o desvanecimento lento, que se pode verificar na diferença da potência que se observa no início e no final do voo.

Em (RODRIGUES, 2012) observa-se, ainda, que ao considerar o modelo de propagação em espaço livre (**Free Space Path Loss** – FSPL) no cálculo do alcance do SC, a atenuação na propagação em situação real é sempre maior que a do modelo em questão e, como tal, o alcance das ligações deve ser sempre inferior ao que se verifica para o espaço livre (**Free Space** - FS).

Em (VICENTE, 2013) é desenvolvido um modelo de canal de radiopropagação para comunicações entre UAVs durante cenários de emergência, na frequência de 2,4 GHz. Neste estudo, o autor analisa as perdas de sinal devido a MPCs, causadas por reflexões no terreno, desvanecimento, efeito de Doppler e dispersão. O canal é modelado para diferentes altitudes de operação dos UAVs, 150 m e 500 m.

Em (TEMEL, 2014) é apresentada uma análise da escalabilidade das redes do tipo Flying Ad-Hoc Networks (FANET) através das simulações de voo 3D sobre dois tipos de terreno: liso e rugoso, em que os UAVs mantêm uma altitude constante sobre o solo. Desta forma, a altitude dos UAVs irá sofrer maiores variações no caso do terreno rugoso, pelo que se esperam maiores perdas de sinal neste tipo de terreno. Os autores consideram o modelo de propagação em FS e uso de antenas cujo feixe pode ser direcionado, concentrando a maior quantidade de energia numa determinada região. No entanto, pequena parte de energia é dissipada noutras direções. Os autores analisam a interferência causada pelos UAVs vizinhos, chegando à conclusão que quanto menor a abertura do feixe a -3 dB, menor é o impacto causado pelos nós vizinhos e, consequentemente, maior o número de ligações ar-ar simultâneas admitidas.

Em (GRODI, 2015) é avaliado o impacto do tamanho das FANET na taxa de transmissão, consumo de energia e alcance das ligações. Os autores concluem que à medida que o número de UAVs na rede aumenta: o valor da taxa de transmissão útil por unidade de energia diminui exponencialmente, o que se deve ao facto da largura de banda (LB) disponível na rede diminuir com o aumento do número de nós; o

alcance máximo das ligações (cobertura da rede) aumenta linearmente; e o atraso na propagação, *jitter*, apresenta um aumento exponencial, o que se deve principalmente ao facto da adição de cada nó na rede causar o aumento da possibilidade de falha no SC.

Em (BRAGA, 2017) é apresentado o módulo **Feedback Communications Control** (FCC) para UAVs, que tem a capacidade de avaliar a Qualidade de Serviço (**Quality of Service** – QoS) associada às ligações destes sistemas, considerando as restrições impostas pelas comunicações em ambientes marítimos e os requisitos inerentes às missões de SAR. Neste estudo é analisado o problema de manter uma ligação, com uma determinada QoS definida pelo utilizador, entre uma GCS e um UAV, que tem a função de retransmitir o sinal do UAV, que executa a missão, para a GCS, durante as operações marítimas. Os autores propõem uma estratégia de **feedback**, que consiste em comandar e otimizar a mobilidade do UAV retransmissor e adaptar o algoritmo à QoS desejada. O desempenho da estratégia proposta por (BRAGA, 2017) é ilustrado através das simulações computacionais e resultados experimentais. Neste estudo, a QoS está associada ao balanço entre a taxa de transmissão e o consumo de energia. O consumo de energia é estimado tendo em conta o impulso do UAV, desprezando o equipamento eletrónico a bordo. Assim, o controlo deste parâmetro é feito atuando sobre a velocidade do UAV. Relativamente à estimativa da taxa de transmissão, esta é uma tarefa complexa do ponto de vista computacional, visto que depende de vários fatores externos como, por exemplo, as antenas utilizadas e a sua orientação, ou as condições meteorológicas. Para obter uma aproximação da taxa de transmissão, os autores usam os valores da potência de transmissão, da sensibilidade do recetor, dos ganhos do emissor e do recetor, e da modulação utilizada presentes nas especificações da tecnologia considerada, neste caso TP-LINK WN-722 2,4 GHz IEEE802.11b/g/n. Por forma a testar o módulo do algoritmo destinado a estimar a taxa de transmissão, foi realizado um teste de campo em que se usaram dois dispositivos TL-WN722N IEEE802.11b/g/n, um na GCS e outro num UAV a sobrevoar a uma altitude de 40 m sobre o solo. O principal objetivo do teste foi observar a diferença entre a taxa de transmissão real registada e os valores estimados através dos cálculos efetuados usando os parâmetros da folha de especificações e considerando o modelo de propagação em FS. Os resultados dos testes realizados revelam, também, que a taxa de transmissão é tanto maior quanto menor a distância entre o emissor e o recetor.

3. DESENVOLVIMENTO E IMPLEMENTAÇÃO DO MODELO

3.1 Características do sistema UAV

Nesta investigação considera-se como referência o sistema UAV utilizado no âmbito do projeto Seagull, composto pela plataforma aérea – o UAV ANTEX X02 Extended, por duas estações, que em conjunto constituem a GCS, uma de comando e controlo (ETC2), cuja tarefa é controlar e monitorizar os subsistemas de bordo do UAV, e outra de **payload** (ETP), através da qual os dados relativos à missão são monitorizados.

O ANTEX-X02 Extended é composto por vários sistemas, que funcionam de forma integrada, tais como, estrutural, de propulsão, de comunicações, de energia, de **payload** e sistemas secundário e primário de voo.

O sistema que controla a deflexão das superfícies de voo do UAV em função das referências de navegação é o piloto automático Piccolo, que comunica com os sensores e restantes subsistemas a bordo através do sistema embarcado de C2 (SEC2), ao qual está ligado por uma porta de comunicação série. O controlo da trajetória do UAV é realizado através do SEC2, que fornece ao Piccolo as referências de navegação, tendo por base a posição do UAV e a informação processada pelos sensores a bordo, disponibilizada pelo sistema embarcado de **payload** (SEP).

A ligação entre o UAV e o segmento terrestre é, tipicamente, estabelecida através de um **link** de comunicações em LOS na banda UHF e (dependendo da missão) uma ligação via satélite (SATCOM).

A comunicação UHF é feita entre as frequências 2,4000 GHz e 2,4835 GHz, utilizando um modem da **MicroHard Systems**, modelo MHX-2400, com uma potência de transmissão entre os 10 mW e 1 W. A bordo do ANTEX-X02 Extended está instalada uma antena omnidirecional, garantindo a comunicação com a GCS independentemente da orientação do UAV, e na GCS utiliza-se uma antena parabólica com um ganho de 24 dBi e uma largura de feixe horizontal e vertical de 10° e 14°, respetivamente. Com a configuração acima descrita, e em LOS, é possível obter ligações com alcance até 40 km. A transmissão de vídeo é realizada através de uma ligação dedicada e unidirecional. O transmissor, instalado no UAV, tem a função de adquirir, digitalizar, gravar, modular e transmitir o sinal para o recetor, que se encontra instalado na GCS. O equipamento a bordo permite variar a potência de emissão entre dois níveis, 60 ou 250 mW, uma LB de 8,7 MHz e, em caso de necessidade, a acoplação de um amplificador que possibilita aumentar a potência transmitida para 1 W.

O SC atualmente presente não permite operação dos UAVs em redes **ad-hoc**. O equipamento para troca de mensagens de C2 e telemetria, apesar de admitir configurações válidas para redes **ad-hoc**, pelo facto de se encontrar integrado no piloto automático Piccolo, implica limitações na sua configuração. A solução fechada, fornecida pelo fabricante, não permite a troca de mensagens entre UAVs. A impossibilidade dos UAVs comunicarem em redes **ad-hoc** limita a sua operação em missões mais complexas.

Por forma a ultrapassar este problema, pretende-se adquirir e instalar rádios **Pico Digital Data Link** 2450 (pDDL2450) da **Microhard**. Estes rádios permitem taxas de transmissão superiores a 20 Mbps, vêm acompanhados de um **software** de configuração, que permite selecionar diferentes valores de potência de transmissão e a modulação utilizada. Tendo em conta as características do rádio pDDL2450, este é adequado para aplicações mais complexas, como é o caso do fluxo de informação gráfica numa rede **ad-hoc** de UAVs. Com a sua implementação no UAS da FA espera-se obter, por um lado uma ligação redundante para envio de mensagens de telemetria e C2, e por outro uma ligação multi-saltos que suporta fluxo de informação gráfica, entre a GCS e um UAV.

Na Figura 1 encontra-se uma esquematização simplificada do SC do UAS suprarreferido. Tal como se observa no diagrama de blocos, o SC atualmente existente encontra-se destacado a verde, sendo constituído por um **link** dedicado ao envio de informação gráfica, da plataforma aérea para a GCS, e o rádio MHX-2400, integrado no piloto automático Piccolo, destinado à troca de dados de C2 e Telemetria (**Control and Non-Payload Communications Link** – CNPC) entre a GCS e o UAV, sendo as mensagens de telemetria representadas com uma seta unidirecional de cor preta (ligação A2G) e as de C2 com uma seta unidirecional encarnada (ligação G2A). Por sua vez, o transmissor de vídeo dedicado encontra-se sublinhado a magenta. Dadas as limitações do transmissor de vídeo dedicado face às características dos rádios pDDL2450, prevê-se a sua substituição por este último, em futuras missões UAV do CIAFA. O SC que se pretende implementar (para o qual este trabalho contribui) encontra-se destacado a azul.

Relativamente às antenas, são utilizadas as TL-ANT2405CL nas plataformas aéreas e as TL-ANT2424B e OD12-2400 na GCS do cenário em linha e circular, respetivamente. A antena instalada nos UAVs é omnidirecional e tem um ganho de 5 dBi. A que se utiliza na GCS do cenário em que os UAVs se dispõem em linha é direcional e permite um ganho de 24 dBi, e a que é utilizada na GCS do cenário circular é omnidirecional e tem um ganho de 12 dBi.

Para além do alcance máximo imposto pelo SC, também se tem em conta o limite imposto pela autonomia do UAV. Note-se que considerando um qualquer cenário de missão realista usando um UAV

é necessário garantir que a soma dos tempos de ida e volta até ao alvo e de execução da missão não ultrapassem o tempo de autonomia do UAV, independentemente do alcance do seu SC (ver Equação (1)). Neste contexto, deve também ser considerada uma margem de segurança no cálculo do tempo referente à autonomia do UAV.

$$t_{aut} [h] = 2 \times t_{alvo, máx} [h] + t_{exec} [h] + t_m [h] \quad (1)$$

onde:

- t_{alvo} : tempo que o UAV demora a percorrer a distância entre a GCS e o alvo;
- t_{aut} : autonomia do UAV;
- t_{exec} : tempo de execução da missão;
- t_m : tempo de margem de segurança.

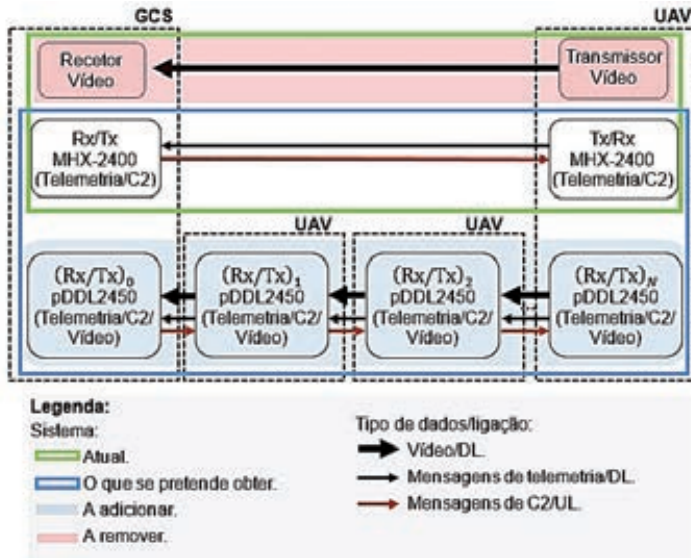


Figura 1 – SC do UAS atual e o que se pretende obter.

Conhecendo a velocidade de cruzeiro característica do UAV e o tempo máximo disponível para o percurso entre a GCS e o alvo, que é obtido através da manipulação de (1) e dado por (2), obtém-se o alcance máximo da rede imposto pela autonomia do $Ud_{máx, AU}$ dado por (3).

$$t_{alvo, máx} [h] = \frac{1}{2} (t_{aut} [h] - t_{exec} [h] - t_m [h]) \quad (2)$$

$$d_{máx, AU} [km] = v [km/h] \times t_{alvo, máx} [h] \quad (3)$$

onde:

v : velocidade de cruzeiro do UAV;

$t_{alvo, máx}$: tempo máximo disponível para o percurso entre o alvo mais afastado e a GCS.

Com base na capacidade do depósito de combustível e o consumo médio aferido, obtém-se o tempo de autonomia estimado para uma determinada missão, dado por (4).

$$t_{aut} [h] = \frac{V_{[l]}}{C_{[l/h]}} \quad (4)$$

onde:

V : volume do depósito de combustível do UAV;

C : consumo médio do combustível do UAV, aferido para uma determinada missão.

O UAV está equipado com um gerador e o seu sistema de energia permite-lhe fornecer até 100 W de forma contínua aos sistemas de bordo, permitindo desta forma assegurar os 2,4 W necessários para o funcionamento do SC. O consumo médio de 1,1 l/h acima referido já tem em consideração o consumo elétrico dos sistemas a bordo.

3.2 Definição de cenários

Nesta investigação são avaliados dois cenários de operação, linear (Cenário L) e circular (Cenário C), correspondendo ambos ao ambiente marítimo, com ligações em LOS.

O primeiro cenário considerado corresponde ao seguimento de um determinado alvo em ambiente marítimo, como é o caso de um naufrago, ou patrulhamento marítimo, apresentando uma estrutura hierárquica. Neste caso, os UAVs encontram-se posicionados ao longo da linha que liga o alvo à GCS, por forma a retransmitir informação enviada pelo UAV que tem a função de recolher informações sobre o naufrago, até a GCS que se encontra localizada num aeródromo, junto à costa. Considera-se que o UAV mais distante da GCS depois de alcançar o ponto de interesse, encontra-se em modo de seguimento autónomo do alvo, enviando para a GCS informação gráfica do mesmo. Os restantes nós retransmitem informação proveniente do UAV mais afastado até à GCS. Os UAVs voam a uma altitude que pode variar entre os 50 m e 500 m, trocando mensagens de telemetria e C2 com a GCS. Tanto os dados de telemetria, como os de C2 ocupam 300 bytes, e são enviados com uma taxa de atualização de 10 Hz, o que se traduz numa taxa de transmissão de 0,024 Mbps. Um exemplo do cenário descrito encontra-se representado na Figura 2, em que um conjunto de N UAVs se encontra posicionado ao longo da linha que liga o alvo à GCS, à mesma altitude, h , em relação ao MSL.

A função do nó mais afastado da GCS, UAV_N , é recolher informações (imagens/vídeo) sobre o alvo e transmiti-las ao UAV que lhe é mais próximo, UAV_{N-1} , correspondendo este último ao nó retransmissor. Este, depois de receber os dados do UAV_N , transmite-os ao UAV_{N-2} . O processo repete-se até ao UAV mais próximo da GCS, UAV_1 , que tem a função de transmitir os dados para a GCS. Note-se que neste exemplo apenas o UAV extremo, UAV_N , transmite informação gráfica do alvo de interesse. Todos os restantes UAVs simplesmente retransmitem essa informação. No entanto, para além do exemplo acima representado, podem surgir situações em que, ao longo da linha que liga o UAV_N à GCS, existem mais que um alvo, havendo assim mais do que um UAV a transmitir vídeo/imagens, sendo que no limite existem N fontes de informação gráfica.

Para a transmissão da informação gráfica existem duas possibilidades:

- Transmissão **raw**, trama a trama, de uma imagem PAL (720x576) x 3 canais x 8 bits/pixel, com uma taxa de atualização de 1 trama a cada 5 segundos, o que corresponde a uma taxa de transmissão de, aproximadamente, 2 Mbps;
- Transmissão contínua de um **stream** de vídeo, com uma taxa de transmissão de até 4 Mbps.

Neste cenário de operação pretende-se determinar o alcance máximo da missão, que corresponde à distância entre o UAV mais afastado e a GCS. Note-se que esta medida determina também a área da

busca (ao largo da costa, a partir da GCS) que é possível alocar numa determinada missão, dado o número de UAVs disponíveis. Por outro lado, dada a LB limitada para a transmissão de informação, será analisada a capacidade do sistema de transmissão utilizado por forma a determinar o alcance máximo absoluto e o respetivo número máximo de UAVs para a realização desta missão.

O segundo cenário considerado nesta Dissertação apresenta uma arquitetura distribuída, tal como apresentado na Figura 3. Neste cenário um grupo de N UAVs move-se de forma coordenada em torno de uma coluna de navios, em alto mar, seguindo um caminho circular de referência, cujo centro coincide com o centro geométrico do conjunto de embarcações, que se desloca solidário com a coluna. Pretende-se que o raio do caminho circular de referência seja o maior possível, de modo a antecipar ao máximo uma potencial ameaça. A altitude, h , dos UAVs pode variar entre os 50 m e 500 m. Considera-se, também, que os UAVs têm características homogêneas e que todos os nós se encontram à mesma altitude em relação ao MSL.

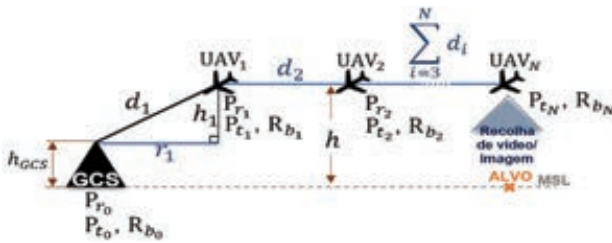


Figura 2 – Exemplo de formação em linha de N UAVs.

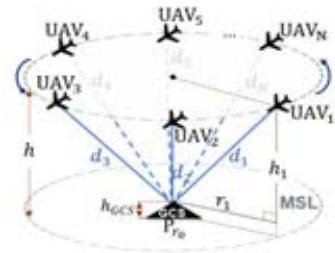


Figura 3 – Esquematização da formação circular de N UAVs.

É na GCS, que se encontra a bordo de um dos navios, que se estabelecem e enviam as referências de posição para cada UAV, de modo a assegurar uma distribuição adequada dos UAVs em redor da coluna de navios. Relativamente aos dados CNPC, cada UAV possui uma matriz, que a cada instante é atualizada com a informação, enviada pela GCS, de posição atual de cada um dos UAVs e a respetiva referência. A troca destes dados pode ser realizada diretamente entre o UAV e a GCS, ou por saltos, usando outros UAVs como retransmissores. Considera-se que a GCS deve ser capaz de estabelecer uma ligação bidirecional com todos os UAVs em simultâneo, por forma a enviar dados de C2 e receber respetiva telemetria ao longo do caminho circular. As taxas de transmissão associadas ao fluxo de dados referente ao Cenário C são idênticas às do Cenário L.

Note-se que, no exemplo considerado, assume-se que o navio em que se localiza a GCS coincide com o centro geográfico da circunferência de referência, encontrando-se assim à mesma distância de todos os UAVs que constituem a rede.

Pretende-se, neste cenário, calcular o raio máximo do círculo de referência em torno da coluna de navios, tendo em conta o número de UAVs utilizados, a modulação e as características do SC.

3.3 Descrição do modelo

O modelo desenvolvido, cujo diagrama de blocos se ilustra na Figura 4, consiste em dimensionar o alcance máximo de uma rede de UAVs que apresente uma configuração espacial idêntica à do Cenário L ou C.

Por forma a dimensionar corretamente a rede são analisados os seguintes fatores, que podem limitar o seu alcance:

- i) Visto que o SC impõe a necessidade de existência de LOS entre dois terminais, é tida em conta a distância de radiohorizonte, $d_{máx, RI1}^I$, dada por (5).

$$d_{máx,RH} [\text{km}] \cong 4,12 \times (\sqrt{h_e [\text{m}]} + \sqrt{h_r [\text{m}]}) \quad (5)$$

ii) Alcance máximo da rede imposto pelo desempenho e capacidade do SC, $d_{máx, DC}$ que se traduz na distância a que o valor da potência no recetor corresponde à sua sensibilidade, dada por (6).

$$d_{máx,DC} [\text{km}] = 10^{\frac{L_{p,máx} [\text{dB}] - 32,44 - 20 \log(f [\text{MHz}]) - M_S}{20}} \quad (6)$$

iii) A autonomia, que depende da capacidade do depósito de combustível e do consumo médio aferido. A distância máxima imposta pela autonomia, $d_{máx, AU}$ é dada por (3).

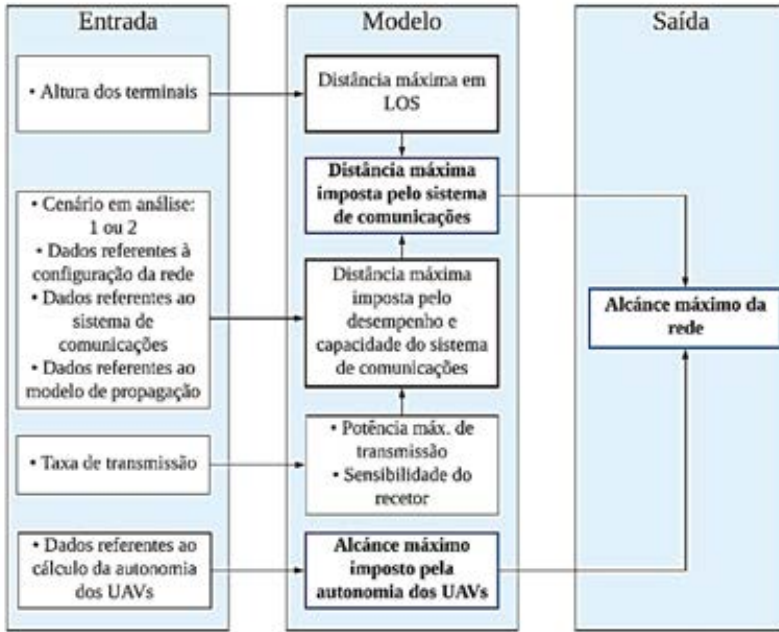


Figura 4 – Visão geral do modelo.

Inicialmente é calculada a distância máxima imposta pelo SC, $d_{máx, DC}$ para cada uma das ligações, usando os seguintes parâmetros de entrada:

- G_r : ganho da antena de receção;
- G_t : ganho da antena instalada no nó transmissor;
- M_s : margem de segurança considerada no cálculo das perdas de percurso;
- F : frequência de operação;
- N : número total de ligações/UAVs;
- M : número de fontes de vídeo;
- A_f : LB disponível;
- R_b : taxa de transmissão associada a cada uma das ligações.

De seguida, para as mesmas ligações, é calculada a distância máxima em LOS, $d_{máx, RH}$ sendo os

parâmetros de entrada a altura do recetor, h_r , e a altura do emissor, h_t . Para cada uma das ligações é escolhido o fator limitativo, ou seja, o menor valor entre $d_{máx,DC}$ e $d_{máx,RP}$ resultando em $d_{máx,SC}$. Seguidamente é calculado o valor de $r_{c,máx}$.

No cálculo da distância máxima imposta pela autonomia dos UAVs, $d_{máx,AU}$, os parâmetros de entrada são o volume do depósito de combustível, V ; o consumo médio do combustível, C ; a velocidade de cruzeiro aferida, v ; e o tempo necessário à execução da missão, t_{exec} ; e o tempo de margem de segurança considerado, t_m .

O alcance máximo da rede – d_L no caso do Cenário L e d_C no caso do Cenário C, é determinado escolhendo o menor dos valores obtidos para o alcance máximo da rede analisando o SC, $r_{c,máx}$ e o que se obteve tendo em conta a autonomia dos UAVs, $d_{máx,AU}$.

Na **formação em linha**, relativamente à ligação UL, a GCS envia dados de C2 para todos os UAVs que constituem a rede e, no caso da ligação DL, recebe dados de telemetria referentes aos N UAVs e informação gráfica do alvo proveniente das M fontes selecionadas, com M $[0, M]$. Cada um dos UAVs da rede também envia e recebe dados de posição e referência, P , dos restantes UAVs. A taxa de transmissão destes dados é significativamente baixa em relação à taxa de transmissão correspondente à telemetria, $R_{b,T}$, considerando-se neste estudo uma relação de 1 % entre os dois parâmetros.

Na **formação circular**, tal como na configuração em linha, todos os UAVs recebem mensagens de C2 da GCS – ligação ascendente, e enviam dados de telemetria – ligação descendente. Adicionalmente, cada UAV envia e recebe dados de posição e referência dos restantes UAVs, que podem ou não ser provenientes de uma retransmissão da GCS. Assim, considerando que existem N UAVs a usar a GCS como retransmissor, a GCS terá de receber e enviar N de dados referentes à posição e referência. Relativamente à informação gráfica, a GCS seleciona as M fontes de vídeo que pretende visualizar, podendo estas variar entre 0 e N .

Na Tabela 1 encontram-se as expressões para os requisitos de capacidade das ligações UL e DL para os dois cenários de operação em estudo.

Tabela 1 – Requisitos de capacidade dos Cenários L e C.

Tipo de ligação	Cenário	Taxa de transmissão necessária [Mbps]	
UL	L	$N \times R_{b,C2}$	(7)
	C	$N \times R_{b,C2} + Q \times R_{b,P}$	(8)
DL	L	$N \times R_{b,T} + M \times R_{b,vídeo}$	(9)
	C	$N \times R_{b,T} + M \times R_{b,vídeo} + Q \times R_{b,P}$	(10)

onde:

$R_{b,C2}$: taxa de transmissão dos dados de C2;

Q : número de UAVs que usam a GCS como retransmissor para troca de dados de posição e referência, no caso do Cenário C;

M : número de fontes de vídeo selecionadas pela GCS;

$R_{b,T}$: taxa de transmissão dos dados de telemetria;

$R_{b,vídeo}$: taxa de transmissão correspondente à informação gráfica;

$R_{b,P}$: taxa de transmissão correspondente posição do UAV.

No modelo desenvolvido são considerados os dados CNPC e desprezados os dados de posição e referência.

A expressão usada para o cálculo da taxa de transmissão associada à ligação ascendente, $R_{b,UL}$, é dada por (7) e a taxa de transmissão da ligação descendente, $R_{b,DL}$, por (8).

$$R_{b,UL} [\text{Mbps}] \begin{cases} = N \times R_{b,C2} [\text{Mbps}] , & L \\ \cong N \times R_{b,C2} [\text{Mbps}] , & C \end{cases} \quad (7)$$

$$R_{b,DL} [\text{Mbps}] \begin{cases} = N \times R_{b,T} [\text{Mbps}] + M \times R_{b,video} [\text{Mbps}] , & L \\ \cong N \times R_{b,T} [\text{Mbps}] + M \times R_{b,video} [\text{Mbps}] , & C \end{cases} \quad (8)$$

Tendo em conta que o débito binário associado à ligação descendente, , é o fator limitativo, pois é o que apresenta maior taxa de transmissão associada, e que o SC instalado nos UAVs e na GCS é idêntico, considera-se que não haverá problemas de capacidade do ponto de vista da ligação **Uplink** (UL). Desta forma, na análise apresentada é considerada apenas a ligação **Downlink** (DL). Assim, no estudo da capacidade a condição dada por (9) deve ser satisfeita.

$$R_{b,cap} [\text{Mbps}] \geq R_{b,DL} [\text{Mbps}] \quad (9)$$

onde:

$R_{b,cap}$: capacidade do SC.

Neste estudo é considerada a capacidade da tecnologia **Microhard** pDDL2450, onde o utilizador pode seleccionar a LB que pretende utilizar, podendo esta ser 2, 4 ou 8 MHz, e a respetiva modulação, que pode ser BPSK 1/2, QPSK 1/2, QPSK 3/4, 16QAM 1/2, 16QAM 3/4, 64QAM 2/3, 64QAM 3/4 ou 64QAM 5/6. A cada modulação corresponde uma determinada taxa de transmissão que, por sua vez, corresponde a diferentes valores de sensibilidade e de potência máxima de transmissão. A esquemas de modulação de nível superior correspondem maiores valores de sensibilidade. E quanto menor a LB do canal, mais robusto é o sistema, pois permite detetar sinais que apresentam menor potência.

Por forma a facilitar a implementação do modelo, foram deduzidas as expressões aproximadas, para a potência máxima de transmissão e a sensibilidade, dadas por (10) e (11), respetivamente, em função da taxa de transmissão, que por sua vez depende da LB e do esquema de modulação selecionados.

$$P_{t,max} [\text{dBm}] (R_b [\text{Mbps}], \Delta f [\text{MHz}]) = \begin{cases} -0,618R_b + 30,9 , & R_b \in [0,78; 6,5], & \Delta f = 2 \\ -0,287R_b + 30,8 , & R_b \in [1,5; 14], & \Delta f = 4 \\ -0,145R_b + 30,9 , & R_b \in [3; 28], & \Delta f = 8 \end{cases} \quad (10)$$

$$P_{r,min} [\text{dBm}] (R_b [\text{Mbps}], \Delta f [\text{MHz}]) = \begin{cases} 3,35R_b - 104 , & R_b \in [0,78; 6,5], & \Delta f = 2 \\ 1,62R_b - 102 , & R_b \in [1,5; 14], & \Delta f = 4 \\ 0,805R_b - 98,4 , & R_b \in [3; 28], & \Delta f = 8 \end{cases} \quad (11)$$

Para testar os rádios considerados, foram realizados testes em bancada, usando o programa **iPerf** para injetar dados num dos terminais e avaliar a LB do canal. Foram utilizados três rádios pDDL2450: R1, ligado ao computador portátil **HP**, desempenhando o papel da GCS; R2, com a função de transmitir ao R1 a informação que recebe do R3; e o R3, ligado a um computador portátil **Toshiba**, através do qual foram injetados dados, por forma a permitir testar o desempenho da rede. Os três rádios são alimentados com , usando um gerador de tensão.

Foi testada a ligação direta (de R3 para R1) e de seguida a ligação com um salto, adicionando R2 como nó retransmissor. Com os testes realizados, observou-se que ao adicionar um nó retransmissor na rede,

era forçado o funcionamento **half-duplex**, diminuindo a LB do sistema para metade, o que tem impacto no dimensionamento da rede no caso do Cenário L. Assim, foram deduzidas as expressões (12) e (13) que são usadas no dimensionamento da rede no caso do cenário linear.

$$P_{t,max} [dBm](R_b [Mbps], \Delta f [MHz]) = \begin{cases} -1,24R_b + 30,9, & R_b \in [0,39; 3,25], & \Delta f = 2 \\ -0,574R_b + 30,8, & R_b \in [0,75; 7], & \Delta f = 4 \\ -0,145R_b + 30,9, & R_b \in [1,5; 14], & \Delta f = 8 \end{cases} \quad (12)$$

$$P_{r,min} [dBm](R_b [Mbps], \Delta f [MHz]) = \begin{cases} 6,7R_b - 104, & R_b \in [0,39; 3,25], & \Delta f = 2 \\ 3,23R_b - 102, & R_b \in [0,75; 7], & \Delta f = 4 \\ 0,805R_b - 98,4, & R_b \in [1,5; 14], & \Delta f = 8 \end{cases} \quad (13)$$

4. ANÁLISE DE RESULTADOS

4.1 Análise Geral

Nesta secção é apresentada uma análise dos resultados obtidos para os cenários usados na fase da aferição do modelo.

Para Cenário L e variando N , = 50 m, = 3 m, M = 1, = 8 MHz, = 24 dBi, = 5 dBi, = 3 dB e = 2,4 GHz, obtiveram-se os resultados apresentados na Figura 5.

Tal como era de esperar, quanto menor é o débito binário associado ao vídeo transmitido, maior é o alcance da rede. Adicionalmente, com a adição de nós retransmissores na rede, o alcance máximo aumenta (ver Figura 5).

Na Figura 6 representa-se o alcance máximo em função do número de fontes de vídeo seleccionadas, numa rede com um total de 6 UAVs com configuração em linha, nas condições anteriormente descritas.

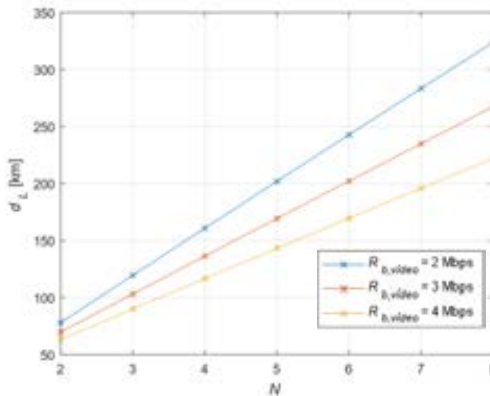


Figura 5 – Alcance máximo da rede em função de N (Cenário L).

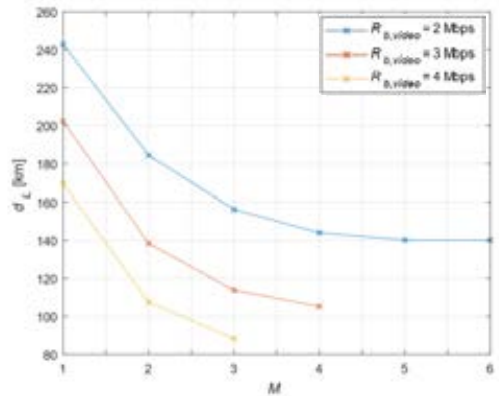


Figura 6 – Alcance máximo da rede em função de M (Cenário L).

Tal como esperado, ao seleccionar um maior número de fontes de vídeo, o alcance da rede diminui, o que se deve ao aumento da taxa de transmissão. Adicionalmente, observa-se que quanto menor o débito binário associado à informação gráfica, maior é o alcance da rede. Note-se que para transmissão de vídeo cuja taxa de transmissão é 2 Mbps, é possível que todos os UAVs sejam fontes de informação gráfica; no caso de vídeo com 3 Mbps, apenas é possível seleccionar 4 fontes de informação gráfica; e no caso de uma taxa de transmissão de vídeo de 4 Mbps, esse número diminui para 3.

4.2 Cenários de operação realistas

Começando por definir o cenário realista em que os UAVs formam em linha, considerou-se uma GCS semelhante à que foi utilizada nos ensaios de voo já realizados pelo CIAFA, em que se usou uma antena parabólica TL-ANT2424B, localizada no aeródromo Municipal de Torres Vedras (39°07'36.4"N, 9°22'45.4"W).

Relativamente ao cenário realista em que os UAVs têm uma formação circular, considera-se uma coluna a realizar uma missão que implica atravessar o Oceano Atlântico, sendo que a GCS se localiza no centro desta.

Os parâmetros referentes à autonomia dos UAVs encontram-se na Tabela 2, e os que dizem respeito ao SC na Tabela 3.

Analizou-se o alcance da rede para transmissão de vídeo com taxa de transmissão de 2 e 4 Mbps. O alcance imposto pela autonomia dos UAVs obtido foi de 399,78 km.

Para o caso em que apenas o UAV extremo transmite vídeo ($M = 1$), os resultados obtidos são os que se encontram na Tabela 4.

Neste caso de estudo, o alcance da rede nunca é limitado pela autonomia dos UAVs. Para vídeo de 2 Mbps, observa-se um aumento de, aproximadamente, 40 km com adição de um UAV na rede.

Da análise realizada para o caso extremo em que todos os UAVs são fontes de informação gráfica ($M = N$), foram obtidos os resultados representados na Tabela 5.

Tabela 2 – Parâmetros referentes à autonomia dos UAVs.

V [l]	C [l/h]	t_{exec} [h]	t_m [h]	v [km/h]
Cenário Linear				
11	0.9	0.5	0.3	70
Cenário Circular				
7	1.1	1	0.3	70

Tabela 3 – Parâmetros referentes ao SC.

h_{UAV} [m]	h_{GCS} [m]	Δf [MHz]	f [MHz]	$R_{b,T}$ [Mbps]	G_{UAV} [dBi]	G_{GCS} [dBi]	M_S [dB]
Cenário Linear							
200	40	8	2400	0.024	5	24	3
Cenário Circular							
50	15	8	2400	0.024	5	12	3

Tabela 4 – Resultados para $M=1$ (Cenário L).

N	4	5	6	7
Alcance máximo imposto pelo SC [km]				
$R_{b,video} = 2$ [Mbps]	208.88	249.96	290.83	331.48
$R_{b,video} = 4$ [Mbps]	164.74	191.27	217.64	243.90

Tabela 5 – Resultados para $M=N$ (Cenário L).

N	2	3	4	5
Alcance máximo imposto pelo SC [km]				
$R_{b,video} = 2$ [Mbps]	126.06	152.86	170.08	160.11
$R_{b,video} = 4$ [Mbps]	111.27	79.42	86.38	103.38

Para transmissão de vídeo com taxa de transmissão de 4 Mbps, usando os rádios pDDL2450, o número máximo de fontes de informação gráfica é 3. Assim, para o caso em que $N = 4$ optou-se por analisar a hipótese em que os dois UAVs mais afastados transmitem vídeo de 4 Mbps e os restantes são fontes de vídeo de 2 Mbps; e para a rede em que $N = 5$, considerou-se que apenas o UAV extremo capta e transmite vídeo de 4 Mbps, sendo os restantes quatro fontes de vídeo de 2 Mbps. Note-se que o alcance associado à rede de 2 UAVs é superior às outras configurações. Tal facto deve-se à menor taxa de transmissão do fluxo total da rede (entre a GCS e o UAV **backbone**) – 8 Mbps para $N = 2$ e 12 Mbps para $N = 5$.

No caso em que a taxa de transmissão de vídeo é 2 Mbps, ao contrário do observado na análise anterior, neste caso apenas se verifica um aumento de, aproximadamente, 20 km com adição de um nó na rede. Este resultado deve-se ao facto de haver um significativo aumento de fluxo de dados total com adição de UAVs, o que requer um esquema de modulação superior, aumentando a sensibilidade do recetor e potência máxima de transmissão.

Relativamente ao alcance obtido para $N = 4$ e $N = 5$, não seria de esperar que com a adição de um UAV, a distância máxima imposta pelo SC diminuísse. A justificação para este resultado, e lembrando que o

alcance máximo imposto pelo SC é determinado tendo em conta tanto o desempenho dos rádios como a distância de rádio-horizonte (RH), é que, nas condições referidas, até $N = 4$ o fator que limita a ligação entre a GCS e o UAV **backbone** é a distância de RH. Já para $N = 5$, todas as ligações, incluindo a 1ª, são limitadas pelo desempenho e capacidade do SC.

Pela análise dos resultados obtidos, observa-se que, mesmo nos casos em que existem N fontes de informação gráfica com taxas de transmissão elevadas, as distâncias máximas estimadas permitem alcançar zonas de interesse (regiões onde se verifica uma grande ocorrência de acidentes marítimos e de maior densidade de tráfego), havendo a possibilidade dos UAVs da FA realizarem missões de busca e/ou vigilância marítima.

Relativamente ao cenário circular, considerando $N = 3, 4, 5$ e 6 , e assumindo transmissão de vídeo de 2 e 4 Mbps, obtiveram-se os resultados representados nas Tabela 6 e 7, para $M = N$ e para $M = 1$, respetivamente.

Tabela 6 – Resultados para $M=1$ (Cenário C).

N	3	4	5	6
Alcance máximo imposto pelo SC [km]	69,94	69,78	69,63	69,47
$R_{\text{vídeo}} = 2$ [Mbps]	56,20	56,07	55,95	55,82

Tabela 7 – Resultados para $M=N$ (Cenário C).

N	3	4	5	6
Alcance máximo imposto pelo SC [km]	48,27	40,02	33,17	27,50
$R_{\text{vídeo}} = 2$ [Mbps]	26,77	18,44	12,70	8,45

Ao contrário do que se observava no Cenário L, neste caso o alcance da rede diminui com a adição de nós. Relativamente à taxa de transmissão associada ao fluxo de dados na rede, tal como seria de esperar, quanto maior é o seu valor, menor é o alcance. Tal acontece porque, ao usar mais UAVs, ocorre o aumento da taxa de transmissão total, aumentando a sensibilidade do recetor. Observa-se ainda que quanto maior o número de fontes de informação gráfica, menor é a distância máxima da rede imposta pelo SC. Por exemplo, no caso de uma rede com um total de 6 UAVs, quando apenas um dos nós transmite vídeo de 4 Mbps o alcance estimado é de 55,82 km. Já para $M = N$, a distância máxima estimada diminui para 8,45 km. Neste caso observa-se uma diminuição de, aproximadamente, 85 % ($\approx 47,4$ km).

Tendo em conta a missão em que se pretende aplicar este tipo de redes de UAVs (com formação circular), que corresponde a deteção e proteção de forças em ambiente marítimo, considera-se que os resultados obtidos são favoráveis pois a maior parte dos ataques assimétricos ocorre na proximidade do alvo. Desta forma, as distâncias máximas estimadas permitem, com uma margem significativa, antecipar uma potencial ameaça a colunas de navios.

5. CONCLUSÕES

Após a realização dos primeiros testes experimentais aos rádios, constatou-se que ao utilizá-los como retransmissores era forçado o modo de funcionamento **half-duplex**. Desta forma, na análise do Cenário L apenas seria possível considerar metade da capacidade do SC apresentada nas especificações fornecidas pelo fabricante. No caso do Cenário C, tendo em conta a localização considerada para a GCS, que é tal que a distância até à GCS é idêntica a partir de todos os nós da rede o que dispensa o uso de UAVs como retransmissores de vídeo, é considerado o modo de funcionamento de rádios em **full-duplex**. Conforme a LB e modulação selecionadas, existe uma taxa de transmissão máxima, definida nas especificações dadas pelo fabricante, e a respetiva potência de transmissão e sensibilidade. Com base nestes dados,

foram deduzidas expressões de potência de transmissão e sensibilidade do recetor em função de taxa de transmissão, para o modo de funcionamento *half-duplex* e *full-duplex*, para serem usadas na implementação do modelo desenvolvido.

De seguida foram definidos e analisados os cenários realistas. Relativamente aos resultados obtidos para o cenário linear, quando $M = 1$, no caso em que o vídeo tem uma taxa de transmissão de 2 Mbps os alcances variam entre ~210 km e 330 km para uma rede com um total de 4 a 7 UAVs, respetivamente; e para vídeo de 4 Mbps, obteve-se um alcance entre ~160 km e 240 km para redes compostas por 4 e 7 UAVs, respetivamente. Em ambos os casos, o alcance da rede é tanto maior quanto maior o número total de UAVs na rede. Para o caso em que se considerou que todos os UAVs da rede são fontes de informação gráfica, as distâncias máximas estimadas diminuiriam significativamente.

Dos resultados obtidos na análise do cenário realista em linha, conclui-se que o aumento da rede não é linearmente proporcional ao número de nós, pois o alcance é fortemente influenciado pela taxa de transmissão dos dados que fluem na rede. Para além disso, observa-se que, tipicamente, em redes em que o débito binário dos dados é baixo (por exemplo, redes com uma fonte de vídeo) o fator limitativo é maioritariamente a distância de RH, pois do ponto de vista do desempenho do SC ou autonomia é possível atingir distâncias superiores. Já no caso em que existem várias fontes de informação gráfica, a distância de RH não se revela limitativo. É de observar ainda que os alcances estimados se encontram dentro dos valores desejados para a realização das missões em que se pretende utilizar o sistema de UAVs da FA após a implementação dos rádios pDDL2450.

Para o cenário realista circular definiu-se que a GCS se localiza no centro de uma coluna de navios que realiza uma missão no oceano atlântico, e obtiveram-se resultados efetuando uma análise semelhante à realizada para o cenário linear. Verificou-se, nesta análise, que quanto maior é o número de UAVs na rede, menor é o raio circular do caminho descrito por estes. No caso em que há apenas uma fonte de vídeo, a diminuição do alcance (imposto pelo SC) com o aumento do número de UAVs é mínima ($< 0,5$ km com adição de um UAV na rede). Já no caso em que todos os UAVs transmitem vídeo, a distância máxima imposta pelo SC reduz significativamente.

Após a análise realizada, é possível concluir que, mesmo não havendo problemas do ponto de vista de cobertura, a capacidade do sistema revela-se importante no dimensionamento de uma rede, pois é a que determina o número máximo de UAVs que podem ser utilizados e o número de fontes de vídeo. Para além disso, a arquitetura da rede é um fator determinante para se poder calcular a distância máxima possível de alcançar.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] BEKMEZCI, I.; SAHINGOZ, O.K.; TEMEL, S. – Flying Ad-Hoc Networks (FANETs): A survey, Elsevier, 2013. [Consult. em Set. 2018]. Disponível em WWW: <https://ac.els-cdn.com/S1570870512002193/1-s2.0-S1570870512002193-main.pdf?_tid=b4bfe64f-441f-4c4f-98bf-e7030515377a&acdnat=1535967032_29794e54b3a2f1785477ddd0045bb1ee>.
- [2] BRAGA, J.; ALESSANDRETTI, A.; AGUIAR, A.P.; SOUSA, J. – A Feedback Motion Strategy Applied to a UAV to Work as an Autonomous Relay Node for Maritime Operations. Miami: IEEE, 2017. 8 p. Comunicação apresentada em “International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)”. ISBN: 978-1-5090-4495-5.
- [3] CAJARABILLE, V.L. – A Segurança no Mar Português, Nação e Defesa. Vol. 4, n.º 122 (2009), pp.101-115. [Consult. em Set. 2018]. Disponível em WWW: <<https://core.ac.uk/download/pdf/62685385.pdf>>.
- [4] GRODI, R.; RAWAT, D.B.; BAJRACHARYA, C. – Performance Evaluation of Unmanned Aerial Vehicle Ad hoc Networks. Fort Lauderdale: IEEE, 2015. 4 p. Comunicação apresentada em “Proc of the IEEE SoutheastCon”. ISBN: 978-1-4673-7300-5.
- [5] NEVES, R. – Drone da portuguesa Tekever vai patrulhar o Mediterrâneo, Jornal de Negócios, 2015. [Consult. em Set. 2018]. Disponível em WWW: <https://www.jornaldenegocios.pt/empresas/tecnologias/detalhe/drone_da_portuguesa_tekever_vai_patrulhar_o_mediterraneo>.
- [6] PEREIRA, Alexandre – Operacionalização, no contexto da Força Aérea, de um Sistema Aéreo Autônomo Não-Tripulado Classe II para Vigilância Marítima e Busca e Salvamento. Sintra: Academia da Força Aérea, 2016. Dissertação de Mestrado.
- [7] PORTUGAL. Estado Maior da Força Aérea, Sistema de Busca e Salvamento – Força Aérea Portuguesa. 2012. [Consult. em Set. 2018]. Disponível em WWW: <http://www.emfa.pt/www/conteudos/galeria/noticias/destaques/triptico-sistema-de-busca-e-salvamento-sar_1122.pdf>.
- [8] RODRIGUES, P. – Avaliação de Sistemas de Comunicações para UAS em Diferentes Cenários de Operação. Sintra: Academia da Força Aérea, 2012. Dissertação de Mestrado.
- [9] TEMEL, S.; BEKMEZCI, I. – Scalability Analysis of Flying Ad Hoc Networks (FANETs): A Directional Antenna Approach. Odessa: IEEE, 2014. 3 p. Comunicação apresentada em “IEEE International Black Sea Conference on Communications and Networking”. ISBN: 978-1-4799-4067-7.
- [10] VICENTE, João – A revolução do Poder Aéreo e as oportunidades para Portugal. 1.ªed. Porto: Fronteira de Caos Editores, 2013. ISBN: 978-989-8647-08-5.

Design Modifications of a UAV Wing for Optimal Integration of a Magnetic Anomaly Detection Sensor



Autor: Gonçalo Ferreira Gameiro, Alferes Aluno do Mestrado Integrado em Aeronáutica Militar na Especialidade de Engenharia Aeronáutica
Academia da Força Area, Sintra

Orientador: Professor Doutor Afzal Soleman
Instituto Superior Técnico, Lisboa

Abstract: This work describes the conceptual design of a Unmanned Air Vehicle (UAV) wing with a Magnetic Anomaly Detection (MAD) sensor for submarine detection operations. Nowadays, underwater marine vessels are able to evade conventional detection methods such as sonar. Therefore, it is necessary to integrate MAD sensors in modern Anti-Submarine Warfare theatres. UAVs typically generate a magnetic field due to the electrical systems on board, causing interference noise on the MAD sensor data analysis and compromising its performance. To address these issues, a characterization of the aircraft's magnetic signature was conducted, and it was found that the wing tip and a tail stinger boom are the best options to minimize the magnetic noise. A structural and aerodynamic analysis of the aircraft showed the wing tip configuration was the best option since the amount of mass required to counter the moment of a tail stinger boom would require major modifications on the UAV. Also, the aircraft magnetic signature is minimum at the wing tip, with an intensity of -2.9nT . An aerodynamic characterization of the aircraft was carried to evaluate the effect of the MAD pods on the wingtips. A parametric optimization of the wing was conducted. Given the dimensional constraints on the wing structure and a target magnetic noise of 2nT at the wing tip, the optimizer objective function was to minimize the total fuel consumption. The optimum solution allowed a decrease of 30% on the magnetic noise and a fuel consumption of 8.71kg of fuel for an 8-hour search operation.

Keywords: Aircraft Design, Unmanned Aerial Vehicle, Anti-Submarine Warfare, Magnetic Anomaly Detection sensor, Parametric Optimization

1. INTRODUCTION

Modern ASW is a fusion of technology and tactics [1]. Technology advances allowed submarines to be incredibly quiet while travelling underwater. In the last century, the noise level generated by an underwater vessel decreased over decades, as can be observed in Figure 1.

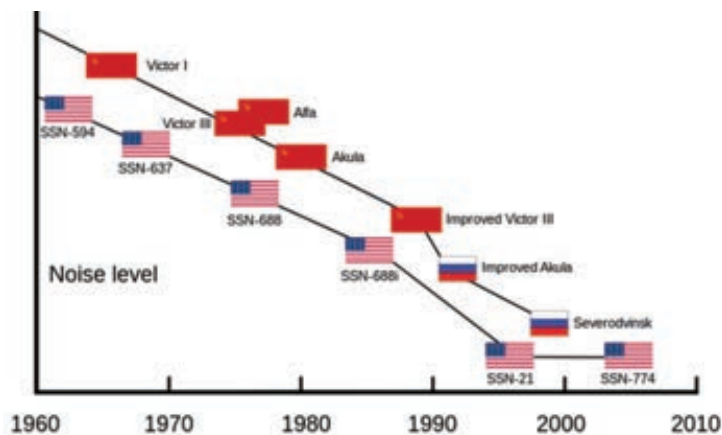


Figure 1. Sound signature level evolution comparison between vessels from USA and Russia, in the past century [2]

The sonar is still the primary sensor on submarine detection but nowadays, they can stay underwater for longer periods, hiding using the environmental surroundings, making their detection as hard as they can. Therefore, a study on the integration of a MAD sensor on a UAV was conducted.

1.1. Aircraft Characterization

The NEBULA N1 was the aircraft chosen to accomplish the proposed mission. This vehicle is an unmanned aircraft developed by NEBULA Unmanned Aerial Systems. It is a modular high-wing monoplane, with a tractor propeller and high T-tail, fabricated using composite materials.

At the time this research was conducted, the N1's propulsion system was electric, requiring a pneumatic launcher, as displayed in Figure 2, and landing via belly touchdown, which required a smooth field to not compromise the aircraft structural integrity.



Figure 2. NEBULA N1 mounted on pneumatic launcher [3]

The reduced volume of ferromagnetic materials in the airframe was one of the reasons to choose this aircraft for the project, as well as its versatility. Designed to have a modular tractor propulsion system, this aircraft can be modified into several propulsive configurations, with an electric or a combustion engine. Also, any of the previous configuration can be coupled with 2 electric motors on each wing, giving it VTOL capabilities.

1.2. Sensor Description: MAD-XR

The MAD-XR (Magnetic Anomaly Detection - Extended Role) is a newest generation sensor developed by CAE.Inc. With a huge advantage of being compact, this military-grade MAD sensor has reduced weight and size, and its power requirements allows it to be incorporated in a smaller aircraft, such as UAVs [4].



Figure 3. MAD-XR [4]

1.3. Project Requirements

1.3.1. Magnetic Signature:

To maximize the sensor's performance, it must be placed such the amount of magnetic interference generated by the aircraft is minimized.

1.3.2. System Constraints:

As discussed in section 1.2, the MAD-XR is composed by two components: the sensor itself and an

interface unit, responsible for the data logging and analysis. According to the manufacturer, the distance between these devices must not exceed 2.5m.

The interface's mass is approximately 650 grams and the harnessing between this unit and the MSU weighs, approximately, 200 grams per meter.

1.3.3. Flight Operations:

In a patrol operation, the goal is to cover the maximum area as possible to increase the chances of success. Typically, these types of mission are characterized by a target loiter time over a designated search area, away from the take-off point. For this project, the performance and operational goals were the following:

- 1) Vertical take-off from a ship over the ocean;
- 2) Cruise for 20 nautical miles at 50 m/s;
- 3) Perform patrol/search mission for 4 to 8 hours, at 40 m/s;
- 4) Dash back in same conditions as item 2;
- 5) Vertical landing at the initial point.

In Figure 4 is possible to visualize the mission, according to the list displayed above.

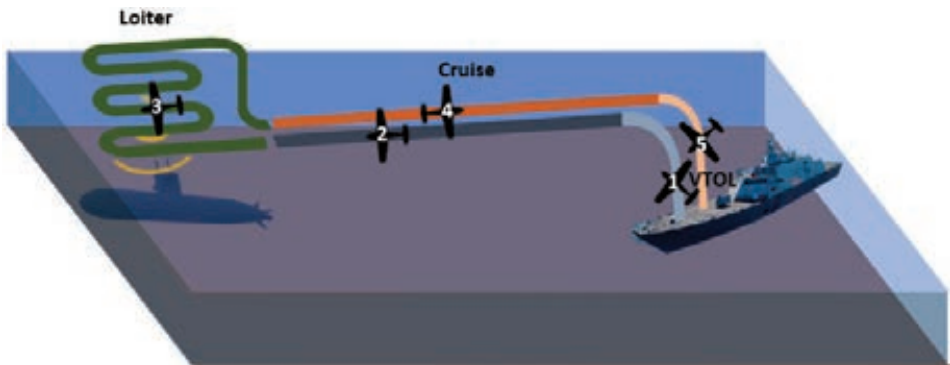


Figure 4. Target Mission Profile

Depending on the aircraft performance and aerodynamics, the cruise and loiter altitudes may differ. Due to the conceptual nature of this study, an equal altitude of 300ft (approximately 100m) for these stages was considered. This value allows the aircraft to fly as low as possible without compromising its own safety. Also, submerged targets could be at a significant depth, thus lower altitudes always provide better chance of target detection.

To achieve these objectives, the N1 will be modified towards a hybrid propulsion configuration, having a combustion engine and fixed-pylon electric motors as sources of thrust, as shown in Figure 5. The VTOL system will be used only for take-off, landing and the transition phases between these and horizontal flight. In cruise and loiter stages, it would be shut-downed, making the N1 perform like a conventional fixed-wing aircraft.



Figure 5. Nebula N1 VTOL computational model

2. MAD-XR LOCATION AND AIRCRAFT CONFIGURATION ASSESSMENT

Hansen [1] characterized the magnetic properties of the aircraft, measuring the intensity of the magnetic field of each component in the field using magnetometers and making computational analysis with COMSOL, a finite element software.

According to his analysis [1], the main sources are enumerated, as follows, in order of significance:

propulsive units (combustion engine, VTOL motors, etc.), servos/actuators (light control, gas throttle), assorted avionics and ferromagnetic fasteners, as shown in Figure 6.

To respond to this issue, many configurations were considered, based on another aircraft and similar studies. However, due to the nature of the project and objectives, many of them were discarded because of their unfeasibility, in terms of aerodynamics, sensor's efficiency or overall structure.

Therefore, only conventional fixed-wing MAD configurations were considered, in which the options were a wingtip placement or a "stinger boom" at the tail.

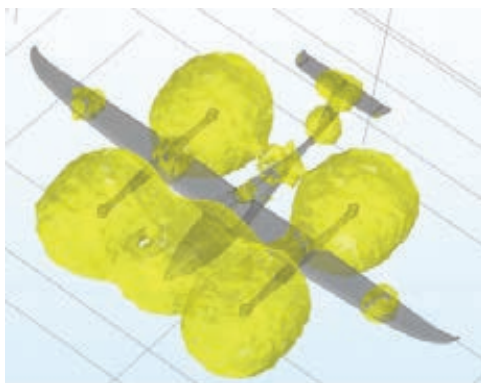


Figure 6. COMSOL model analysis [1]

3. WEIGHTS & BALANCE

This study was conducted in both electrical and gas configuration, regarding the difference of both propulsive systems. Although not crucial for the final product, it was important to carry out this analysis because most of the initial flight test would be conducted using the electric mode. As so, it was important to verify if the best solution suited with both configurations.

The final assessment was carried out using an *Excel* flight stability tool, developed by the aircraft's designer, used for flight test stability checking. As a convention, the referential for the components coordinates has its origin on the intersection of the wing's leading edge and the aircraft symmetry plane, as displayed in Figure 7. Z-axis is perpendicular, in the opposite direction to the readers' sight.



Figure 7. Location of the coordinate system in the aircraft

From previous operations, all base configuration components, such as the airframe and propulsion system, were already characterized and their position on the aircraft was correctly specified.

Adding a mass to an aircraft is a procedure that requires cautiousness, because it will have consequences on the performance and aerodynamics of the aircraft. According to N1 designer [3], there were two main parameters to take into account in this process:

- 1) The maximum take-off weight (MTOW) could not exceed 35 kg;
- 2) To keep the aircraft's stability, the x-position of its centre of gravity (CG) should be kept between 0.140m and 0.146m.

From [3], it was known the N1's mean aerodynamic chord (\bar{c}) is 0.2649m and the aircraft neutral point is at x_{NP} , so during the process, the objective was to keep the CG's position at x_{CG} .

Knowing the sensor's mass is about 1.5kg, it was assumed the wrapping pod and mounting frame were going to be prototyped in a 3D printer and would have, approximately, 0.5kg of mass. At this point, the wire's weight was not considered to equilibrium calculations.

From this point, for nomenclature simplification, when referring to the MSU's mass, it will account its own (1.5kg) and the container (0.5kg), totalling 2kg for analysis.

3.1. Configuration Analysis

3.1.1. Tail Stinger Boom

In this configuration, adding a mass to the aircraft will induce a large nose-up pitching moment, equal to the product of MSU's weight and distance to the aircraft's CG, as shown in the following equation:

$$M_{MSU} = (x_{MSU} - x_{CG}) \times W_{MSU} = l_{MSU} \times W_{MSU}$$

where l_{MSU} was equal to 1.71m, defined according to Hansen's analysis [1].

One condition to achieve steady level flight is that the sum of moments about the CG has to be null. Adding a single mass to the aircraft will induce a pitching moment, except if placed on the CG, which was not an option. Therefore, it was necessary to account for integration of a second mass, to cancel the MSU's moment and keep the aircraft stable when flying.

To minimize the amount of mass to be added and achieve the same moment, it was required to get the highest arm as possible. Therefore, it was decided to locate the CW next to engine mount, occupying voids in the structure, distanced 0.57m to aircraft's CG. Due to the small volume availability, it was thought to use led, profiting its high density.



Figure 8. Acting loads from MSU and respective counter-weight

To compute the CW's mass, it was only necessary to apply equilibrium of moments about the CG, using the diagram in Figure 8:

$$W_{MSU} \times l_{MSU} = W_{CW} \times l_{CW}$$

3.1.2. Wing Tip Configuration

For this case, the calculations were much easier, since both wingtips were going to be modified to keep the aircraft symmetry. Therefore, no additional lateral trimming was required, if the added mass on each wing was the same. Once again, led was used as counterweight for the MSU.

3.2. Weight Assessment

Having established the governing equations to the problem, it became simple to accurately compare these configurations. In this section, an evaluation of the amount of mass required to trim the aircraft is made for each propulsive configuration. Although not crucial for the final goal, it was important to evaluate the aircraft in electric-mode since all the initial flight testing were conducted on that configuration. The objective was just to assess if the same solution suited both propulsive configurations: electric and combustion.

The airframe weighs 14.45kg, which will be added 1kg due to the MAD-XR interface unit (MIU) and respective harnessing. This measurement was conducted when the aircraft was configured to electric propulsion, so it includes the electric engine.

3.2.1. Electric Propulsion

When on this configuration, N1 the electrical engine power is supplied from a battery, weighing 4.45kg [3]. On the moment analysis, it was included in the aircraft's weight, given the fact their position was already known, totalling 19.9kg for the airframe. Figure 9 represents the results of the computations.

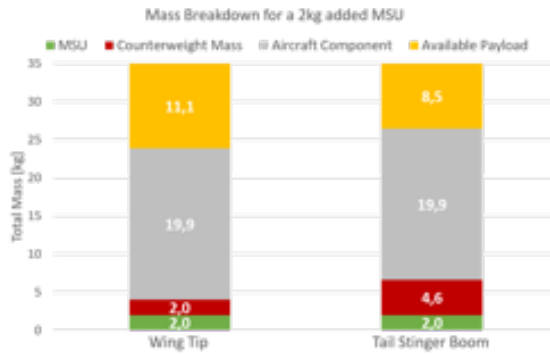


Figure 9. Comparison of the mass distribution of each option for the electric engine configuration

As expected, the mass of the counter-weight has a direct consequence to the aircraft's payload capacity. For the electric configuration, the tail stinger boom requires more than twice the mass of CW required for the wing tip. This chart suggests the wing tip solution is better than the other, regarding the total added mass. However, as explained earlier, the electric mode is only used for flight testing and to decide which option should be applied it was necessary to evaluate the combustion configuration.

3.2.2. Combustion Propulsion

For this assessment, it was required to remove the components of the electric engine and install the combustion system.

From measurements, it was concluded the electric and gas system weigh 1.6kg and 5kg, respectively. For the latter, the position of the fuel tank was not already defined, although was intended to place it onboard the fuselage, coincident to the aircraft's CG. Therefore, the fuel was accounted as payload and airframe's mass equal to 18.8kg.

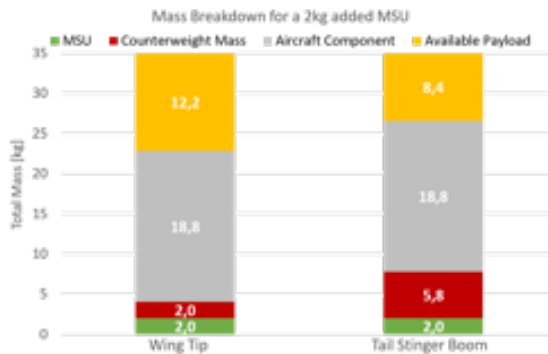


Figure 10. Comparison of the mass distribution of each option for the gas engine configuration

Similarly, to the electric mode results, the wing tip solution is best one, since the total added mass is approximately half the added on the tail stinger boom.

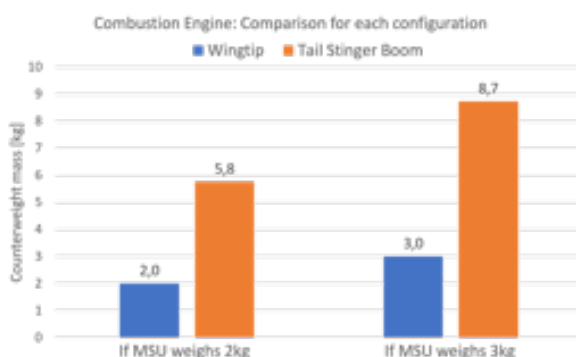
3.2.3. Additional Aspects

From the operational point of view, there were some aspects to be considered. According to the N1's designer [3], the aircraft is able to fly more than 3 hours per kilogram of fuel, at cruise speed,

reason to choose a solution that provides the highest payload possible. Also, each configuration studied had some benefits and disadvantages. The tail stinger boom has a high risk of damage due to ground reaction on landing and requires longer manufacturing time. The wing tip is easier to produce, improves the aerodynamic efficiency because wing tip pods would work like a winglet [5]. However, it would require special maintenance and installation procedures due to the fact some components are thicker than the wing at some points.

3.3. Result Discussion

Comparing the results from Figures 9 and 10 and list of additional aspects described above, it was clear that the wing tip solution was better option. One crucial factor on this choice was the amount modifications the airframe required due to the project schedule. Additionally, the available payload in that configuration played an important role, since there were avionic system and fuel to be added to aircraft, regarding the combustion engine configuration. Also, it was assumed the MSU to weigh 2kg. A worst-case scenario assumption was also studied, in which the system mass was 3kg, assuming specific materials add to be used upon the harnessing and to manufacture the container. A summary of the calculations is shown in the graphics shown in Figure 11.



In case the MSU final mass was 3kg, the amount required to cancel its moment would increase almost 3kg. This represents a total of 11.7kg of additional mass to aircraft for the installation of a system on board, which would represent 33% of the maximum take-off weight. For the wing tip, the total mass is 6kg, since the counterweight mass will be equal to MSU. The computations only confirmed the choice of using a wing tip configuration to install the MAD-XR was the best one.

At this point, other obstacles came up, regarding the technical operation of the MAD-XR. Due to the high intensity of the magnetic field on the N1 wing tip, the sensor analysis could be influenced, supplying unreliable data, compromising the success of future operations. Therefore, it was established the magnetic noise generated by the aircraft and respective components on the sensor's location should not be higher than 2nT, based on data from aircraft with similar operations [6].

Also, CAE alerted that due to performance and airworthiness issues, the cabling between MSU and MIU units required to be customized and to have a special type of connectors, which have a large thickness, exceeding at some points, the wing geometry. This can be a problem for future purposes and maintenance issues, so it was recommended the whole system to fit in the wing.

These considerations were at basis for an optimization study of the wing, setting as objective a new concept that accounts for all these new requirements and the ones set previously.

4. PARAMETRIC OPTIMIZATION

The intent is to modify the aircraft the minimum as possible. The wing, because it is the structure housing the sensor, is the only object of study in this project. It is assumed all other components, such as tail and fuselage, will remain as they were at the time of this work was performed.

Then, there were three main design variables, in which two were directly affected from the requirements: thickness (t), because the large size on wiring connectors, and wing span, (b), to decrease the amount of magnetic noise generated by the VTOL engines;

The last variable is the wing area, (S), and it was chosen due to its large influence on the aircraft generation of both lift and drag.

The goal of this optimization is to compute the wing parameters that will minimize the mass of fuel consumed, which is directly influenced by the amount of drag the aircraft needs to overcome.

Thickness, t

From the MAD-XR manufacturer, the sensor cabling has a large connector, which diameter is approximately 2.5cm. Therefore, it was established 3.5cm would be the minimum thickness of the wing, to allow all the cabling to pass through its cross-section. Also, from the aircraft designer experience, this thickness would also give the wing enough stiffness to endure the aerodynamic loads.

At this point, it was assumed, that the thickness-to-chord ratio was going to be uniform along the wing. Knowing that its planform is defined to have a variable chord, it is necessary to guarantee a minimum to match the design requirements. Therefore, it was chosen to set the thickness-to-chord ratio as a design variable.

Wing Span, b

Hansen's magnetic characterization of the N1 [1] estimated the intensity of the magnetic field all over the aircraft. Having a minimum value of this parameter in the MSU's location required an assessment of the distance this device should be from the VTOL engines. In other words, it required to know the variation of the magnetic field at the wing tip when the wing span varies. To avoid evaluation of the magnetic field intensity on every iteration, a surrogate model of the variation of the magnetic field along the wing span was developed, based on his model.

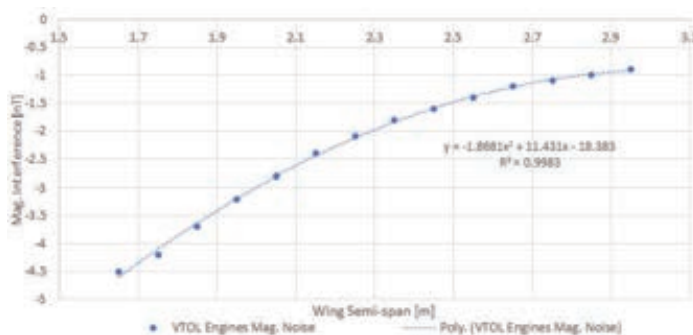


Figure 11. Determination of the magnetic field approximation function

Making use of his model, it was possible to do a surrogate model, obtaining an approximate function that quantifies the amount of magnetic noise at the wing tip:

$$B_{wingtip} = -1.87(b/2)^2 + 11.43(b/2) - 18.38 \quad (3)$$

where b is the wing span.

With this, it was possible to find a minimum value that would meet the requirement of having a magnetic intensity lower than 2nT. Because it is a second-degree polynomial, has two solutions: 2.29 and 3.82. The second value was disregarded because the intent was to compute the minimum wing span.

For simplification, a minimum of 2.3m was chosen for the wing span upon the optimization, whilst the maximum was already defined as 2.45m, due to cabling issues between MSU and MIU components of the MAD-XR.

Wing Area, S

The wing area was the only parameter that did not had a specific requirement from the entities involved in the project. However, when modifying an aircraft's wing, the final result turns on an airplane with different characteristics and capabilities. Therefore, to define the range of values for this parameter, a methodology similar to aircraft design project was carried [7], with the selection of the wing loading and the power-to-weight ratio. The wing loading or the weight-to-wing area ratio is defined as the ratio of the gross weight of the aircraft to the planform area of main wing. The power-to-weight ratio is defined as the ratio of power necessary for each phase of flight plan to the gross weight of the aircraft.

The wing loading and the power-to-weight ratio are selected by considering the aircraft mission and its main requirements. The relevant parameters for the intended aircraft (propeller-driven) and its operation were: the cruise and stall speeds, range and endurance.

Then, using the design process from [7], the expressions were plotted in a chart, having W/S and P/W as axes. From this graph a design point can be chosen as long as it is contained in the admissible area that complies with all the criteria. The power loading is P/W and the wing loading is W/S . The latter allowed to obtain the minimum value for the reference area, which, in this study, is assumed to be the wing area.

$$S_{wingmin} = \frac{W}{W/S} = \frac{35 \times 9.81}{318.5} = 1.07m^2 \quad (4)$$

4.1. Aerodynamics

The aerodynamic characteristics on the optimizer were based on a model of the N1, based on experimental data and measurements and some theoretical assumptions from [7] and [8], with the addition of the wing tip pods of the MSU. A description of the input parameters for each component of the aircraft is shown in the following paragraphs:

Wing

At this stage, no airfoil had been chosen, which was not a problem because the model from [7] can be used by imputing parameters from airfoil characteristics and design, such as thickness-to-chord ratio and location of maximum thickness. Choosing an airfoil in such early stage would mean to prescribe the wing thickness-to-chord ratio, which could not result in the optimum solution. This approach allowed the optimizer to compute the best wing dimensions without major constraints. Nowadays, there are several projects that couple airfoil with wing optimization, allowing to obtain a custom fully optimized wing, for a specific operation [9] [10]. However, it was not possible to develop those capabilities on the optimizer,

wherefore some parameter were prescribed, based on nowadays practices, for model simplification: ,
Oswald Coefficient = 0.8 and $\lambda = 0.8$;

Wing tip Pod

During the project timeline, it was required the N1 to fly with the MAD-XR mounted onboard. The solution was to design and rapid prototype a wing pod, that could house the MSU, as shown in Figure 12.



Figure 12. MSU mounted inside the pod

The final mass of the whole pod and MSU was 1.7kg, accounting for harnessing.

Assuming the pods could be treated as a blended body, the Sears-Haack approach for the fuselage was used to estimate the pods' parasite drag. Due to its location at the wing tips, the interference factor Q was defined as 1.25 [7].

Table 1. Wing Tip pod parameters

Parameter	Value
Length [m]	0.42
Maximum Diameter [m]	0.16
Fineness Ratio	0.38
Mass [kg]	0.25

4.2. Optimization Process

With all variables and models defined, it possible to summarize the problem in terms of optimization notation:

$$\begin{aligned}
 &\text{minimize} && W_{fuel} \\
 &\text{by varying} && S_{wing}, t_{wing}, b_{wing} \\
 &\text{subject to} && t_{wing} \geq 0.035 \\
 & && S_{wing} \geq 1.08 \\
 & && 2.3 \leq b_{wing}/2 \leq 2.45 \\
 & && (t/c)_{wing} = constant \\
 & && L = W \\
 & && V_{cr} = 50 \\
 & && V_{ltr} = 40
 \end{aligned}$$

Initially, the objective was set to minimize the aircraft drag, D. However, due to the existence of various segment, which have different parameters and requirements, is was noted that the value for the minimum drag is not always coincident. In other words, the inputs that minimize the drag during the cruise stage may differ from the ones that minimize the patrol stage. Since the goal is to obtain a fixed-wing aircraft, the final solution must fit both stages.

Therefore, considering that, in steady, horizontal flight, $T=D$ and, knowing T varies with the aircraft's fuel consumption, by minimizing the total amount of fuel for the mission, the configuration that suits best for both segments is achieved. When optimizing an aircraft for cruise, designers typically look to minimize its drag [11], so the aerodynamic efficiency is as high as possible. When the goal is to optimize the loiter stage, the parameter of minimization is the flight power required [11], which is given by:

$$P_{req} = T \times V_{stage}$$

In this case, because is defined as constant, the minimization can be done by just looking for minimum drag during loiter.

The diagram in Figure 13 helps to visualize how the optimizer works.

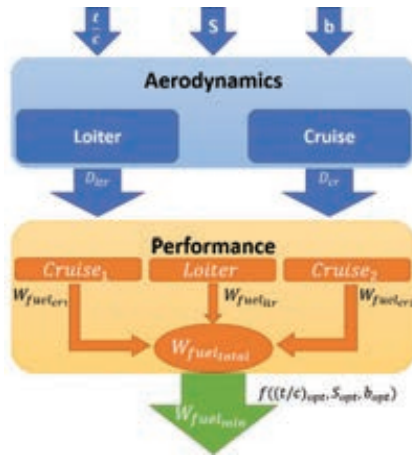


Figure 13. Optimization Chart

The design variables thickness, wing area and wing span are defined in a vector form , presented in the following form:

$$\vec{v} = (x_1, x_2, \dots, x_m)$$

where corresponds to each scalar independent variable.

The aerodynamic model computes the aircraft's drag, accounting with the wing tip pods, for each combination of inputs, for each flight segment: cruise and loiter. The computation returns an array of matrices, which are the entries of a vector.

Simplifying in terms of mathematical notation, the process is defined as

$$[(D_{ijk})_{cr} (D_{ijk})_{loi}] = f \left(\left(\vec{t/c} \right)_i, \vec{S}_j, \vec{b}_k \right)$$

To guarantee that thickness at the wing root met the requirements, it was necessary to create a verification step, prior to the computation: if (m), the script starts the optimization, if (m), the final solution is not inside the feasible region, so the script disregards variables and advances to next set of input variables.

This avoids the computation of inconvenient configurations and the total drag of each segment is computed for the variables that guarantee the requirements are fulfilled.

From horizontal flight equations, $T=D$, which means

$$P_{shaft_{ijk}} = \frac{D_{ijk} \times V_{stage}}{\eta_{prop}}$$

Additionally, it is necessary to account for 150W to supply electric energy to avionics.

Finally, the mass of fuel can be calculated putting all these parameters in Equation 9:

$$m_{fuel_{ijk}} = C \times \left(\frac{P_{shaft_{ijk}}}{1000} \times \Delta t_{stage} \right)$$

where P is in Watts, W, and t is in hours, h.

For the cruise segment, $m_{fuel_{ijk}}$ can be computed using motion equation and knowing the range and speed required for this stage. For the search segment, $m_{fuel_{ijk}}$.

In the end, the mass of fuel consumed is summed, considering losses and fuel reserve

$$M_{ijk} = \left[\left(m_{fuel_{ijk}} \right)_{cr} + \left(m_{fuel_{ijk}} \right)_{ltr} \right] \times 1.06$$

where M_{ijk} is the total fuel mass and $m_{fuel_{ijk}}$ is the sum of the fuel consumed on both cruise stages.

This computation allows to obtain the configuration that requires the least amount of fuel to carry the required operation, which can be considered as the most aerodynamically effective, once it minimizes the overall drag of the aircraft.

$$M_{min} = f(t_{opt}, S_{opt}, b_{opt})$$

5. RESULT DISCUSSION

5.1. Optimizer Output

Consider the input variables, presented on Table 2:

Table 2. Input Variables

Input Vectors	Values
Thickness-to-chord ratio	
Wing Area	
Wing Span	

The input vectors are described in the following notation: where \mathbf{v} is an example vector, v_{min} is the minimum value, v_{max} the maximum and Δv the step, which, in another notation, means

Although only the wing span had boundaries for the maximum and minimum values, the remaining two parameters had to have a limit for the maximum value. This happened due to limitations in the MATLAB script and requires adjustments in their values if returned as optimal solutions.

After processing, for a search time of 8 hours, the output result is presented on Table 3:

Table 3 Wing Dimensions	
Parameter	Value
Wing Area	1.08
Wing Span	4.67
c [m]	0.231
Root Cord	0.256
Thickness at Wing root	0.044
Tip Chord	0.205
Thickness at Wing tip	0.035
Thickness-to-chord ratio	0.171
Aspect Ratio	20.2
Total Fuel Mass	8.71

From the Table 3, is possible to notice that the optimum values for the wing area and wing tip's thickness are minimum in the respective design variables' vector. Another aspect is that none of optimum solution correspond to the maximum value of the design variables, in the case of the wing span and thickness-to-chord ratio . This means the final solution is the optimal for the limits imposed to the solver.

5.2. Post-Processing

Before starting the discussion on the results, it is important to highlight this study did not account for the VTOL system, since complex aerodynamic phenomena would occur on that location on the wing. That evaluation requires the use of wind-tunnel testing or Computational Fluid Dynamics (CFD) to accurately characterize the generation of lift and drag of the fully equipped wing. Therefore, this study is conducted for an aircraft similar to the represented on Figure 14.



Figure 14. N1 with pods mounted during flight testing

Aerodynamics

The goal of this analysis is to assess the impact of flying with the wing tip pods. This study has been carried since the N1 does not has wing tip pods on its original configuration. On Table 4, is presented the theoretical zero-lift coefficient for each segment, for each configuration. On the other hand, Table 5 presents the lift coefficient for each segment.

Table 4. Wing tip pod influence in the aircraft at each segment

Segment	W/O Pods	W/ Pods
Dash to Target Area	0.0123	0.0178
Search/Patrol	0.0126	0.0179
Dash to Home Point	0.0122	0.0179

Table 5. Lift coefficient from the optimizer

Segment	
Dash to Target Area	0.208
Search/Patrol	0.301
Dash to Home Point	0.175

The addition of the pods at the wing tips have strong influence on the aircraft's parasite drag, increasing its value in approximately 45% for all segments. The additional drag has a major consequence on fuel consumption, which, when computing the total mass for the reference N1 configuration, is about 7.23kg.

From Table 3, the fuel mass consumed for the optimal configuration is 8.71kg, which means an increase of 17% on the fuel consumption, between the initial configuration and the optimized one, when the pods are accounted. This is mainly due to the difference between the thickness-to-chord ratios for both configurations, that caused an increase of approximately 19% on wing's Form Factor, C_{ff} , and, consequently, on the wing's parasite drag. This component is the main responsible for the increase on the fuel consumption, since there is an overall reduction of approximately 70% on the induced drag. The reason behind this fact are the increase of the wing's aspect ratio, from 14.75 to 20.2, and the reduction of the lift coefficient, C_L , due to the increase on the wing area.

In terms of manufacturing, this solution is very positive for the project and the aircraft because it is possible to assume the mass of the wing will not change, since, when using composite materials and keeping a similar thickness of skin, it is legit to assume [3]. However, a detailed study on the minimum thickness and total volume of composite materials required to manufacture this structure should be performed, to accurately compute the optimized wing's mass.

Analysing now the lift-to-drag on Table 6, the same situation verifies. In qualitative terms, this solution is possibly one of the best to fit problem, because the new configuration demonstrates similar aerodynamic characteristics to an airplane well-known from designing time.

Table 6. Comparison for the wing tip pod influence in the aircraft at each segment

Segment	W/O Pods	W/ Pods
Dash to Target Area	15.73	11.10
Search/Patrol	20.49	15.06
Dash to Home Point	13.57	9.46

Lastly, the C_L/C_D ratio also suffers a large decrease when wing tip pods are installed in the aircraft. With an average cut of 42% in the cruise stages and 36% on the patrol, it is possible to conclude they highly reduce

the aircraft's aerodynamics, making the third largest contribution to generation of drag, as shown in Figure 15.

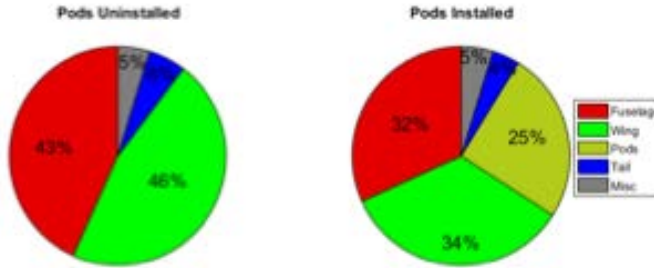


Figure 15. Drag sources during cruise: on the left configuration with unmounted pods; on the left the configuration with the pods mounted, generating 25% of the total aircraft drag

However, by being placed in the wing tips, there are benefits upon generation of induced-drag that were not accounted in this study, a certainly need to be assessed, given the fact it was proven fuel consumption varies with wing tip modifications [5].

Magnetics

When computing the magnetic interference at the optimum wing span, , the value from the approximation function defined on Equation 3 returns nT. This value is not a surprised because any value of m would give a value smaller than 2nT for the magnetic noise, due to the feasible region established in the beginning. However, this only the approximation of a theoretical model. To prove the reliability of this result, a computational analysis was carried using a *COMSOL* magnetic model of the airplane, defined by Hansen [1].

To analyse a particular coordinate, *COMSOL* allows to load the overall analysis and “probes” to scan a specified area. In this case, “probes” were used at both wing tips, which provided different results: the left wing tip measurement was nT and the right wing tip was nT. These results are concordant with magnetic model from Hansen [1].

The error between the theoretical and the computational was computed using the following expression

$$\varepsilon = \frac{b_{comp} - B_{theo}}{B_{theo}} \approx 9\% \quad (12)$$

The value of the error between analysis was in the same magnitude as the errors registered by Hansen in his study [1], so the result was considered valid and successful, although the computational result is slightly higher than the requirements. In general, the final results represent a decrease of the magnetic noise at the wing tip of approximately 30% for the computational analysis and 35% in the theoretical.

In Figure 16, is possible to see the aircraft during a *COMSOL* analysis.

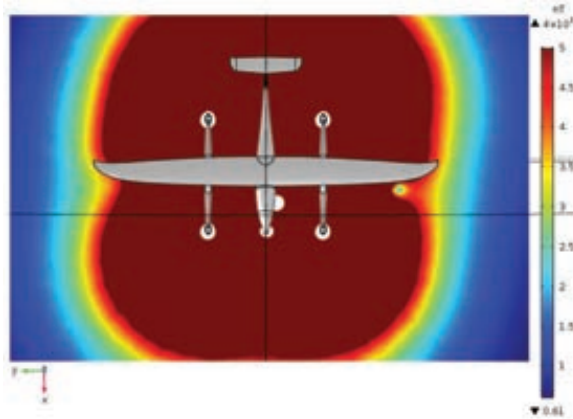


Figure 16. COMSOL output calculations

As a final remark, since all constraints were satisfied, it is possible to conclude the optimization process was a success.

6. CONCLUSIONS

This work is included in a project that intends to develop a UAV, capable of conduct independent MAD missions, in search of submerged metallic vehicles, while performing VTOL from a ship. The final goal was to obtain a hybrid aircraft, that performs VTOL with electric motors, and patrol and dash segments with a combustion engine, since it is required to execute search flight of 8 hours at 40m/s, after a 20nm dash at 50m/s.

When performing a magnetic survey, it is crucial to guarantee that the magnetometer is free from any magnetic noise source and that its data is accurately scaled and accounts for external interference. Therefore, it was chosen to locate the sensor at wing tip, taking into account the amount of mass required to keep the aircraft stable and the time to modify the airframe. This solution, however, needed additional modifications, due to magnetic clearance and component's accommodation.

An aerodynamic characterization of the N1 was carried, based on aircraft design theory and local collected data, from flight testing experience and measurements on the aircraft. A survey on N1 performance was carried for the required mission profile showed a fuel consumption of 7.23kg, considering the aerodynamic effects of the wing tip pods, where the MAD sensor is harnessed.

At this point, an optimization process was conduct, with the objective of minimize the fuel consumption. The design variables were the wing thickness-to-chord ratio, area and span, and the constraints were dictated from the magnetic, operational and aerodynamic disciplines involved in the process.

To guarantee a feasible solution, a parametric optimization was used, where the total fuel consumption was computed for every combination of input variables. This resulted in a minimum value of 8.71kg for the mission listed above, accounting for the wing tip pods. Furthermore, the optimization method ensured that all constraints were satisfied during the process, obtaining a configuration that suits the project requirements.

This configuration dictated an increment of 20% in the aircraft wing span, slightly increasing the wing area, which gave the aircraft a similar aerodynamic efficiency when compared to the initial reference. The major accomplishment of the optimizer is a decrease of 30% in the magnetic noise, measured at new

sensor's location, which decreases the chances of obtaining unreliable analysis. However, dimensional requirements, such as the MAD sensor's wiring accommodation, caused an increase in the wing thickness, which means an increment of 1kg in the fuel consumption.

Finally, and considering all the results obtained, it is possible to conclude that the N1 does not fit all the specifications and requires several modifications. Therefore, it is recommended to study the possibility of acquiring and design a new aircraft for the proposed operation.

Acknowledges

The author would like to Prof. Afzal Suleman for the guidance and opportunity to work on this project, Doctor Jenner Richards for the sharing his knowledge and data on the N1 and Cody Hansen for sharing his work on the magnetic characterization of the aircraft and support during this study.

REFERENCES

- [1] Cody Hansen. **Magnetic Signature Characterization of a Fixed-Wing Vertical Take-off and Landing (VTOL) Unmanned Aircraft Vehicle (UAV)**. Master's Thesis. University of Victoria, 2018.
- [2] Bruce Drinkwater. **How to find a submarine (no, it's not just a case of flicking the sonar on)**, 2014. [Accessed in 14-09-18].
- [3] Nebula Unmanned Aerial Vehicle Systems.
- [4] CAE. **Magnetic Anomaly Detection Extended Role (MAD-XR)**. Product Datasheet, 2018.
- [5] Air Force Studies Board, National Research Council, et al. *Assessment of wingtip modifications to increase the fuel efficiency of air force aircraft*. National Academies Press, 2007.
- [6] L Tuck, Claire Samson, Jeremy Laliberté, M Wells, and F Bélanger. **Magnetic interference testing method for an electric fixed-wing unmanned aircraft system (uas)**. *Journal of Unmanned Vehicle Systems*, (0):1{18, 2018.
- [7] Thomas C Corke. *Design of Aircraft*. Prentice Hall Englewood Cliffs, NJ, 2003.
- [8] Daniel Raymer. *Aircraft Design: A conceptual Approach*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1992.
- [9] S Rajagopal and Ranjan Ganguli. **Multidisciplinary design optimization of long endurance unmanned aerial vehicle wing**. *Computer Modeling in Engineering & Sciences(CMES)*, 81(1):1{34, 2011.
- [10] Wonjin Jin and Yung-Gyo Lee. **Drag reduction design for a long-endurance electric powered uav**. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 16(2):311{324, 2015.
- [11] John David Anderson. **Aircraft Performance and Design, volume 1**. WCB/McGraw-Hill Boston, MA, 1999.

Os Valores Humanos e o Comprometimento Organizacional na Academia da Força Aérea



Autor: João Carlos Garcia Cid Teles Brito
Aspirante Aluno no Mestrado Integrado em Aeronáutica Militar
na Especialidade de Piloto Aviador
Academia da Força Aérea, Sintra

Orientador: Professor Doutor José Luís Rocha Pereira do Nascimento
Instituto Superior de Ciências Sociais e Políticas, Universidade de Lisboa

Resumo: O presente estudo tem como objetivo medir o impacto que a antiguidade na Academia da Força Aérea tem nos valores humanos e no comprometimento organizacional com a Força Aérea. Procurou-se simultaneamente, averiguar se os valores influenciam o comprometimento, e quais estão associados ao mesmo. A amostra é composta por 153 militares da Academia da Força Aérea, dos quais 135 são alunos (ETM, 1ºano, 2ºano, 3ºano, 4ºano e 5ºano), do ano letivo 2018/2019, e 18 são oficiais. Foi utilizada uma metodologia quantitativa de recolha e análise de dados, sendo utilizado como instrumento de pesquisa um questionário constituído por três partes. A primeira parte visa caracterizar e identificar a amostra investigada. A segunda parte, desenvolvida com recurso ao Inventário de valores humanos de Schwartz (2003), procura indicar os valores, e a última parte, baseada no “Modelo da três Componentes” de Meyer e Allen (1997), pretende averiguar os aspetos relativos ao comprometimento organizacional. O seguinte estudo conseguiu demonstrar que a antiguidade tem uma influência significativa no comprometimento organizacional. No entanto, a mesma situação não foi verificada para os valores humanos, uma vez que apenas os valores de estimulação apresentavam diferenças significativas com a antiguidade. Não foi igualmente possível comprovar a existência de uma relação direta entre os valores humanos e o comprometimento organizacional.

Palavras-chave: Antiguidade, Valores Humanos, Comprometimento Organizacional, Academia da Força Aérea

1. INTRODUÇÃO

As organizações são formadas por pessoas, sendo estas o elemento mais importante para as organizações pois são elas que fornecem o capital humano. O ser humano foi sujeito a grandes transformações ao longo das últimas décadas, graças e principalmente à evolução tecnológica e à globalização (Beer, Boselie e Brewster, 2015). Todas as organizações procuram readaptar-se às novas realidades, e o meio militar não é exceção. Desde o possível desinteresse das novas gerações com os valores da mesma até à falta de candidatos são alguns dos problemas que as Forças Armadas enfrentam. A saída de militares dos quadros permanentes para o mundo civil é igualmente uma realidade nada agradável para as instituições militares. Esta situação verifica-se na Força Aérea (Esteves, 2012).

Nas sociedades atuais, potenciadas pela evolução tecnológica e pela globalização, as organizações necessitam da criatividade e da inovação para prosperarem (Serrão, 2009). Desta forma, ressalva-se a importância da adaptação das Forças Armadas a uma sociedade em crise de valores (Silveira, 2015). Tal crise de valores pode colocar em causa o comprometimento que os sujeitos têm com a sua organização, uma vez que quando os valores dos colaboradores estão alinhados com os valores da organização, existe um fortalecimento do compromisso organizacional (Monteiro de Castro, Neto, Ferreira e Gomes, 2016).

Um estudo que permita determinar o quanto os indivíduos se sentem identificados com a sua organização é fundamental. Desta forma, saber o quanto e como os militares da Força Aérea estão ligados à organização é deveras pertinente. É de igual pertinência saber quais são os valores que mais caracterizam os militares da Força Aérea, pois a escassez de estudos nesta matéria não permite aferir se os valores enunciados pela organização são os mesmos que os indivíduos têm.

Segundo Barreiros dos Santos (2013, p.6), “os valores constituem uma base de referência para a relação que o militar estabelece com a Instituição em que se integra e também para a relação com os outros.”. De igual forma, no Artigo 1.º do Decreto-Lei nº91/2009 (p. 4667), “Valores militares fundamentais - A organização e a atividade das Forças Armadas baseiam-se nos valores militares fundamentais da missão, da hierarquia, da coesão, da disciplina, da segurança e da obediência aos órgãos de soberania competentes nos termos da

Constituição e da lei.” , reforça-se mais uma vez a relevância que os valores têm na esfera militar.

Por outro lado, procuram-se militares comprometidos pois espera-se que executem melhor o seu trabalho assim com mais vontade em permanecer no meio castrense para além de serem bons cidadãos na instituição (Gade, 2003). De igual forma, o comprometimento organizacional está associado positivamente à produtividade e a qualidade de trabalho, ao absentismo e ao desempenho. O comprometimento é também um preditor de intenções de conduta, sendo pertinente o seu estudo no âmbito militar (Castro, 2013).

A avaliação de como a antiguidade na Força Aérea e na AFA tem atuado nos valores e no comprometimento dos seus militares é importante. Podemos assim chegar a uma questão de partida: “Em que medida a antiguidade influencia os valores e o comprometimento dos cadetes e oficiais da Academia da Força Aérea com a própria Força Aérea?”

Não basta que um indivíduo seja comprometido com a sua organização mas não apresente os valores que esta enuncia. Da mesma forma, um militar que apresente valores semelhantes com os apresentados pela instituição, mas cujo comprometimento é baixo, não será o pretendido pela Força Aérea.

Neste estudo procura-se, a partir da pergunta de partida, atingir objetivos primário e secundários.

Como objetivo primário esta investigação pretende:

- i. Verificar se a antiguidade influencia os valores e o comprometimento dos alunos e oficiais da AFA na Força Aérea.

Os objetivos secundários:

- i. Averiguar se os valores influenciam o comprometimento;
- ii. Identificar quais os valores que mais se associam ao comprometimento organizacional.

2. REVISÃO DA LITERATURA

2.1 Valores

Podemos definir “valores” como “conjunto de princípios ou normas que, por corporificar um ideal de perfeição ou plenitude moral, deve ser buscado pelos seres humanos” (Dicionário Houaiss, 2005, p. 8074). No entanto, segundo Birou (1976), a palavra “valor” é de difícil explicação assim como de elevada riqueza e complexidade.

A aprofundada consulta de literatura permite aferir duas grandes teorias sobre os valores: a Teoria de Rokeach e a Teoria dos Valores Humanos de Schwartz. De ambas as teorias, a de Schwartz apresenta um grande consenso quanto ao seu uso e aceitação por parte de estudiosos por todo o mundo, sendo a usada nesta investigação.

Rokeach (1973, p. 5), defende que o valor é como uma “crença duradora que um modo específico de conduta ou estado-final de existência é pessoalmente ou socialmente preferido em relação a um oposto ou conservador modo de conduta ou estado-final de existência”. Segundo o autor, os valores representam as necessidades humanas, ajudando a resolver conflitos e a tomar decisões.

Schwartz (1992) define valor como um objetivo pretendido com uma importância versátil que tem como resultado orientar a vida das pessoas. De acordo com o autor, os valores são crenças estando estas ligadas às emoções despoletando sentimentos positivos ou negativos quando requeridos. Têm igualmente um carácter motivacional, ou seja, são metas pretendidas que os indivíduos procuram atingir.

Os valores também são trans-situacionais, usados como critério de avaliação ou seleção assim como têm uma importância subjetiva. Primeiro por serem objetivos abstratos, os valores distinguem-se das normas e atitudes, por estes serem normalmente ações e situações específicas. Segundo porque a avaliação de

pessoas, ações, políticas, entre outras, é baseado no sistema de valores de cada indivíduo. Por último, a sua importância é relativa porque cada pessoa (ou cultura) hierarquiza os valores por ordem de prioridades (Schwartz, 1992, 1994).

Os dez valores motivacionais (Schwartz, 1994; Schwartz, Melech, Lehmann, Burgess e Harris, 2001), apresentados numa disposição circular (figura 1), são comuns em qualquer contexto cultural e apenas diferem no grau de importância que cada indivíduo lhe atribui. Podem ser caracterizadas descrevendo as suas motivações centrais sendo elas:

- I. **Realização** – sucesso pessoal através da demonstração de competências de acordo com critérios sociais;
- II. **Poder** – o prestígio e o status social, controlo e o domínio sobre as pessoas e recursos;
- III. **Segurança** – harmonia e a estabilidade na sociedade, nas relações e com o próprio indivíduo;
- IV. **Conformidade** – restrição de ações, inclinações e impulsos que possam magoar ou prejudicar outros e violar expectativas sociais ou normas;
- V. **Tradição** – respeito, comprometimento e a aceitação dos costumes e ideias que se encontram culturalmente estabelecidas;
- VI. **Benevolência** – preserva e promover o bem-estar daqueles com quem nos encontramos frequentemente;
- VII. **Universalismo** – compreender, apreciar, tolerar e proteger o bem-estar de todos os indivíduos e da natureza;
- VIII. **Autodeterminação** - independência de pensamentos e de ação, escolher, criar e explorar;
- IX. **Estimulação** – excitação, novidade e desafios da vida;
- X. **Hedonismo** – prazer e gratificação consigo mesmo.



Figura 1 - Estrutura dos Valores Humanos (Fonte: Adaptado de Schwartz, 2012, p. 9)

A estrutura elaborada por Schwartz (1992) dispõe os valores motivacionais que estabelece uma oposição e proximidade entre eles, possibilita agrupar os mesmos em duas dimensões bipolares de ordem superior. Esses dois eixos opõem a Abertura à Mudança à Conservação e a Autopromoção à Autotranscendência. Cada um dos quatro polos é lhe correspondido um grupo de valores. Na figura 1 estão representados os valores que pertencem a cada polo. Apenas o valor hedonismo partilha características motivacionais tanto para a dimensão Autopromoção como para a dimensão Abertura à Mudança.

2.2 Comprometimento Organizacional

O comprometimento organizacional, ao longo dos últimos anos, tem vindo a ser profundamente estudado devido às relações positivas que estabelece com as organizações, no que concerne à produtividade e eficácia, assim como a redução do absentismo e um incremento no desempenho. Atualmente o estudo do comprometimento organizacional encontra-se bastante desenvolvido, apesar de nos primórdios a palavra comprometimento ser tratada como uma palavra que não requeria definição (Becker, 1960).

Meyer e Allen (1991, p. 67) consideraram o comprometimento organizacional como “um estado psicológico que caracterizava a relação do colaborador com a organização, e teria implicações para as decisões de continuidade como membro da organização”. Para os autores, o comprometimento dividia-se em três componentes: a componente afetiva, a componente calculativa ou de continuidade, e a componente normativa.

A componente afetiva refere-se ao vínculo emocional por parte do indivíduo com a organização, assim como a identificação e envolvimento com a mesma. Os colaboradores com um elevado comprometimento afetivo permanecem na organização pois assim o desejam. Estes sujeitos caracterizam-se pelo sua satisfação e realização no seu trabalho, para além da sua dedicação em contribuir positivamente para o bem-estar e sucesso da organização. Os indivíduos comprometidos afetivamente não perspetivam sair da sua organização, revendo-se com os objetivos e valores da mesma.

A componente calculativa ou de continuidade corresponde aos custos associados, que o indivíduo toma consciência, relativos à saída da organização. A necessidade em permanecer na organização por parte do colaborador com um forte comprometimento calculativo, baseia-se na escassez ou inexistência de alternativas, ou então devido aos elevados custos que acarretaria uma saída da organização. Neste caso, o sujeito permanece na mesma pois necessita. São fatores, tais como, a remuneração, a manutenção do posto laboral, o elevado encargo associado à saída, entre outros, que fazem com que o indivíduo permaneça na organização. Desta forma, a relação estabelecida entre o colaborador e a empresa para quem trabalha tem um carácter transacional.

A componente normativa consiste num sentimento de obrigação, por parte do indivíduo, em continuar na instituição. O dever moral e ético em continuar na organização caracteriza colaboradores com um alto comprometimento normativo. A socialização organizacional, assim como experiências anteriores associadas ao contexto social e familiar, são responsáveis por desencadear este tipo de estado psicológico. Apesar de realizar o seu trabalho com elevada competência, o indivíduo com um comprometimento normativo acima da média apresenta uma ausência de qualquer tipo de animo e dedicação na execução das suas tarefas na organização.

As definições acima referidas, das três componentes do comprometimento organizacional, baseiam-se no modelo de Meyer e Allen (1991, 1997). Segundo os autores (1991, 1997), estas componentes apresentam entre si um carácter de independência. Um indivíduo, por exemplo, pode apresentar um elevado comprometimento afetivo com a sua organização, mas nada o impede que de igual forma se sinta obrigado a pertencer a esta assim como a necessidade de se permanecer devido à remuneração auferida. Esta situação pode ser verificada também com apenas duas componentes.

2.3 Hipóteses

Vários estudos na área dos valores indicam que a idade representa uma variável que influencia os valores humanos (Lyons, 2006; Schwartz 2006, 2012). Segundo Van Der Wal, De Graaf e Lasthuizen (2008)

a idade assim como o tempo que se encontra empregado influencia os valores dos colaboradores. Para Schwartz (2006, 2012) a idade é um fator a considerar na avaliação dos valores. O autor enuncia que com o aumento da idade, os valores conservativos tendem a aumentar e os valores de abertura à mudança apresentam uma diminuição. Outro estudo que verifica uma mudança dos valores ao longo do tempo, é a investigação feita por Castro (2013) a oficiais e alunos da Marinha, no qual verificou a aproximação dos valores dos alunos mais antigos com os valores dos oficiais. Perante o que anteriormente foi mencionado, elaboraram-se as seguintes hipóteses:

- **H1:** Os valores dos alunos, ao longo dos anos, vão se uniformizando com os valores dos oficiais do QP da AFA.

Está estabelecido que quer a idade como a antiguidade, ou seja, o tempo que um indivíduo permanece na organização, tem um papel como antecedentes do comprometimento organizacional (Mathieu e Zajac, 1990; Meyer e Allen, 1997; Meyer, Stanley, Herscovitch e Topolnysky, 2002).

Um estudo sobre o comprometimento organizacional nas Forças Armadas Portuguesas, elaborado por Silva (2016), concluiu que todas as componentes apresentavam valores acima do ponto médio da escala, sendo que a componente afetiva apresentava os resultados mais altos, seguindo-se a componente calculativa. Por último, apesar de serem valores acima da média, a componente normativa apresentou os valores mais baixos. Castro (2013) expõe no seu estudo que nos alunos da Escola Naval, o comprometimento organizacional é influenciado pela antiguidade. Para o autor, o comprometimento afetivo apresenta os valores mais altos face ao normativo e calculativo, pela respetiva ordem. No entanto a componente calculativa representa igualmente como uma força vinculativa à organização, apesar de apresentar valores inferiores face às restantes componentes.

Fachada (2015) investigou a intenção em permanecer na organização por parte dos pilotos aviadores na Força Aérea. Segundo a autora, o comprometimento por parte dos oficiais da especialidade piloto aviador associava-se positivamente com a idade/antiguidade. As hipóteses seguintes baseiam-se naquilo que foi referido acima.

- **H2a:** Os alunos da AFA desenvolvem, ao longo do tempo, um comprometimento organizacional afetivo com a FA.
- **H2b:** Os alunos da AFA desenvolvem, ao longo do tempo, um comprometimento organizacional normativo com a FA.
- **H2c:** Os alunos da AFA desenvolvem, ao longo do tempo, um comprometimento organizacional calculativo com a FA.

O estudo de Castro (2013), aplicado à Marinha e Escola Naval foi inconclusivo quanto à relação entre os valores e o comprometimento.

Meyer, Kam, Goldenberg e Bremner (2013) correlacionaram na sua investigação, aplicada ao meio militar, que indivíduos com perfis em que a componente calculativa era dominante, apresentavam valores mais elevados de ansiedade. Segundo Schwartz (2012) os valores de Conservação e Autopromoção são baseados em ansiedade, pois ajudam a enfrentá-la.

Diversos autores referem que o valor Conservação estabelece uma relação positiva como preditor do comprometimento afetivo (Cohen, 2010; Tamayo *et al.*, 2001).

O estudo de Arciniega e González (2006), os valores de Abertura à Mudança e a Autotranscendência eram apontados como preditores do comprometimento afetivo. No entanto, Glazer, Daniel e Short (2004) indicavam que a Abertura à Mudança era um valor que se relacionava negativamente com a componente afetiva.

Baseado no que anteriormente foi referido, formularam-se as seguintes hipóteses:

- **H3a:** O valor de Conservação determina positivamente o comprometimento afetivo.
- **H3b:** Os valores de Conservação e Autopromoção determina positivamente o comprometimento calculativo.
- **H3c:** O valor de Autotranscendência determinam positivamente o comprometimento afetivo.

3. METODOLOGIA

O presente estudo procurou, através da Revisão da Literatura, desenvolver um enquadramento teórico pertinente para a realização desta investigação, desde a elaboração das suas hipóteses até às conclusões enunciadas na mesma. Neste capítulo serão apresentados os métodos de investigação utilizados, os instrumentos de recolha de dados e os auxílios informáticos utilizados para o processamento e análise dos dados. Tendo em conta a natureza da investigação, optou-se por uma metodologia com características quantitativas.

3.1 Amostra

A população é constituída por 182 indivíduos (tabela 1), sendo todos eles alunos e oficiais da Academia da Força Aérea o que corresponde aos alunos e oficiais da AFA durante o ano letivo de 2018/2019. A amostra é de conveniência sendo constituída por 135 sujeitos que correspondem a alunos da AFA e a 18 oficiais (tabela1).

Tabela 1 - Distribuição por categoria (Fonte: Autor)

	Frequência	Percentagem
1ºano	34	11,8%
2ºano	30	12,4%
3ºano	21	22,2%
4ºano	17	19,6%
5ºano	14	13,7%
ETM	19	11,1%
Oficiais	18	9,2%
Total	153	100%

3.2 Questionário

O questionário elaborado para este estudo é constituído por três partes. A primeira parte tem como objetivo identificar o perfil da amostra a ser estudada, sendo a única parte que difere entre o questionário aplicado aos oficiais e o questionário aplicado aos alunos. A segunda parte procura identificar os valores humanos da amostra, através da Escala de Valores Humanos de Schwartz (2003). A última parte é estruturada em volta do modelo do comprometimento organizacional de Meyer e Allen (1997), adaptada ao contexto português, de forma a analisar os traços do comprometimento organizacional da amostra em estudo. No entanto, houve a necessidade de substituir a palavra “empresa” por “Força Aérea”, com o objetivo de adaptar o questionário ao meio militar.

O instrumento de pesquisa, após autorização prévia por parte da Academia da Força Aérea, consistiu na disponibilização do questionário online, especificamente, *Google forms*, sendo este aplicado aos alunos e oficiais da AFA do ano letivo 2018/2019, durante o mês de janeiro de 2019.

A Escala de Valores Humanos de Schwartz (2003), utilizada nesta pesquisa, consiste em 21 itens baseados nos 10 valores motivacionais de Schwartz.

A Escala de Comprometimento Organizacional de Meyer e Allen (1997), adaptado para a contexto português por Nascimento, Lopes e Salgueiro (2008), foi utilizada para a medir o comprometimento organizacional neste estudo, tendo existido alterações de forma a ser mais perceptível para a população da amostra. A Escala de Comprometimento Organizacional de Meyer e Allen (1997) é composta por 19 itens, sendo que a componente afetiva passa a ser constituída por 6 itens, dos quais 3 são inversos, a componente calculativa com 7 e a normativa com 6, sendo que 1 é invertido.

3.3 Opções no tratamento de dados

Para a realização deste estudo recorreu-se ao *software* “*Statistical Package for the Social Sciences – SPSS*”, ao LISREL “*Linear Structural Relations*”.

Numa primeira fase foi realizada uma validação face à amostra dos dois modelos de medida, através da fiabilidade e da estrutura fatorial.

A fiabilidade, nesta investigação, foi determinada através do valor do coeficiente do *alpha de cronbach*, sendo ideal um valor igual ou superior a 0,7 e aceitável um valor superior a 0,6 (Marôco, 2007).

Para a realização deste estudo foram utilizados dois tipos de análises fatoriais: uma análise fatorial exploratória, seguida de uma análise fatorial confirmatória. A análise fatorial foi aplicada às variáveis Valores Humanos e Comprometimento Organizacional.

A análise fatorial exploratória (AFE), recorreu ao teste de Kaiser Meyer-Olkin (KMO), no qual se consideram os valores iguais ou superiores a 0,7 (Hair, Black, Babin e Anderson, 2010). O método de extração é o de *maximum likelihood* com rotação Promax. Os itens com *factor loadings* inferiores a 0,5 consideram-se insatisfatórios para a medição de construtos latentes (Hair *et al.*, 2010) e, consequentemente eliminados. Teve-se em conta também o valor dos índices de modificação, tendo-se optado pela eliminação dos itens com maior número e valores mais elevados dos índices de modificação.

Esta opção pela eliminação de itens do modelo de medida de cada construto teve por base o facto da reduzida dimensão da amostra. (Curado, Teles e Marôco 2013, p. 154), referem que para uma análise de equações estruturais, deve ser mantido “(...) um número mínimo de dez a quinze observações por variável no modelo”. Face ao número da amostra, N=153, neste estudo houve a necessidade de transformar as variáveis latentes em variáveis manifestas (Coffman e MacCallum, 2005; Little, Cunningham, Shahar e Widaman, 2002), através da média de itens ponderada pelo *factor loading* de cada um dos seus itens, tendo-se utilizado a seguinte equação:

$$\text{Média Ponderada} = \frac{[(I_1 * FL_1) + (I_n * FL_n)]}{n}$$

Posteriormente ao processo de validação face à amostra dos dois modelos de medida, a saber dos valores e do comprometimento organizacional, foram criados os índices correspondentes a cada uma das variáveis latentes. Foi com base nestes itens que se efetuou a estimação do modelo proposto e as análises subsequente no sentido de testar as hipóteses (Coffman e MacCallum, 2005; Little *et al.*, 2002).

O modelo proposto inicialmente, foi sucessivamente reespecificado através da eliminação das relações estruturais que não apresentavam um valor estatisticamente significativo (*t-value*=1.96, *p-value*=0,05). Foi utilizado na estimação das relações estruturais o método *maximum likelihood* com estandardização completa. A bondade de ajustamento, quer dos modelos de medida, quer do modelo estrutural, foi determinada

por indicadores de ajustamento absoluto – Qui-Quadrado (X^2) e graus de liberdade (df), *Goodness-of-Fit Index* ($GFI \geq 0,90$) e *Root Mean Square Error of Approximation* ($RMSEA \leq 0,080$) – ajustamento incremental – *Comparative Fit Index* ($CFI \geq 0,9$) – e medidas de parcimónia – *Adjusted Goodness-of-Fit Index* ($AGFI \geq 0,90$) e Qui-Quadrado pelos Graus de Liberdade ($x^2/df \leq 3,00$) – conforme exposto em Hair *et al.*, (2010).

4. ANÁLISE DOS RESULTADOS

4.1 Modelo de Medida dos Valores Humanos

No caso do construto valores humanos, a análise fatorial exploratória permitiu a extração de três fatores que explicam 61,85% da variância total.

O **Fator 1: Autotranscendência** é composto por 2 itens de variável benevolência (VB12 e VB18), 2 itens de variável universalismo (VU8 e VU11), e 1 item de variável tradição (VT9), apresentando um valor do coeficiente *alpha de cronbach* de 0,752 e explicando 35,64% da variância. Segundo Schwartz (1992, 1994, 2012), os valores humanos apresentam uma relação dinâmica. Quanto mais próximos dois valores estiverem na estrutura circular, em qualquer direção, maior será a similaridade das motivações subjacentes. Os valores de universalismo e benevolência pertencem ao polo da Autotranscendência enquanto os valores de tradição estão inseridos no polo da Conservação. Baseado no que anteriormente foi exposto, este fator tem o nome de Autotranscendência face à proximidade que o valor tradição tem com a benevolência e o universalismo, assim como por só existir um item estando desta forma em menor representação neste fator.

O **Fator 2: Autopromoção** é constituído por 2 itens de valores de hedonismo (VH10 e VH21), 1 item de valores de poder (VP17), e 1 item de valores de realização (VR13), apresentando um valor do coeficiente *alpha de cronbach* de 0,736 e explicando 15,65% da variância. Todos os valores anteriormente referidos são englobados pelo polo dos valores de Autopromoção. Desta forma, o Fator 2 terá a denominação de valores de Autopromoção.

O **Fator 3: Estimulação** constituído unicamente por dois itens de valores de estimulação, apresentando um valor do coeficiente *alpha de cronbach* de 0,781 e explicando 10,56% da variância.

Após a obtenção dos três fatores na análise fatorial exploratória, foi realizada uma análise fatorial confirmatória, ao modelo de medida extraído da AFE.

Na análise fatorial confirmatória do modelo de medida da variável VAT, foi eliminado o item VU19, de forma a melhorar o valor RMSEA de 0,093 para 0,053. Assim, a variável VAT é medida pelos itens VU8, VT9, VB12 e VB18, a variável VAT apresentando uma variância média extraída de 0,64 e uma fiabilidade de constructo de 0,96. Este modelo de medida também apresenta uma bondade de ajustamento aceitável ($X^2=1,35$; $df=2$; $RMSEA=0,053$; $GFI \geq 0,991$; $CFI=1$; $AGFI=0,956$; $X^2/df=0,675$).

Relativamente à análise fatorial confirmatória do modelo de medida VAP, o item VP17 foi eliminado, passando a ser constituído pelos itens VR13, VH10 e VH21. Este modelo, por apresentar apenas 3 variáveis manifestas, não tem graus de liberdade suficientes para a determinação dos restantes indicadores de bondade e ajustamento. A variância externa tem um valor de 0,51 e a fiabilidade de construto de 0,93.

O modelo de medida VE por apresentar apenas dois itens, não tem graus de liberdade suficientes para ser corrido na análise fatorial confirmatória, uma vez que há a necessidade de ter pelo menos três itens (Hair *et al.*, 2010).

4.2 Modelo de Medida do Comprometimento Organizacional

Uma das variáveis deste trabalho, o comprometimento organizacional, obtiveram-se dois fatores.

Relativamente à fiabilidade, ambos os fatores consideram-se aceitáveis, uma vez que os valores são superiores a 0,7. A extração dos dois fatores explica 57,21% da variância total.

Os resultados obtidos na análise fatorial exploratória não permitiram confirmar o quadro teórico estabelecido. No entanto, sendo o objetivo deste estudo estabelecer uma ligação entre os valores humanos e as três componentes do comprometimento organizacional, no quadro teórico estabelecido por Meyer e Allen (1991 e 1997), decidiu-se manter esta estrutura teórica na análise fatorial confirmatória.

Para o modelo de medida COAFE, na análise fatorial confirmatória, foram eliminados com base nos índices de modificação mais elevados, os itens COAfe6, COAfe7_I e COAfe9. O modelo de medida do COAFE é composto pelos itens COAfe2_I, COAfe11 e COAfe15_I, apresentando uma variância externa de 0,48 e uma fiabilidade do construto de 0,93.

O modelo de medida CONOR é composto pelos itens CONor5_I, CONor8 e CONor12 com uma variância externa de 0,48 e uma fiabilidade de construto de 0,94. Os itens eliminados devido aos índices de modificação mais elevados foram os CONor18 e CONor4. O item CONor10 foi eliminado devido ao baixo valor de *factor loading*.

Para a análise fatorial confirmatória do fator COCAL, a eliminação dos itens baseou-se nos índices de modificação mais elevados. Os itens eliminados foram: COCal16, COCal13, COCal19 e COCal1. Este fator é composto pelos itens COCal3, COCal14 e COCal17 e apresenta uma variância externa de 0,4 e uma fiabilidade de construto de 0,89.

4.3 Reformulação das Hipóteses

Com base nos resultados obtidos no processo de validação face à amostra dos dois questionários, as hipóteses iniciais tiveram de ser reformuladas.

As hipóteses H1 e H2 não foram alteradas. Já a H3 foi reformulada da seguinte forma:

H3a: Os valores de Autotranscendência (VAT) determinam positivamente o comprometimento organizacional afetivo (COAFE).

H3b: Os valores de Autotranscendência (VAT) determinam positivamente o comprometimento organizacional normativo (CONOR).

H3c: Os valores de Autotranscendência (VAT) determinam positivamente o comprometimento organizacional calculativo (COCAL).

H3d: Os valores de Autopromoção (VAP) determinam positivamente o comprometimento organizacional afetivo (COAFE).

H3e: Os valores de Autopromoção (VAP) determinam positivamente o comprometimento organizacional normativo (CONOR).

H3f: Os valores de Autopromoção (VAP) determinam positivamente o comprometimento organizacional calculativo (COCAL).

H3g: Os valores de Estimulação (VE) determinam positivamente o comprometimento organizacional afetivo (COAFE).

H3h: Os valores de Estimulação (VE) determinam positivamente o comprometimento organizacional normativo (CONOR).

H3i: Os valores de Estimulação (VE) determinam positivamente o comprometimento organizacional calculativo (COCAL).

Com recurso aos resultados obtidos na validação face à amostra e suportado pelas hipóteses reformuladas, foi proposto um modelo estrutural, representado na figura 2.

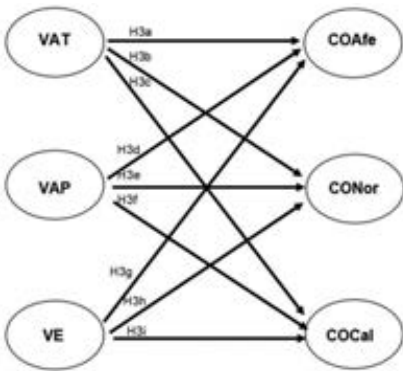


Figura 2 - Modelo Proposto com base na Hipóteses Reformuladas (Fonte: Autor)

4.4 Estimativa do Modelo proposto e Teste das Hipóteses Reformuladas

O modelo proposto apresentou uma bondade de ajustamento aceitável, uma vez que o modelo estava saturado. No entanto, verificaram-se relações estruturais que não eram estatisticamente significativas. Assim, este resultado permitiu rejeitar as hipóteses H3d (estimativa=0,03; *t-value*=0,24), H3e (estimativa=0,04; *t-value*=0,23) e H3f (estimativa=-0,01; *t-value*=-0,06). O modelo foi reespecificado mais duas vezes, tendo assim sido rejeitadas as hipóteses H3c (estimativa=0,10; *t-value*=0,68) e H3g (estimativa=-0,11; *t-value*=-1,71).

Chegou-se, assim, a um modelo proposto final que apresenta relações de antecedência dos valores sobre o comprometimento estatisticamente significativos e uma bondade de ajustamento também significativa ($\chi^2=0,47$; *df*=5; RMSEA=0,000; GFI=0,993; CFI=1,000; AGFI=0,969; $\chi^2/\text{df}=0,094$). Neste modelo final, foi possível verificar que os valores de Autotranscendência (VAT) relacionam-se positivamente com as componentes afetiva (COAFE) e normativa (CONOR) assim como os valores de Estimulação (VE) têm uma relação positiva com o comprometimento afetivo (COAFE) e calculativo (COAFE). Desta forma, as hipóteses H3a, H3b, H3h e H3i não foram rejeitadas (tabela 2). No modelo final, os valores de Autopromoção (VAP) não apresentam uma influência estatisticamente significativa sobre qualquer uma das três componentes do comprometimento organizacional.

É possível aferir, com base na análise dos dados obtidos, que a capacidade explicativa dos valores de Autotranscendência, Autopromoção e Estimulação sobre o comprometimento organizacional não é estatisticamente significativa, uma vez que o coeficiente de determinação R^2 são consideravelmente baixos. Segundo Hair *et al.* (2010), os valores deste coeficiente devem ser iguais ou superiores a 0,40, sendo o coeficiente de determinação do COAFE, CONOR e COCAL respectivamente, 0,136, 0,114 e 0,036.

Tabela 2 - Teste das Hipóteses Reformuladas (Fonte: Autor)

HIPÓTESES	ESTIMATIVA	T-VALUE	CONCLUSÃO
H3A	0.55	4.94	Não rejeitada
H3B	0.32	2.24	Não rejeitada
H3C	0.10	0.68	Rejeitada
H3D	0.03	0.24	Rejeitada
H3E	0.04	0.22	Rejeitada
H3F	-0.01	-0.06	Rejeitada
H3G	-0.11	-1.71	Rejeitada
H3H	0.30	3.69	Não rejeitada
H3I	0.19	2.41	Não rejeitada

4.5 Estatística Descritiva

Ulteriormente à análise fatorial, devido a existirem nos fatores itens que ao serem retirados aumentavam a sua consistência interna, propôs-se os fatores COAFE (COAfe5_I, COAfe11 e COAfe15_I), CONOR (CONor5_I, CONor8 e CONor12), COCAL (COCa13, COCa14 e COCa17), VAT (VU8, VT9, VB12 e VB18), VAP (VR13, VH10 e VH21) e VE (VE6 e VE15).

Com base nos resultados obtidos (tabela 3), é possível aferir que os inquiridos consideram quanto ao comprometimento organizacional, a componente afetiva a mais importante, seguida da componente normativa e calculativa, pela respetiva ordem. Quanto aos valores verificou-se uma preferência a valores de Autopromoção, relativamente aos valores de Autotranscendência. Os valores de Estimulação são os considerados mais importantes pelos inquiridos, comparativamente aos valores anteriormente referidos.

À exceção da componente afetiva com os valores de Estimulação, todas as restantes subescalas do Comprometimento Organizacional e os Valores Humanos apresentam entre eles uma relação positiva, apesar de não serem estatisticamente significativas.

A média do variável comprometimento organizacional baseada em 7 pontos padrão, enquanto que a dos valores humanos é de 6 pontos padrão. O valor médio para cada construto é, respetivamente de M=4 e de M=3,5. Nas componentes do comprometimento as médias estão abaixo do valor médio, enquanto que para os valores, a estimulação encontra-se acima.

	Média	D.P.
COAFE	3,940	0,666
CONOR	3,348	0,899
COCAL	2,806	0,814
VAT	3,437	0,444
VAP	3,466	0,514
VE	3,553	0,806

Tabela 3 – Média e Desvio Padrão do COAFE, CONOR, COCAL, VAT, VAP e VE. (Fonte: Autor)

4.6 Análise das Diferenças e Efeitos Moderadores

Inicialmente testou-se se as relações estruturais obtidas no modelo final entre os valores e o comprometimento organizacional seriam diferentes entre o grupo dos alunos do 1º, 2º e 3º ano (menor antiguidade) e os alunos do 4º, 5º ano, ETM e oficiais (maior antiguidade). O Teste do Qui-Quadrado revelou não haver diferenças significativas nas relações entre estes dois constructos ($\Delta x^2=9,466$; $\Delta df=4$; sig=0,05), no entanto quando se considerou não só as relações entre os dois constructos (Matriz gamma) mas também as relações entre as variáveis constituintes de cada constructo (Matriz Phi e Matriz Psi), o Teste do Qui-Quadrado indicou haver diferenças estatisticamente significativas entre os dois grupos em estudo ($\Delta x^2=9,466$; $\Delta df=4$; sig=0,05).

Nesta investigação, foram efetuados testes paramétricos uma vez que foi possível verificar os três requisitos necessários para a realização de tais testes. Os três requisitos são a necessidade de se realizarem operações numéricas nos dados experimentais, apresentarem uma distribuição normal e terem uma

homogeneidade da variância (Pereira, 1999). Na análise ANOVA e teste *post-hoc* de Tukey realizada, com um intervalo de confiança de 95%, a diferença é considerada significativa quando $p \leq 0.05$ (Marôco, 2007).

Tabela 4 - Média e Desvio Padrão dos Alunos e Oficiais da AFA (post-hoc HSD de Tukey) (Fonte: Autor)

	1ºano		2ºano		3ºano		4ºano		5ºano		ETM		Oficiais	
	M	D.P	M	D.P	M	D.P	M	D.P	M	D.P	M	D.P	M	D.P
COAfe	3,81	0,571	4,13	0,417	3,65	0,754	3,72	0,769	3,897	0,772	4,30	0,507	4,07	0,816
CONor	3,45	0,799	3,65	0,832	3,43	0,754	3,25	0,876	3,33	1,019	3,28	0,777	2,73	1,176
COCaI	2,71	0,716	3,18	0,918	3,01	0,647	2,66	0,656	3,02	0,846	2,56	0,752	2,35	0,89
VAT	3,45	0,425	3,55	0,346	3,36	0,372	3,32	0,562	3,18	0,639	3,56	0,356	3,48	0,427
VAP	3,49	0,440	3,64	0,425	3,60	0,388	3,30	0,581	3,30	0,856	3,44	0,421	3,30	0,530
VE	3,82	0,614	3,81	0,781	3,82	0,679	3,63	0,818	3,46	0,769	3,04	0,713	2,86	0,846

Os resultados dispostos na tabela 4, revelam um forte comprometimento afetivo nos alunos dos ETM ($M=4,30$) apesar de este valor ser próximo dos oficiais ($M=4,07$). O valor mais baixo desta subescala do comprometimento pertence aos alunos do 3ºano ($M=3,65$) e 4ºano ($M=3,72$). Verifica-se um grande salto da componente afetivo do 1ºano para o 2ºano, que aumenta, tendo depois diminuído acentuadamente do 2ºano para o 3ºano.

Na componente normativa a média mais alta pertence ao 2ºano ($M=3,65$). Com exceção do 1ºano para o 2ºano, os valores tendem aos longo dos anos e da antiguidade a diminuir. Os oficiais apresentam o valor mais baixo no que concerne ao comprometimento normativo ($M=2,73$).

À semelhança da componente normativa, o vínculo calculativo é dominante nos alunos do 2ºano ($M=3,18$), sendo menor nos oficiais ($M=2,35$). Os valores desta componente são oscilatórios, observando-se um aumento do 1ºano para o 2ºano, diminuindo nos seguintes anos, aumentando depois no 5ºano ($M=3,02$).

Os valores de Autotranscendência a média é superior nos alunos do ETM ($M=3,56$), não apresentando uma diferença significativa face aos alunos do 1ºano ($M=3,45$), 2ºano ($M=3,55$) e os oficiais ($M=3,48$). Verifica-se uma descida acentuada neste tipo de valores do 2ºano até ao 5ºano, que apresentam a média mais baixa ($M=3,18$).

A Autopromoção tem a média mais alta no 2ºano ($M=3,64$). É de destacar que a média mais baixa corresponde, nos valores de Autopromoção, simultaneamente para os alunos do 4ºano, 5ºano e oficiais ($M=3,30$).

O valor de Estimulação a média é bastante semelhante nos alunos do 1ºano ($M=3,82$), 2ºano ($M=3,81$) e 3ºano ($M=3,82$), verificando-se um diminuição acentuada ao longo dos restantes anos. A média dos oficiais é a mais baixa ($M=2,86$).

É possível verificar se a diferença entre anos é significativa através dos valores de *p-value*. Na tabela 5 são apresentados os valores de *p-value* para as componentes do comprometimento organizacional e os valores de Autotranscendência, Autopromoção e Estimulação, assim como o rácio das médias dos quadrados (F). Os valores de $p \leq 0.05$ são considerados significativos (Marôco, 2007).

Tabela 5 - Valor de p-value e rácio das médias dos quadrados (ANOVA) (Fonte: Autor)

Variáveis	F	Signif
COAFE	2,865	0,0
CONOR	2,231	0,0
COCAL	3,048	0,0
VAT	1,742	0,0
VAP	1,716	0,0

*p≤0.05

Considerou-se também a realização de testes não paramétricos, uma vez que a amostra do estudo em causa é pequena (N=153), assim como os resultados de alguns anos escolares não normais (valores elevados no 2ºano e valores baixos no 3ºano). Desta forma, é possível reforçar a qualidade da análise na presente investigação.

Nos testes não paramétricos os resultados não diferiram muitos dos obtidos através dos testes paramétricos, sendo diferentes no comprometimento normativo, que não é significativo nos testes não paramétricos. As significâncias são significativas para o comprometimento afetivo, calculativo e os valores de Estimulação.

5. DISCUSSÃO DOS RESULTADOS

Através da análise dos dados extraídos nesta investigação, os resultados indicam que com a antiguidade os valores humanos dos alunos não se iam uniformizando como os dos oficiais, refutando a hipótese H1. No entanto, os resultados que se obtiveram na análise descritiva e nos testes paramétricos para os valores de Autotranscendência, Autopromoção e Estimulação, ao longo dos anos, são relevantes pois podem permitir descrever os interesses individuais, coletivos ou ambos nos diferentes anos escolares.

Os resultados, relativos aos valores de Autotranscendência, indicam que o 1ºano, 2ºano, ETM e oficiais são os grupos que os valores altruístas são mais elevados. No entanto, ainda que pouco significativo, após o 2ºano há uma degradação nos valores relacionados com o bem-estar coletivo, diminuindo até ao 5ºano. Tais resultados podem refletir um possível desgaste nas relações entre indivíduos ao longo dos anos, uma vez que com o passar do tempo as preocupações com os outros poderá tender a ser mais seletiva. O regime de internato, característico da formação militar, pode estar relacionado com esta situação, uma vez que implica uma relação diária de 24 horas com as mesmas pessoas. No entanto, a Autotranscendência volta a aumentar nos oficiais. À semelhança desta investigação, o estudo elaborado por Castro (2013) sobre os valores humanos e o comprometimento organizacional na Escola Naval concluiu que os oficiais da Marinha estariam igualmente mais direcionados para a promoção do bem-estar coletivo.

Os valores de Autopromoção são mais predominantes no grupo mais modernos, composto pelo 1ºano, 2ºano e 3ºano, do que no grupo do mais antigos. Apesar da diferença não ser significativa, verifica-se que os valores relativos aos interesses próprios e ao domínio sobre os outros, dos alunos do CMAM com a antiguidade tendem-se a aproximar com os valores dos oficiais, sendo as médias do 4ºano e 5ºano iguais à dos oficiais (M=3,30). Ao longo dos anos, é conferida mais responsabilidade aos alunos mais antigos assim

como o número de militares subordinados que estes têm é maior. A responsabilidade associada a um maior número de inferiores hierárquicos pode contribuir para a maturidade dos alunos mais antigos, pondo estes de parte os interesses pessoais e a necessidade de domínio sobre outras pessoas, contribuindo assim para uma diminuição nos valores de Autopromoção. Da mesma forma, pode haver uma procura de sucesso e de afirmação, baseada em interesses individuais, por parte dos anos mais modernos.

Os resultados dos valores de Estimulação revelam que existem diferenças significativas do 1ºano para os oficiais. É bem visível, que a antiguidade tem um impacto relevante nos valores caracterizados pela mudança e novidade. As médias dos primeiros três anos são as mais altas, indicando características mais audaciosas e de uma vida variada por parte dos alunos mais modernos. Os primeiros anos são representados por anos de integração ao meio militar assim como de conhecimento da organização, em especial para os alunos do 1ºano em que a maioria era civil. Estas circunstâncias podem potenciar os valores de Estimulação contrastando com os anos mais antigos. A diminuição dos valores de Estimulação com a antiguidade pode traduzir a aversão ao risco e à mudança, por parte dos alunos mais antigos e oficiais, e de uma acomodação às redes sociais resultando numa possível estabilidade para o militar. Segundo Castro (2013, p. 64), os alunos “são mais abertos à mudança e valorizam menos a estabilidade do que os oficiais”.

Indivíduos que se encontram há mais tempo na organização, tendencialmente têm níveis mais elevados de comprometimento afetivo, uma vez que o vínculo emocional com a instituição é maior (Porter, Steers, Mowday e Boulain, 1974; Mathieu e Zajac 1990), apontando para uma relação concordante entre a antiguidade e a componente afetiva. Os resultados revelam alguma irregularidade nos níveis de comprometimento afetivo ao longo dos anos académicos até aos oficiais, rejeitando a hipótese H2a. Verifica-se um aumento do 1ºano para o 2ºano e posteriormente um decréscimo do 2ºano para o 3ºano. A diminuição pode estar relacionada com o aumento da exigência e solicitação militar e académica requerida ao 3ºano. Entre o 3º e o 5ºano o comprometimento afetivo volta a aumentar, atingindo uma média superior a 4 para os oficiais neste construto. Esta situação pode refletir, ainda que com pouca significância, as análises da literatura, na qual é enunciado que a antiguidade é positivamente relacionada com a ligação afetiva criada com a organização militar ao longo do tempo. Os alunos do ETM representam os militares do regime de contrato com mais de 3 anos de serviço militar, que voluntariamente quiseram ingressar nos QP. O elevado valor do comprometimento afetivo pode representar o seu desejo e vontade em querer permanecer na instituição militar.

A literatura vigente refere que o processo de socialização organizacional contribui para um dos antecedentes mais importantes na componente normativa, uma vez que pode despertar nos colaboradores sentimentos de deverem lealdade à instituição (Meyer e Allen, 1997). Segundo Karrasch (2003), este construto do comprometimento aparenta ter uma grande validade nas forças armadas. No entanto, os resultados desta investigação não vão de encontro ao que a literatura refere, apresentado um decréscimo significativo com a antiguidade, rejeitando-se desta forma a hipótese H2b. Nos estudos de Alves (2016) e de Castro (2013) os resultados foram semelhantes. O vínculo de obrigação para permanecer na instituição apresenta as médias mais altas nos primeiros 3 anos de academia. Tal situação pode estar associada aos processos de socialização, ocorridos após o ingresso dos alunos na Academia da Força Aérea. Com o passar do tempo, o processo de socialização é menos requerido, diminuindo assim o comprometimento normativo.

Os resultados do comprometimento calculativo revelam que, no geral, é a componente com a média mais baixa, indicam que os alunos e oficiais da Academia da Força Aérea não sentem que permanecer na organização seja uma obrigação. Na análise entre anos, os alunos do 2ºano encontram-se com os valores mais altos de comprometimento calculativo. Há uma diminuição desta componente do 2ºano até ao 4ºano,

verificando-se posteriormente um aumento nos alunos do 5ºano, repetindo-se de novo uma descida para os alunos do ETM e nos oficiais. O aumento do comprometimento calculativo no 5ºano pode significar um aumento dos custos associados a uma mudança uma vez que se encontram quase no término do curso. Os oficiais são o grupo em que a variável calculativa apresenta valores mais baixos. Este construto é caracterizado pela ligação instrumental que o indivíduo tem com a sua instituição, associado à remuneração, manutenção do emprego e entre outros, que refletem custos elevados para abandonar o emprego (Meyer e Allen, 1997). Os resultados podem representar que as possíveis motivações dos oficiais da academia em continuar na mesma, não sejam resultado dos salários, promoções ou ausência de alternativas. A oscilações das médias não permitiram a não rejeição da hipótese H2c.

Na análise dos resultados do comprometimento organizacional destaca-se o incremento neste construto do 1ºano para o 2ºano, com especial ênfase na subescala afetiva e calculativa. No estudo desenvolvido por Alves (2016), intitulado “Comprometimento Organizacional e a sua evolução na Academia da Força Aérea”, obtiveram-se resultados semelhantes no que concerne ao comprometimento organizacional no 2ºano, uma vez que é neste ano em que os valores das médias são dos mais altos. Verifica-se igualmente um aumento do 1ºano para o 2ºano, havendo um deterioramento ao longo dos anos. Esta situação está expressa na componente afetiva, calculativa e normativa. No presente estudo, o 2ºano apresenta igualmente os valores mais elevados, no que diz respeito ao comprometimento nas três diferentes subescalas para os alunos do CMAM e oficiais.

Até ao início do 2ºano letivo, os alunos podem decidir abandonar a academia sem serem associados custos monetários, não se verificando a mesma situação nos restantes anos. Da mesma forma, durante o processo de integração de uma vida civil para uma vida militar a que os alunos do 1ºano são sujeitos, pode contribuir para que os indivíduos que desejam ficar e permanecer na instituição sejam aqueles que tenham um vínculo afetivo com a mesma. Perante estes dois cenários, é possível que o aumento do comprometimento afetivo e calculativo associe-se à transição entre o 1ºano e o 2ºano.

As hipóteses H3a, H3b e H3c procuraram averiguar as relações estabelecidas entre as variáveis do comprometimento organizacional e os valores humanos. Os resultados não apresentaram, no geral, relações suficientemente robustas. O estudo de Castro (2013), obteve resultados similares no que concerne a correlação entre estes dois construtos. As hipóteses reformuladas permitiram apenas estabelecer quatro relações de influência entre os valores e o comprometimento, sendo as relações da autopromoção com as subescalas do comprometimento todas rejeitadas. Foi igualmente possível verificar correlações entre o construto Autotranscendência e as componentes afetiva e normativa, assim como os valores de Estimulação com o comprometimento normativo e calculativo. No entanto, a capacidade explicativa das relações dos três valores sobre as componentes do comprometimento organizacional carecem de significado estatístico, uma vez que os coeficientes de determinação das três componentes do comprometimento organizacional encontram-se muito abaixo do que é referenciado na literatura como valores credíveis (igual ou superior a 0.4, correspondendo a uma variância explicada de 40%).

6. CONCLUSÃO

O presente estudo teve com objetivo principal investigar se a antiguidade influenciava os valores e o comprometimento de forma a responder à questão de partida “Em que medida a antiguidade influencia os valores e o comprometimento dos cadetes e oficiais da Academia da Força Aérea com a própria Força Aérea?”.

O impacto da antiguidade nos valores pode ser considerado pouco relevante, uma vez que apenas os valores de Estimulação apresentam diferenças significativas entre alunos e oficiais.

Concluiu-se que, no geral, os alunos mais modernos privilegiam os valores de bem-estar individuais face ao coletivo, sendo que nos oficiais a situação é revertida. É possível afirmar, ainda que os resultados não sejam significativos, a existência de uma degradação dos valores altruístas ao longo da formação na AFA, mais precisamente do 2ºano até ao 5ºano. Concluiu-se igualmente que os valores de Estimulação, associados à mudança e a uma vida desafiante, apresentam uma relação negativa com antiguidade, uma vez que os resultados indicam uma diminuição significativa ao longo dos anos de carreira militar.

Verificou-se que o comprometimento é também influenciado pela antiguidade, face às diferenças significativas obtidas nos testes paramétricos. Todas as subescalas apresentaram resultados estatisticamente relevantes entre os diferentes anos. No entanto, apenas o comprometimento normativo é o que apresenta os resultados mais lineares face às restantes componentes, estabelecendo uma relação negativa com a antiguidade.

Foi possível concluir, nesta investigação, que os alunos e oficiais, em regra, sentem um desejo de pertencer à Força Aérea, ou seja, têm um comprometimento afetivo superior face ao normativo, baseado no dever moral em ficar na organização, e o calculativo, baseado nos custos da saída.

Os objetivos secundários de averiguar se os valores humanos influenciam o comprometimento organizacional, assim como identificar os valores associados a níveis maiores de comprometimento, os resultados obtidos são bastante distintos nos diferentes grupos, não permitindo estabelecer uma relação direta significativamente robusta entre os dois construtos. Neste estudo foi possível ainda estabelecer correlações entre os valores de Autotranscendência e de Estimulação com, respetivamente, as componentes afetiva e normativa, e normativa e calculativa. No entanto, os resultados para estas relações estruturais são estatisticamente modestos, sendo compreensível, uma vez que o comprometimento organizacional encontra-se relacionado com uma grande diversidade de variáveis.

Realça-se ainda, apesar de não representar um objetivo desta investigação, os resultados estabelecem uma relação positiva da componente normativa tanto com a afetiva como com a calculativa, algo que não é previsto para o contexto português do “Modelo das três Componentes” de Meyer e Allen (1997) (Nascimento, Lopes e Salgueiro, 2008).

Como sugestões para futuros estudos, seria pertinente a realização de uma investigação aplicada longitudinalmente à mesma população, desde o primeiro dia de ingresso na AFA. A aplicação de um futuro estudo na Força Aérea, nas diferentes categorias (Sargentos e Praças), assim como nos restantes ramos, seria profícuo.

A realização dos modelos utilizados sobre os valores e o comprometimento devem, numa futura investigação, ser replicados em diversos contextos, de forma a aprofundar a análise do papel que os valores humanos têm com os diversos tipos de comprometimento, ou seja, vínculos/ligações que os colaboradores têm com as suas instituições.

Ressalva-se igualmente, a importância de se investigar, no âmbito dos Valores Humanos e do Comprometimento Organizacional, a possível relação que ambos podem ter com a Liderança, em especial no meio militar.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1.] Alves, T. (2016). *Comprometimento Organizacional e a sua evolução na Academia da Força Aérea*. Sintra: Academia da Força Aérea. Dissertação de Mestrado.
- [2.] Arciniega, L., & González, L. (2006). What is the influence of work values relative to other variables in the development of organizational commitment? *Revista de Psicología Social*, 21(1), 35-50.
- [3.] Barreiros dos Santos, L. A. (2013). Formação em Contexto Militar. *Revista Militar*, 143-166.
- [4.] Becker, H. (1960). Notes on the concept of commitment. *American Journal o Sociology*, 32-40.
- [5.] Beer, M., Boselie, P. & Brewster, C. (2015). Back to the Future: Implications for the Field of HRM of the Multistakeholder Perspective Proposed 30 Years Ago. *Human Resource Management*, 54 (3), 427-438.
- [6.] Birou, A. (1976). *Dicionário das ciências sociais*. Lisboa: Publicações Dom Quixote.
- [7.] Castro, L. (2013). *Formação dos Oficiais da Marinha: Valores Humanos e Comprometimento Organizacional*. Lisboa: ISCTE Business School. Dissertação de Mestrado
- [8.] Coffman, D. L., & MacCallum, R. C. (2005). Using parcels to convert path analysis models into latent variable models. *Multivariate Behavioral Research*, 40(2), 235-259
- [9.] Cohen, A. (2010). Values and commitment: A test of Schwartz's human values theory among Arab teachers in Israel. *Journal of Applied Social Psychology*, 40(8), 1921-1947.
- [10.] Curado, S., Teles, J., & Marôco, J. (2013). Análise de variáveis não diretamente observáveis: influência na tomada de decisão durante o processo de investigação. *Revista da Escola de Enfermagem da USP*, 149-156.
- [11.] Diário da República - Decreto-Lei n.º 61/2009, 22 de julho de 2009
- [12.] Esteves, R. (2012). *A saída dos pilotos da Força Aérea Portuguesa para as empresas de aviação civil*. Lisboa: ISCSP. Dissertação de Mestrado
- [13.] Fachada, P. (2015). *O Piloto Aviador Militar: Traços Disposicionais, Características Adaptativas e História de Vida*. Tese de doutoramento em Psicologia, especialização em Psicologia Social. Lisboa: Faculdade de Psicologia
- [14.] Gade, P. (2003). Organizational Commitment in the Military : An Overview. 15(3), 163-166.
- [15.] Glazer, S., Daniel, S., & Short, M. (2004). A study of the relationship between organizational commitment and human values in four countries. *Human Relations*, 323-345.
- [16.] Hair, J., Black, W., Babin, B., & Anderson, R. (2010). *Multivariate data analysis: a global perspective*. New Jersey: Pearson Prentice Hall.
- [17.] Houaiss, A., & Villar, M. d. (2005). *Dicionário Houaiss*. Lisboa: Temas e Debates.
- [18.] Karrasch, A. (2003). Antecedents and consequences of organizational commitment. *Military Psychology*, 15, 225-236.
- [19.] Little, T. D., Cunningham, W. A., Shahar, G., & Widaman, K. F. (2002). To parcel or not to parcel: Exploring the question, weighing the merits. *Structural Equation Modeling*, 9(2), 151-173
- [20.] Lyons, S., Duxbury, L., & Higgins, C. (2006). A Comparison of the Values and Commitment of Private Sector, Public Sector, and Parapublic Sector Employees.
- [21.] Marôco, J. (2007). *Análise Estatística com Utilização do SPSS*. Edições Sílabo, pp. 824.
- [22.] Mathieu, J., & Zajac, D. (1990). A Review and meta-analysis of the antecedents, correlates, and consequences of organizational commitment. *Psychological Bulletin*, 108(2), 171-194.
- [23.] Meyer, J. P., & Allen, N. J. (1991). A three component conceptualization of organizational commitment. *Human Resource Management Review*, 61-89.
- [24.] Meyer, J. P., & Allen, N. J. (1997). *Commitment in the workplace: Theory, Reaserch and Application*. California: Sage Publications, Inc.
- [25.] Meyer, J., Kam, C., Goldenberg, I., & Bremner, N. (2013). Organizational commitment in the military: Application of a profile approach. *Military Psychology*, 25(4), 381-401.

- [26.] Meyer, J., Stanley, D., Herscovitch, L., & Topolnytsky, L. (2002). Affective, continuance, and normative commitment to the organization: A meta-analysis of antecedents, correlates, and consequences. *Journal of Vocational Behavior*, 61(1), 20-52.
- [27.] Monteiro de Castro, M. L., Neto, M. T., Ferreira, C. A., & Gomes, J. F. (2016). Values, motivation, commitment, performance and rewards: analysis model. *Business Process Management Journal*, 1139 - 1169.
- [28.] Nascimento, J., Lopes, A., & Salgueiro, M. (2008). Estudo sobre a Validação do “Modelo de Comprometimento Organizacional” de Meyer e Allen para o Contexto Português. *Comportamento Organizacional e Gestão*, 115-153.
- [29.] Pereira, A. (1999). *SPSS Guia Prático de Utilização: Análise de dados para ciências sociais e psicologia*. Lisboa: Edições Sílabo.
- [30.] Porter, L. W., Steers, R. M., Mowday, R. T., & Boulian, P. V. (1974). Organizational commitment, job satisfaction, and turnover among psychiatric technicians. *Journal of Applied Psychology*, 59(5), 603-609.
- [31.] Rokeach, M. (1973). *The nature of human values*. New York: Free Press.
- [32.] Schwartz, S. H. (1992). Universals in the content and structure of values: Theory and empirical tests in 20 countries. Em M. Zanna, *Advances in experimental social psychology* (pp. 1-65). New York: Academic Press.
- [33.] Schwartz, S. (1994). Are There Universal Aspects in the Structure and Contents of Human Values?, 50, 19-45.
- [34.] Schwartz, S. H. (2003). A proposal for measuring value orientations across nations. In *Questionnaire Development Package of the European Social Survey* (chapter 7, pp. 259-319).
- [35.] Schwartz, S. H. (2006). Les valeurs de base de la personne: Théorie, mesures et applications [Basic human values: Theory, measurement, and applications]. *Revue Française de Sociologie*, 47, 249-288.
- [36.] Schwartz, S. (2012). An Overview of the Schwartz Theory of Basic Values. *Online Readings in Psychology and Culture*, 2(1), 1-20.
- [37.] Schwartz, S. H., Melech, G., Lehmann, A., Burgess, S., & Harris, M. (2001). Extending the cross-cultural validity of the theory of basic human values with a different method of measurement. *Journal of Cross-Cultural Psychology*, 32, 519-542.
- [38.] Serrão, M., 2009. *Avaliação para o desenvolvimento de competências de liderança e inovação numa empresa de TI*. Dissertação de Mestrado em Psicologia dos Recursos Humanos. Lisboa: Faculdade de Psicologia e de Ciências da Educação
- [39.] Silva, M. N. (2016). *O Comportamento Organizacional nas Forças Armadas*. Pedrouços: Instituto Universitário Militar. Trabalho de Investigação Individual do CPOG.
- [40.] Silveira, J. (2015). *A carreira militar. Da especificidade funcional à conceção normativa e gestonária*. Pedrouços: Instituto de Estudos Superiores Militares. Trabalho de Investigação Individual do CEMC.
- [41.] Tamayo, A., Souza, M., Vilar, L., Ramos, J., Albernaz, J., & Ferreira, N. (2001). Prioridades axiológicas e comprometimento organizacional. *Psicologia: Teoria e Pesquisa*, 27-35.
- [42.] Van Der Wal, Z., De Graaf, G., & Lasthuizen, K. (2008). What's valued most? Similarities and differences between the organizational values of the public and private sector. *Public Administration*, 86(2), 465-482.

Questionando as Virtudes da Inteligência Emocional e da Metacognição na Seleção e Formação dos Pilotos Aviadores: Impacto das Duas Variáveis no Desempenho em Voo



Autor: Maria Margarida Granata Lopes, Aspirante Aluna do Mestrado Integrado em Aeronáutica Militar na especialidade de Piloto Aviador
Academia da Força Aérea, Sintra

Orientador: Professor Doutor Rui Bártolo-Ribeiro
Instituto Superior de Psicologia Aplicada, Universidade de Lisboa

Coorientadora: Ana Patrícia Gomes Farinha, Capitão de Psicologia Aeronáutica
Academia da Força Aérea, Sintra

Resumo: Esta investigação tem como objetivo, estudar o impacto da Inteligência Emocional (IE) e da metacognição no desempenho em voo dos Pilotos Aviadores (PILAV), nas fases de seleção e formação. Simultaneamente, analisou-se a evolução dos níveis de IE e metacognição na Academia da Força Aérea (AFA), e o comportamento destas variáveis no contexto de entrada dos novos membros para a organização. A amostra do presente estudo corresponde à totalidade de candidatos que frequentaram o Estágio de Seleção de Voo (ESV) de 2018 e à totalidade de alunos PILAV da AFA no ano letivo 2018/2019, perfazendo um total de 101 participantes. No contexto de seleção, a IE e a metacognição revelaram resultados significativos na predição do desempenho em voo dos candidatos na missão C1-03. No contexto de formação da AFA, em particular no Centro de Atividades Aéreas (CAA), a metacognição revelou um efeito positivo no desempenho em voo dos alunos, indicando que os participantes com maior consciência metacognitiva obtêm melhores classificações de voo. No contexto de formação dos alunos tirocinantes, na Esquadra 101, não foi possível obter resultados conclusivos, muito provavelmente, devido à reduzida dimensão da amostra. Da análise da evolução dos níveis de IE e metacognição na AFA, concluiu-se que estes não aumentam progressivamente de ano para ano. No estudo longitudinal efetuado com os novos membros da organização, concluiu-se que os níveis de IE são afetados pela tática de desinvestidura, diminuindo. Os níveis de metacognição também diminuíram, mas as diferenças verificadas não foram estatisticamente significativas. Na análise da relação entre as variáveis preditoras, a IE e a metacognição revelaram estar fortemente correlacionadas, indicando que os participantes com elevados níveis de IE também apresentam níveis superiores de metacognição, e vice-versa.

Palavras-chave: Inteligência Emocional, Metacognição, Desempenho em Voo, Piloto Aviador, Academia da Força Aérea

1. INTRODUÇÃO

Com o passar dos tempos, as exigências da sociedade e das organizações, mudaram drasticamente. Vivemos num mercado globalizado, altamente competitivo, onde o capital humano passou a ser o foco do sucesso das organizações (Cunha, Rego, Cunha, & Cabral-Cardoso, 2007). Como consequência desta mudança de paradigma, as organizações passaram a exigir aos seus colaboradores, competências cada vez mais variadas. Dessas competências, a relação intrapessoal e interpessoal passou a ter uma maior importância, resultando daí muitos estudos que evocam a relevância da IE nas organizações e nos seus colaboradores (Bar-On, 2006). Mas, também, a gestão da informação tem assumido um papel fundamental nas organizações e, por isso, diversos estudos têm sido feitos enfatizando o conceito de metacognição, no sentido de potencializar a aprendizagem e, consequentemente, a aquisição do conhecimento (Ribeiro, 2003).

Cada vez mais, a eficácia militar depende da capacidade do seu capital humano em adaptar-se aos variados cenários e lidar com o stress, gerindo as pressões externas do meio, ao mesmo tempo que promove a coesão e o espírito de equipa, entre os demais. Para além disso, o militar tem que ser capaz de gerir toda a informação que chega até ele, organizando-a e selecionando-a, para que possa comunicar aos seus colaboradores uma visão clara e objetiva da missão (Livingstone, Nadjwion-Foster, & Smithers, 2002). Estes requisitos, cruciais nas organizações de hoje, são as chamadas “*soft skills*”, nomeadamente a IE e a metacognição, que são tão importantes como a inteligência cognitiva e o conhecimento teórico e técnico das “*hard skills*” (Lackey, 2011). Se nas organizações civis, a IE e a metacognição têm assumido um papel

cada vez mais relevante, nas instituições militares o tema tem sido aflorado, mas pouco se sabe, ainda.

Em particular, ser piloto militar assume-se como uma profissão de elevado risco e responsabilidade, em que as exigências técnicas, físicas, cognitivas e psicológicas, se manifestam ao mais alto nível. Os pilotos militares lidam com cenários altamente stressantes, no ar e no chão, com alterações climáticas inconsistentes, falhas técnicas da aeronave imprevisíveis, avisos de erro durante o voo, entre outros cenários (Sindhuja, Shrivastava, Gambhir, & Chaturvedula, 2013). Em situações de tal forma incertas e desafiantes, as características psicológicas dos aviadores revelam-se cruciais, nomeadamente a gestão das emoções. No meio militar, existe um certo estereótipo de que as emoções não são desejáveis e devem ser evitadas (Taylor-Clark, 2015). No entanto, elas desempenham um papel fundamental no cérebro humano, afetando o pensamento e o comportamento humano, e atuando, entre outros, na tomada de decisão e na distribuição de atenção (Hamilton, 2008). Indivíduos emocionalmente inteligentes, usam as suas próprias emoções para pensar de forma inteligente, e possuem a capacidade de pensar de forma inteligente sobre as suas emoções (Mayer, Salovey, & Caruso, 2000).

Os pilotos militares da Força Aérea Portuguesa (FAP) são formados durante seis anos na AFA e, como alunos PILAV, a sua realidade enquadra-se num contexto muito específico e particular, pairando sobre eles uma enorme expectativa, pois é neles que a Força Aérea mais investe, esperando o respetivo retorno. Espera-se do aluno desta especialidade da FAP uma grande capacidade de adaptação às mais diversas situações, não só no contexto académico, como também em voo, uma vez que lhe é exigido que, em simultâneo, seja militar, aluno de mestrado e Aluno Piloto (AP), tendo que ser cumpridas um determinado número de missões, que exigem ao aluno uma adequada preparação do voo/missão, elevado controlo da ansiedade e gestão das expectativas para ser bem-sucedido. Tendo em vista toda esta realidade particular, será de grande pertinência e importância, tanto para a AFA como para a FAP, estudar e perceber o impacto das variáveis IE e metacognição no desempenho em voo dos indivíduos, uma vez que todos os seus oficiais PILAV são oriundos da AFA e serão também os futuros comandantes da FAP.

Na instituição militar, quando são necessários oficiais experientes e qualificados, não se vai ao mercado laboral fazer o recrutamento. Esses oficiais qualificados têm de ser identificados dentro da instituição militar, e são o fruto de muitos anos de formação e experiência, ao serviço dessa mesma instituição. Por esta razão é importante que se aposte, primeiramente na seleção e posteriormente na formação dos militares logo que integram a instituição, no caso a analisar, a AFA. É, portanto, de grande interesse perceber de que modo as variáveis do foro emocional e metacognitivo podem influenciar o comportamento dos candidatos e alunos PILAV, no processo de aprendizagem dos fundamentos básicos de pilotagem militar.

Tendo em conta o que foi referido, a pergunta de partida da presente investigação é a seguinte: “Qual o impacto da IE e da metacognição no desempenho em voo, no contexto de seleção e formação?”. Para além dos objetivos gerais do estudo, foram estabelecidos alguns objetivos específicos, com o intuito de enriquecer o mesmo. De seguida enumeram-se os objetivos gerais e específicos da investigação.

Objetivos gerais:

- Perceber em que medida a IE e a metacognição afetam o desempenho em voo, nas seguintes fases de voo:

- Seleção: ESV;
- Formação: AFA e tirocínio;

Objetivos específicos:

- Analisar a evolução dos níveis de IE e metacognição dos alunos PILAV ao longo da sua formação na AFA;

- Compreender de que forma a entrada para a AFA e o respetivo processo de integração organizacional, afetam os níveis de IE e metacognição dos novos membros PILAV;
- Averiguar a relação existente entre a IE e a metacognição.

2. REVISÃO DA LITERATURA

“IE é a capacidade de sentir, entender e aplicar de forma eficaz o poder e a perspicácia das emoções, como uma fonte de energia, informação, conexão e influência humanas” (Cooper & Sawaf, 1997, p.13). Num contexto em que, durante uma década de investigações, o Quociente de Inteligência (QI) se demonstrou insuficiente, como indicador do sucesso de um indivíduo na sua vida pessoal e profissional, particularmente no que diz respeito à sua performance nas organizações, surgiu, então, o conceito de IE, a primeira variável abordada no presente estudo (Mendes & Sarmento, 2009). Foi em 1990, que o termo de IE foi formalmente definido, pela primeira vez, como a “capacidade de monitorar as próprias emoções e as dos outros, discriminá-las, e usar essa informação para orientar o pensamento e as ações” (Salovey & Mayer, 1990, p.189). Em 1997 surge Bar-On, definindo a IE como um conjunto de capacidades e competências não cognitivas, que afetam a capacidade de um indivíduo em lidar com as pressões e as exigências do meio (Bar-On, 2012). Goleman (1998) foi o responsável pela popularização do conceito, através da divulgação do seu livro “Inteligência Emocional”, tornando este construto famoso e atraente para a sociedade em geral.

Neste contexto, surgiram variados e diferentes modelos de IE, contudo, a Enciclopédia de Psicologia Aplicada (Spielberger, 2004), clarifica a existência de três grandes modelos de IE: o de Salovey e Mayer, o de Bar-On e o de Goleman. O modelo de Bar-On (1997), que vincula a presente investigação, divide-se em cinco grandes componentes: intrapessoal, interpessoal, gestão de stress, adaptabilidade e humor geral. O autor enfatiza que, ultimamente, ser emocionalmente e socialmente inteligente significa ser eficaz a gerir as mudanças pessoais, sociais e ambientais, sendo realista e flexível a lidar com a situação imediata, a resolver problemas e a tomar decisões. Acrescenta que para o conseguir é fundamental ser capaz de gerir as emoções, para que elas trabalhem a favor dos indivíduos, e não contra eles, bem como, estar suficientemente motivado e ser otimista (Bar-On, 2006).

“Aqueles que acham que sabem tudo, não têm forma de descobrir que não sabem” (Buscaglia, 2017, p.4). A metacognição é a segunda variável abordada nesta investigação e, de uma forma simples, tem sido caracterizada na literatura como “pensar sobre o próprio pensamento” (Georgiades, 2004, p.1), ou seja, é a consciência que o indivíduo tem da forma como aprende e pensa (Schleifer & Dull, 2009). Schraw (1998) definiu a metacognição, como sendo um constructo multidimensional que se refere à consciência e ao controlo que o indivíduo tem do seu próprio conhecimento, conseguido através de mecanismos de autorregulação.

De uma forma geral, a maioria das abordagens inserem duas componentes principais na metacognição: o conhecimento e a regulação (Paris & Winograd, 1990). Schraw e Dennison (1994), referindo-se à componente da regulação da aprendizagem/conhecimento, definiram cinco estratégias de autorregulação: planeamento, gestão de informação, monitorização, estratégias de correção e avaliação. Relativamente ao conhecimento do conhecimento, Schraw e Moshman (1995) foram mais longe, especificando que esta divide-se, geralmente, em três tipos de consciência metacognitiva: conhecimento declarativo, processual e condicional. O conhecimento declarativo refere-se ao saber “sobre”, o conhecimento processual refere-se ao saber “como” e o conhecimento condicional refere-se ao saber do “porquê” e do “quando”. As abordagens de Schraw (1998), Schraw e Dennison (1994) e Schraw e Moshman (1995) são as que vinculam a presente investigação.

No âmbito do desempenho dos aviadores, a terceira variável abordada no estudo, Goeters, Maschke e Eißfeldt (2004) salientam que a sua performance envolve competências relevantes como as tarefas partilhadas no tempo (*time-sharing*), cooperação, comunicação, tomada de decisão, *Situational Awareness* (SA), resistência ao stress, orientação espacial, resolução de problemas ao nível mental, coordenação motora (do ponto de vista da psicomotricidade) e competências de liderança e gestão. Num outro estudo, efetuado por Franco (2008), as características consideradas necessárias num piloto, foram a vocação, motivação, auto-estima, tomada de decisão, responsabilidade, lealdade, serenidade, capacidade de organização, boas maneiras, sentido de priorização, capacidade de pensar de forma rápida e rigorosa, honestidade, resistência física e mental à fadiga, espírito de equipa e assertividade. No caso específico dos pilotos militares, estes têm que conseguir responder a inúmeras situações desconhecidas, imprevisíveis e não controláveis, em treinos e missões de combate (Ragan, 2010). Para Picano, Williams e Roland (2006), o desempenho em voo de um piloto militar exige, de uma perspetiva geral, bastante motivação e vontade de cumprir o objetivo ou missão, uma estabilidade emocional inabalável e uma capacidade cognitiva elevada. Dada a especificidade do contexto de voo do presente estudo, o conceito que vincula esta investigação é uma combinação dos construtos acima apresentados, abrangendo assim uma maior variedade de competências e englobando ambos os contextos de voo, civil e militar.

Desde cedo que surgiu a necessidade de perceber quais são os fatores que permitem prever o desempenho em voo dos pilotos (Kennedy & Kay, 2013). No início da primeira Guerra Mundial, os desastres decorrentes do treino de indivíduos, que não passaram por um processo de seleção para voar, despertou a necessidade de estudar, extensivamente, a seleção de pilotos em todo o mundo. Começou-se por selecionar os pilotos de acordo com as suas aptidões físicas, como a audição, a visão e o tempo de reação. Mas rapidamente se percebeu que estas características, por si só, não eram suficientes para assegurar o sucesso dos pilotos (Tsang & Vidulich, 2003). O maior impulso surgiu durante a segunda Guerra Mundial, com a elaboração de programas de seleção de pilotos militares, que foram sendo aperfeiçoados desde então (Bártolo-Ribeiro, 1992). Começou a reconhecer-se que um indivíduo pode ter a aptidão cognitiva necessária para ter um bom desempenho, mas não ter o temperamento para tal (Bowles, 1994). Desta forma, a investigação relativamente à avaliação psicológica dos pilotos, passou a assumir um lugar de destaque (Gomes, Bártolo-Ribeiro, & Marôco, 2008).

Um estudo realizado na *United States Air Force* (USAF), envolveu 100 pilotos e revelou que a conscienciosidade foi o traço identificado como o mais importante, de sessenta traços de personalidade (Siem & Murray, 1994). A conscienciosidade é um dos “*Big Five*”, segundo o modelo de personalidade porventura mais conhecido e divulgado na literatura (Costa & McCrae, 1992). Este traço inclui a responsabilidade, a organização, a perseverança, a capacidade de trabalho e a orientação para os resultados (Goldberg, 1993). No entanto, a conscienciosidade não foi o único traço de personalidade, que demonstrou ter impacto no desempenho dos aviadores. As capacidades sociais e interativas têm-se revelado tão importantes para uma carreira de pilotagem de sucesso, como as capacidades mentais e psicomotoras (Hoermann & Goerke, 2014). Apesar dos avanços verificados no estudo da personalidade e das variáveis psicológicas nos aviadores, até à data do presente estudo, a coordenação psicomotora e o processamento de informação com conteúdos espaciais, foram identificados como sendo os principais preditores numa fase inicial de formação em pilotagem (Martinussen & Torjussen, 1998). Estes dois testes também se revelaram capazes de prever um bom desempenho, nos primeiros voos dos candidatos a PILAV da FAP (Gomes & Dias, 2015).

É importante mencionar que existem diferenças na seleção e avaliação de pilotos para a aviação comercial e militar, não pelos métodos e técnicas utilizados, mas principalmente pela importância atribuída

às dimensões avaliadas devido, sobretudo, ao contexto da missão em que o voo é efetuado, às qualificações aeronáuticas exigidas, à cultura da organização, etc. No fundo, é a exigência resultante da existência da componente militar associada à aviação, que faz com que os processos de seleção, avaliação e formação dos pilotos militares, seja diferente do que é aplicado aos pilotos de linha aérea. Mas a grande diferença está no tipo de missão efetuada, uma vez que aos pilotos militares são solicitadas variadas e complexas missões operacionais, como busca e salvamento, luta aérea ofensiva e defensiva, entre outras (Bártolo-Ribeiro, 2011). É importante referir que a seleção e avaliação dos pilotos deverá ser sempre enquadrada com os sistemas de avião para que se seleciona e com a formação a que os alunos irão ser submetidos (Bártolo-Ribeiro, 1992).

No contexto da FAP, o ESV é a penúltima fase de seleção dos candidatos a PILAV. O seu objetivo é eliminar os indivíduos que não se conseguem adaptar às exigências do meio aeronáutico. Este estágio é realizado na AFA, no Centro de Atividades Aéreas (CAA), e tem a duração de uma semana. É um processo de seleção que já é usado há alguns anos para determinar o potencial dos futuros pilotos da FAP, não só em termos de desempenho em voo e conhecimento sobre aviação, mas também das aptidões psicológicas, da motivação para ser piloto e da capacidade de lidar com diversas situações de stress (Surrador, Piedade, Jamal, & Gomes, 2013). No âmbito da AFA, ao entrarem para o 1º ano, os novos membros passam pelo processo de socialização característico de uma organização militar, que se denomina tática de desinvestidura (Mosquera, 2007). Esta estratégia consiste na desconsideração dos conhecimentos e experiências trazidos pelo novo membro, ou seja, há uma rutura com a identidade anterior do indivíduo (Maanen & Schein, 1979). Ao longo da sua formação na AFA, para além das Unidades Curriculares (UC), do treino físico e da instrução militar, os alunos assumem diversas responsabilidades inerentes ao ano do curso e ao posto a que pertencem. No caso dos alunos PILAV, estes possuem mais uma área de instrução: o voo. Do 1º ano ao 5º ano os alunos voam no CAA e, à data do presente estudo, a aeronave operada nesta fase da formação dos AP, é o *Chipmunk Mk-20* (Estado-Maior da Força Aérea, 2014). Os alunos PILAV que terminem com aproveitamento a fase de formação na AFA, seguem para o último ano do curso, o 6º ano, que corresponde ao tirocínio, formalmente denominado de Fase Elementar e Básica em Avião (FBA). À data do presente estudo, a aeronave utilizada para fins de instrução dos AP's, é o *TB-30 Epsilon*. O objetivo da FBA é conferir aos alunos, os conhecimentos e experiência de voo inerentes à formação elementar e básica, a fim de os preparar para a fase seguinte, que será a sua colocação nas esquadras de voo da FAP. O tirocínio realiza-se, à data do presente estudo, na Esquadra 101 sediada na Base Aérea nº1, onde se encontra também a AFA (Estado-Maior da Força Aérea, 2013).

Após este breve enquadramento teórico acerca das variáveis em estudo, é agora possível apresentar os modelos de análise nos quais assenta a presente investigação.

Várias pesquisas demonstram que as competências atribuídas à IE se relacionam com maior criatividade, sucesso académico e profissional (Guastello, Guastello, & Hanson, 2004), maior resistência ao stress (Slaski & Cartwright, 2002), maior capacidade de desempenho sob pressão (Lam & Kirby, 2002), de gestão de conflito (Jordan & Troth, 2004) e de adaptação (Lillis & Tian, 2009). Na operação em contexto militar, estas e outras competências, associadas à IE, tornam-se particularmente importantes para os pilotos, pelo risco, incerteza e complexidade envolvidos nas missões que lhes são solicitadas (Ragan, 2010).

Em face do exposto anteriormente, torna-se pertinente transportar estes resultados e aplicar novos estudos que permitam decifrar o impacto do comportamento emocionalmente e socialmente inteligente, no desempenho em voo. Nomeadamente, perceber se a capacidade de gerir emoções e fazer com que elas trabalhem a nosso favor, de ser eficaz e construtivo a gerir as mudanças pessoais, sociais e ambientais,

de ser realista e flexível na resolução de problemas e na tomada de decisão, e de ser otimista e manter um pensamento positivo, influencia o desempenho em voo dos indivíduos, em particular no contexto militar de seleção (ESV) e formação (AFA e tirocínio).

Tendo em conta o que foi referido podemos formular as seguintes hipóteses de estudo:

Hipótese 1a: A IE influencia positivamente o Desempenho em Voo no ESV.

Hipótese 1b: A IE influencia positivamente o Desempenho em Voo na AFA.

Hipótese 1c: A IE influencia positivamente o Desempenho em Voo no Tirocínio.

Tsang e Vidulich (2003) salientaram que, o desempenho dos aviadores depende de um tipo de processamento de informação que requer elevados níveis de compreensão, dinamismo na tomada de decisões, controlo executivo, organização e integração de informação. Em particular, o contexto de seleção e formação dos aviadores caracteriza-se por uma fase de aprendizagem intensa, em que determinados processos cognitivos assumem-se como cruciais para uma boa preparação do voo e para o sucesso da missão. A metacognição permite potenciar a compreensão oral e de textos (Turner, 2011), a organização, a priorização, o planeamento (Henter & Indreica, 2014), o pensar crítico (Sharma & Hannafin, 2004) e as capacidades de estudo (Metcalfe & Kornell, 2005), memória (Thiede, Dunlosky, & Theriault, 2003) e atenção (Kessel, Gecht, Forkmann, Druke, Gauggel, & Mainz, 2014), melhorando todo o processo de aprendizagem dos indivíduos. A metacognição também demonstrou influenciar a SA (Kim, 2018), a resolução de problemas (Berardi-Coletta, Buyer, & Dominowski, 1995) e a tomada de decisão (Puncochar & Fox, 2004), que são elementos preponderantes no desempenho dos aviadores, e em particular dos pilotos militares.

Seria, então, bastante pertinente, perceber de que forma o conhecimento que os indivíduos têm acerca de si próprios, como aprendizes, e sobre quais as estratégias que devem utilizar e como as devem aplicar para resolver problemas, afeta o seu desempenho em voo. Assim como, compreender em que medida a capacidade de examinar e refletir acerca dos próprios resultados, das estratégias a selecionar e dos recursos a alocar (e.g., tempo), influencia o desempenho em voo dos candidatos e alunos no contexto militar. De uma forma simples, pretende-se compreender o impacto da metacognição no desempenho em voo, nas fases de seleção e formação dos futuros aviadores da FAP.

Tendo em conta o que foi referido podemos formular as seguintes hipóteses de estudo:

Hipótese 2a: A Metacognição influencia positivamente o Desempenho em Voo no ESV.

Hipótese 2b: A Metacognição influencia positivamente o Desempenho em Voo na AFA.

Hipótese 2c: A Metacognição influencia positivamente o Desempenho em Voo no Tirocínio.

Os alunos PILAV inserem em si todas as componentes de formação, nomeadamente, a militar, a académica e o voo, entre outras. Como já foi mencionado, vários estudos demonstram que a IE está relacionada com o desempenho académico (Pope, Roper, & Qualter, 2012), com a capacidade de liderar (Guerreiro, 2013) e com o desempenho coletivo (Rocha, 2016). A concretização académica, a capacidade de trabalhar em equipa e a capacidade de um líder transmitir objetivos, de forma clara e precisa, motivando e inspirando os membros de equipa, e promovendo a cooperação e a ajuda mútua, são características fundamentais que devem ser estimuladas nos alunos da AFA, que serão também, os futuros chefes da FAP. Sendo o objetivo principal da AFA, formar os “líderes do amanhã”, seria bastante pertinente, perceber se os seis anos que constituem a formação dos alunos PILAV, estão ou não, a potenciar a IE dos mesmos e, consequentemente, a maximizar o seu desempenho nas diversas áreas.

Na sequência do que foi referido, foi formulada a seguinte hipótese de estudo:

Hipótese 3: Os níveis de IE aumentam ao longo da formação dos alunos PILAV na AFA.

Da mesma forma, a metacognição, como potenciadora dos processos de aprendizagem e do

desempenho dos indivíduos, tanto acadêmico como profissional, tanto individual como coletivo (Turner, 2011), revela-se uma competência fundamental a ser desenvolvida na fase de formação na AFA. Mas também, a prevalecer na cultura da organização, abrindo caminho para uma série de virtudes necessárias na carreira de um oficial PILAV da FAP, como a capacidade de aprendizagem contínua (Smith, Moores, & Chang, 2005), a priorização e planejamento (Henter & Indreica, 2014), e a capacidade de refletir e avaliar o próprio desempenho e aprendizagem, adaptando-se mais facilmente a novas circunstâncias e potenciando os resultados individuais e organizacionais (Turner, 2011). É, então, fundamental, perceber se esta competência está a ser desenvolvida no percurso dos alunos PILAV na AFA, e futuros chefes da FAP.

Na sequência do que foi referido, foi formulada a seguinte hipótese de estudo:

Hipótese 4: A Metacognição aumenta ao longo da formação dos alunos PILAV na AFA.

O processo de integração dos novos alunos da AFA traduz-se no denominado processo de socialização organizacional, em que se pretende dar a conhecer os valores, a missão e os objetivos organizacionais e adaptar os novos membros aos mesmos, de forma a homogeneizar comportamentos e atitudes (Cunha et al., 2012). Para tal, como já foi referido, a tática de socialização aplicada no contexto militar da AFA é a desinvestidura (Mosquera, 2007), que tem como objetivo provocar a rutura do indivíduo com a sua identidade anterior (Maanen & Schein, 1979). Tendo em conta o que foi mencionado acerca do processo de integração dos novos alunos, com particular incidência no momento de entrada e no 1º ano do curso, torna-se bastante pertinente perceber em que medida o processo de socialização organizacional e a tática de desinvestidura a que são sujeitos na entrada para a AFA, influencia os seus níveis de IE e metacognição. Desta forma, pretende-se averiguar se a desconsideração dos conhecimentos e experiências trazidos pelos novos membros (desinvestidura) (Maanen & Schein, 1979), pertencentes à especialidade PILAV, provocam a diminuição dos seus níveis de IE e consciência metacognitiva.

Nesta sequência, foram formuladas as seguintes hipóteses de estudo:

Hipótese 5: Na entrada para a AFA, a aplicação da tática da desinvestidura provoca a diminuição dos níveis de IE dos novos membros.

Hipótese 6: Na entrada para a AFA, a aplicação da tática da desinvestidura provoca a diminuição da consciência metacognitiva dos novos membros.

Tradicionalmente, a emoção e a cognição são vistas separadamente, como sendo processos independentes. No entanto, tem-se constatado que, na execução de determinadas tarefas, a cognição e a emoção coexistem no processamento de informação e na regulação do comportamento (Cacioppo & Berntson, 1999). Para além disso, pesquisas efetuadas no âmbito na neuropsicologia, revelaram que o processamento cognitivo e emocional situam-se no mesmo espaço mental (Bush, Luu, & Posner, 2000), e que essa área é exatamente a mesma onde são desenvolvidos os processos metacognitivos (Fernandez-Duque, Baird, & Posner, 2000). No âmbito do ensino, Hansen (2009) salientou que a metacognição, como ferramenta que potencia a aprendizagem dos alunos, está dependente de fatores cognitivos e emocionais, que são essenciais para o seu sucesso e, consequentemente, do ensino como um todo. Segundo o autor, se os alunos não são capazes de reconhecer e regular as suas emoções no domínio académico, não estarão aptos para pensar acerca dos seus pensamentos. Como tal, para que a metacognição seja otimizada enquanto ferramenta de aprendizagem, ela necessita de estar ligada à IE dos indivíduos. Seria, então, bastante interessante, analisar a correlação existente entre estas duas variáveis no contexto militar e aeronáutico do presente estudo, onde a aprendizagem assume uma posição central e de elevada importância para o sucesso dos alunos.

Considerando o que foi mencionado, foi formulada a seguinte hipótese de estudo:

Hipótese 7: A IE e a metacognição estão positivamente correlacionadas.

3. METODOLOGIA

O presente estudo insere-se em duas vertentes: transversal e longitudinal. Mais especificamente, para dar resposta às hipóteses H1, H2, H3, H4 e H7 a recolha de dados foi efetuada num único momento, e para dar resposta às hipóteses H5 e H6, a recolha de dados foi efetuada em diferentes pontos do tempo. A vertente transversal desta pesquisa insere-se numa tipologia correlacional-causal e a vertente longitudinal do estudo insere-se num desenho tipo painel. Tendo em conta as características mencionadas, optou-se por uma metodologia quantitativa de recolha e análise de dados (Sampieri, Collado, & Lucio, 2013).

a. Instrumentos

Neste trabalho de investigação, foi utilizado o método de Inquérito por Questionário, como fonte de aquisição de dados. Uma vez que são estudadas duas variáveis, a IE e a metacognição, considerou-se adequado juntar dois Inquéritos por Questionário para analisar estas duas competências. Para avaliar a IE dos participantes, recorreu-se ao EQ-i desenvolvido por Bar-on (1997, 2000), e os níveis de Metacognição foram adquiridos através de uma versão do MAI, originalmente desenvolvido por Schraw e Dennison (1994), adaptada ao contexto organizacional da população portuguesa (Bártolo-Ribeiro & Gomes, 2017). O questionário é composto por itens de resposta fechada e encontra-se dividido em três secções. A primeira faz o levantamento dos níveis de IE, a segunda recolhe os níveis de metacognição e a terceira diz respeito aos dados sociodemográficos da amostra.

b. Amostra

A presente investigação teve como público-alvo a totalidade de candidatos que frequentaram o ESV de 2018 e a totalidade de alunos PILAV da AFA, que frequentaram o Curso de Mestrado em Aeronáutica Militar (CMAM) no ano letivo 2018/2019, perfazendo uma amostra de 101 indivíduos. A amostra do ESV é composta por 38 candidatos, a da AFA por 66 alunos⁽¹⁾ e a do tirocínio por 12 alunos. Apesar da formação dos alunos PILAV ser composta por seis anos, à data do presente estudo, o tirocínio prolongou-se para além dos dez meses estipulados, pelo que foi possível incluir sete cursos na amostra do presente estudo, correspondente aos alunos PILAV da AFA. À data da elaboração do estudo, os alunos pertencentes ao 6º ano encontram-se num período de espera, a voar a aeronave *Chipmunk Mk-20* no CAA. Da amostra de 101 participantes, 98 são do sexo masculino. Relativamente às idades dos participantes, estas apresentam um mínimo de 17 e um máximo de 27, tendo uma média de 20,7 e um desvio padrão de 2,43.

c. Procedimento

Inicialmente, foi requerida autorização ao Comandante da AFA para aplicação do questionário aos candidatos do ESV e aos alunos PILAV da AFA. Após concedida a autorização, o questionário foi submetido aos candidatos do ESV no mês de agosto de 2018. Na AFA o questionário foi aplicado em dois momentos distintos. Primeiramente, foi aplicado ao 2º, 3º, 4º, 5º e 6º anos e ao tirocínio, no mês de outubro de 2018 e, posteriormente, foi aplicado apenas aos alunos do 1º ano, no final do mês de dezembro de 2018. A obtenção

(1) Um aluno pertencente ao 1º ano foi retirado do estudo por não se enquadrar no objetivo da investigação, motivo pelo qual a amostra da AFA é de 66 elementos, e não de 67.

A amostra correspondente aos alunos do 1º ano, diz respeito aos indivíduos que ficaram aptos no ESV de 2018 e que finalizaram com sucesso o processo de seleção. Como tal, os 15 alunos do 1º ano também fazem parte da amostra de 38 candidatos do ESV. Por este motivo, a soma dos participantes nos três contextos resulta num total de 116 indivíduos, em vez dos 101 que constituem a amostra efetiva do presente trabalho de investigação.

das classificações dos candidatos do ESV foi coordenada com o Comandante do CAA, permitindo assim, o acesso às mesmas. Em janeiro de 2018, foi facultado ao 1º, 2º, 3º, 4º, 5º e 6º anos um documento para cada curso, via *online*, com recurso à ferramenta *Google Sheets*, para que cada aluno pudesse inserir as suas notas de voo. No que concerne aos dados de desempenho em voo dos alunos tirocinantes, devido à sensibilidade e confidencialidade do tema em questão, foi feito um requerimento a Sua Excelência o Chefe do Estado-Maior da Força Aérea Portuguesa para a aquisição dos dados, tendo sido autorizada por Sua Excelência(2). Os questionários foram submetidos via *online* através da ferramenta *Google Forms*, e os dados foram tratados com recurso ao *Statistical Package for the Social Sciences* (SPSS) versão 22.0.

4. RESULTADOS

Após a verificação das propriedades psicométricas das escalas em estudo, procedeu-se à análise dos resultados obtidos, através da análise da estatística descritiva, das correlações entre variáveis e das diferenças de médias. De seguida serão apresentados os resultados mais significativos.

a. Análise de Hipóteses

No que concerne ao contexto de voo do ESV, na tabela 1 apresentam-se os níveis de IE para os candidatos que ficaram aptos, inaptos e que desistiram no ESV. Apesar da diferença de médias de IE entre os três grupos não ser estatisticamente significativa, os resultados obtidos são positivos e estão de acordo com o esperado, uma vez que os indivíduos considerados aptos apresentam níveis superiores de IE, relativamente aos candidatos que foram dados como inaptos. Para além disso, os valores elevados de IE manifestados no caso da desistência indicam que, independentemente dos níveis de IE dos indivíduos, há algo mais que os impede de terminar o ESV, tratando-se mais de uma questão motivacional do que propriamente de IE.

Na tabela 2, estabeleceu-se a correlação entre a IE dos candidatos e o desempenho em voo dos mesmos. A IE global e a dimensão intrapessoal correlacionam-se positiva e significativamente com a terceira missão de voo do ESV (C1-03) e, verifica-se também, a existência de correlações positivas e significativas entre a dimensão interpessoal e a quinta missão de voo (C1-05), e a dimensão intrapessoal e a sexta missão de voo (C1-06). A missão C1-03 é a primeira missão do ESV em que são feitas revisões do que já foi aprendido (Academia da Força Aérea, 2016), ou seja, é a primeira missão em que o candidato tem que demonstrar o que aprendeu nas missões anteriores e, como tal, também é a primeira missão onde é esperada alguma evolução no desempenho do indivíduo. Neste contexto, torna-se fundamental ser capaz de lidar com as pressões do meio, adaptar-se ao mesmo, controlar as próprias emoções, saber interagir com o próximo, gerir o stress a seu favor, e manter o pensamento positivo e realista, competências características da IE. Em particular, o destaque da dimensão intrapessoal torna-se bastante interessante, pois ela reflete a auto-estima dos participantes, o seu auto-conhecimento emocional e a sua capacidade de auto-expressão, competências fulcrais para os candidatos conseguirem atender ao que lhes é exigido e mostrarem a sua evolução.

(2) As classificações de desempenho em voo dos alunos que não terminaram o tirocínio, não foram recolhidas, não só devido à sensibilidade do tema em questão, mas também, porque à data da recolha de dados, os alunos já tinham sido dados como inaptos.

Tabela 1- Análise da diferença de médias de IE relativamente ao resultado no ESV

	Apto (n= 17)		Inapto (n= 7)		Desistência (n= 14)		Z	π
	Média	D.-P.	Média	D.-P.	Média	D.-P.		
IE Global	16,03	1,46	15,49	,88	16,39	1,12	1,21	,311
Intrapessoal	3,99	,44	3,81	,25	4,03	,36	,82	,449
Interpessoal	3,95	,40	3,62	,35	3,99	,46	2,02	,147
Adaptabilidade	3,92	,45	3,92	,31	4,12	,47	,92	,409
Gestão de Stress	4,17	,38	4,14	,32	4,25	,31	,30	,745

Tabela 2- Correlações da IE com o Desempenho em Voo no ESV

	Classificação Teste Escrito	Missões de Voo no ESV						Classificação de Voo
		C1-01	C1-02	C1-03	C1-04	C1-05	C1-06	
IE Global	-,10	-,02	,11	,57*	,02	-,37	-,45	-,00
Intrapessoal	-,17	-,08	,05	,59*	-,07	-,37	-,50*	-,08
Interpessoal	-,11	,08	,31	,46	,05	-,50*	-,38	,05
Adaptabilidade	-,11	-,01	,02	,45	-,03	-,32	-,29	-,03
Gestão de Stress	,05	-,07	,01	,47	,14	-,08	-,39	,06

* π ,05 (2 extremidades)

Nota: n= 38 participantes

A hipótese 1a- *A IE influencia positivamente o desempenho em voo no ESV-* não se confirma, uma vez que não foram encontrados resultados estatisticamente significativos para a classificação de voo ou para o desempenho em voo global.

Relativamente ao contexto de voo da AFA, não foram encontrados resultados suficientemente relevantes para se apresentarem no presente artigo, no que concerne à relação entre a IE e o desempenho em voo. Contudo, foram encontrados resultados interessantes para o 4º ano, nomeadamente, a existência de uma correlação negativa e bastante significativa ($p, <01$) entre a dimensão de gestão de stress e a MV de Contacto Inicial e, também, com a classificação de voo geral dos alunos do 4º ano. Adicionalmente, a dimensão interpessoal da IE correlaciona-se negativa e significativamente com a MV de Contacto Avançado.

A hipótese 1b- *a IE influencia positivamente o desempenho em voo na AFA-* não se confirma, dado que os resultados não se demonstraram estatisticamente significativos para o desempenho em voo global dos seis anos da AFA.

No tirocínio, o terceiro contexto de voo em estudo, não foram encontradas diferenças de médias significativas, entre o grupo de indivíduos que terminou a FBA e o grupo de indivíduos dados como inaptos, no que diz respeito aos seus níveis de IE. As médias encontradas foram bastantes homogéneas, o que pode dever-se ao facto de este grupo de indivíduos estar em formação há mais de seis anos, em conjunto, sendo por isso natural a uniformização das formas de pensar e estar e da consciência que possuem de si próprios e dos outros. No que se refere à correlação entre a IE e o desempenho em voo no tirocínio, não foram encontradas correlações estatisticamente significativas, o que pode ser justificado pela reduzida dimensão da amostra ($n=8$). Não são apresentados os resultados, pois não se consideram suficientemente relevantes para adicionar ao presente artigo.

A hipótese 1c- *a IE influencia positivamente o desempenho em voo no tirocínio-* não se confirma, visto que os resultados obtidos não revelaram a existência de correlações estatisticamente significativas entre a IE e o desempenho em voo no tirocínio.

Relativamente ao contexto do ESV, na tabela 3 apresentam-se as médias de metacognição dos candidatos que ficaram aptos, inaptos e que desistiram. À semelhança dos resultados obtidos para a IE, apesar de a diferença de médias de metacognição não ser estatisticamente significativa entre os grupos, os resultados estão de acordo com o esperado e são positivos, dado que os indivíduos inaptos apresentam médias inferiores aos participantes que ficaram aptos, tanto para a metacognição global como para as suas dimensões, o planeamento e a avaliação. Consta-se, também, que o caso da desistência no ESV não está relacionado com os níveis metacognitivos dos participantes, devendo estar associado a outros motivos, provavelmente motivacionais.

Na tabela 4 apresentam-se as correlações obtidas para a metacognição e o desempenho em voo dos candidatos no ESV. As correlações que se revelam estatisticamente significativas ocorrem entre a metacognição global, a dimensão de planeamento e a missão C1-03. É interessante observar a reincidência de resultados significativos na terceira missão do estágio, que também já se tinha correlacionado significativamente com a IE global e a dimensão intrapessoal da mesma. No ESV os candidatos são confrontados com imensa informação nova num curto espaço de tempo, principalmente na fase inicial. Como já foi mencionado, a terceira missão do ESV, é a primeira missão onde são efetuadas revisões do que já foi aprendido até então, esperando-se por isso alguma evolução por parte do candidato. Esta evolução no desempenho dos participantes, principalmente na fase inicial do estágio, advém em grande parte dos seus processos de aprendizagem, por isso a missão C1-03 acaba por ser um bom indicador da capacidade de aprendizagem dos indivíduos. Nesta sequência, os resultados encontrados são esperados e positivos uma vez que a metacognição está profundamente envolvida nos processos de aprendizagem dos indivíduos, e exerce um papel fundamental no desempenho dos mesmos. Além disso, o destaque da dimensão de planeamento faz todo o sentido, por refletir o pensar sobre a seleção e priorização das estratégias e recursos, e sobre a gestão do tempo disponível, competências fundamentais para que consigam potenciar a sua aprendizagem nesta fase inicial, e demonstrá-la em voo.

Tabela 3- Análise da diferença de médias de Metacognição relativamente ao resultado no ESV

	Apto (n= 17)		Inapto (n= 7)		Desistência (n= 14)		Z	π
	Média	D.-P.	Média	D.-P.	Média	D.-P.		
Metacognição Global	7,79	0,78	7,56	,98	7,68	,99	,17	,842
Planeamento	3,99	,30	3,90	,36	4,05	,60	,25	,784
Avaliação	3,80	,66	3,66	,71	3,63	,66	,28	,757

Tabela 4- Correlações da Metacognição com o Desempenho em Voo no ESV

		Missões de Voo no ESV						
	Classificação	C1-01	C1-02	C1-03	C1-04	C1-05	C1-06	Classificação
	Teste Escrito							de Voo
Metacognição	,08	,02	,28	,48*	,00	,30	-,06	,31
Global								
Planeamento	,02	-,21	,07	,50*	-,09	,04	-,07	,06
Avaliação	,08	,12	,30	,34	,05	,34	-,04	,34

* $p < ,05$ (2 extremidades)

Nota: n= 38 participantes

A hipótese 2a- a metacognição influencia positivamente o desempenho em voo no ESV- não se confirma, uma vez que a metacognição não apresentou uma correlação estatisticamente significativa com a classificação de voo ou com o desempenho em voo no ESV, como um todo.

Em relação ao contexto de voo da AFA, na tabela 5 constam os resultados encontrados no que diz respeito às correlações entre a metacognição dos alunos e o seu desempenho em voo. Verifica-se que a dimensão de avaliação e a metacognição global, correlacionam-se significativamente com a classificação de voo (média de voo total) dos participantes. Os resultados são bastantes positivos, indicando que os alunos PILAV com níveis superiores de metacognição revelam melhores desempenhos em voo, no contexto de formação da AFA. Destaca-se, então, a importância da tomada de consciência, por parte do aluno, acerca dos processos que utiliza para aprender, e da capacidade de decidir apropriadamente acerca das estratégias a aplicar em cada tarefa. Com particular enfoque para a dimensão de avaliação, que reflete a predisposição para avaliar a eficácia das estratégias aplicadas, alterando-as quando não produzem os resultados desejados. Adicionalmente, no 6º ano da AFA, a metacognição global e a dimensão de planeamento apresentaram correlações estatisticamente significativas com a MV de Navegação Baixa, e no 2º ano, a dimensão de planeamento revelou-se preditora do desempenho em voo dos alunos.

Tabela 5- Correlações da Metacognição com o Desempenho em Voo na AFA

	Modalidades de Voo na AFA				Classificação de Voo
	C1	C2	N1	F1	
Metacognição Global	,15	,07	,32	-,03	,25*
Planeamento	,09	,13	,15	-,16	,15
Avaliação	,15	,01	,39	,10	,26*

* $p < ,05$ (2 extremidades)

Nota: $n = 66$ participantes

A hipótese 2b- *a metacognição influencia positivamente o desempenho em voo na AFA-* é confirmada pelos resultados, uma vez que tanto a metacognição global como a dimensão de avaliação, demonstraram correlacionar-se significativamente com a classificação de voo dos alunos, isto é, revelaram-se bons preditores do desempenho em voo dos alunos na AFA, contribuindo de forma positiva para o mesmo.

Na análise do contexto de voo do tirocinio, apesar de não se terem verificado diferenças de médias estatisticamente significativas, os alunos aptos nesta fase apresentaram médias de metacognição superiores aos alunos inaptos. Verificou-se, também, a existência de uma correlação estatisticamente significativa entre a dimensão de planeamento da metacognição e o desempenho em voo dos alunos tirocinantes, na MV de Contacto Básico. Contudo, os resultados não são suficientemente relevantes para serem apresentados no presente artigo.

A hipótese 2c- *a metacognição influencia positivamente o desempenho em voo no tirocinio-* não se confirma, visto que não foram encontradas correlações estatisticamente significativas entre os níveis de metacognição dos tirocinantes e o seu desempenho em voo global.

No gráfico da figura 1, apresenta-se a evolução dos níveis de IE global ao longo da formação dos alunos PILAV na AFA. Identifica-se uma queda de valores no 3º ano, 5º ano e 6º ano, o que impede o aumento progressivo dos níveis de IE de ano para ano. A capacidade de gerir e controlar as próprias emoções e as do grupo, adaptar-se ao meio, ter consciência das emoções dos outros e estabelecer relações de satisfação mútua, são competências cruciais para grupos que se pretendem coesos, unidos e capazes de enfrentar, em conjunto, as adversidades do percurso que têm pela frente. Estas aptidões começam a ser trabalhadas desde o início, esperando-se um aumento das mesmas com o tempo e a experiência, o que pode justificar o aumento de valores verificado do 1º ano para o 2º ano. Contudo, ocorre uma descida inesperada no 3º ano, o que pode estar associado ao afastamento da fase inicial de integração onde, através do “enquadramento”,

teoricamente denominado de estratégia de desinvestidura, estas competências começam a ser estimuladas. A subida verificada no caso do 4º ano, pode ser justificada pelo seu envolvimento direto no processo de integração dos alunos do 1º ano, pelo qual são responsáveis, o que também pode justificar o elevado resultado obtido na dimensão de gestão de stress. Como exemplos a seguir, torna-se fundamental que os alunos do 4º ano saibam gerir e controlar as emoções de forma efetiva e construtiva, e tenham sensibilidade para perceber como os outros se sentem, nomeadamente os alunos do 1º ano. A descida de valores que se segue, para o 5º ano e 6º ano, pode estar associada a períodos de maior inatividade, comparativamente aos restantes anos. Nomeadamente, o 5º ano que consiste num ano com menos tarefas e responsabilidades, e o 6º ano que se encontra num período de espera. Para terminar a análise, falta referir a notória subida de valores registada no tirocínio, cujos resultados são bastante positivos, mas também são esperados, uma vez que este é um ano decisivo, exigente e desafiante, na formação dos alunos PILAV, sendo por isso natural que haja uma acentuada estimulação das suas competências de IE.

No gráfico da figura 2, é possível identificar as diferenças ocorridas nos níveis de metacognição dos alunos, para os diversos anos da AFA. Verifica-se uma descida de valores no 2º ano e no 5º ano, não sendo possível observar um aumento contínuo da consciência metacognitiva dos alunos, de ano para ano. Estes resultados podem estar relacionados com o facto de haver uma redução da carga de trabalho, do 1º ano para o 2º ano e, principalmente, do 4º ano para o 5º ano, o que pode justificar a acentuada queda de valores no 5º ano. O aumento verificado no 4º ano pode dever-se às inúmeras responsabilidades que assumem fora do âmbito académico, e que são inerentes à sua condição de alunos do 4º ano. Além disso, a inversão da tendência de descida da curva, verificada do 2º para o 3º ano, pode ser justificada pela exigente componente académica associada a este ano. É natural que, sempre que haja um aumento da quantidade de tarefas, deveres e responsabilidades, haja também um aumento da tomada de consciência por parte dos participantes, relativamente à forma como procedem para dar resposta a todas as situações. Simultaneamente, é normal e fulcral que desenvolvam estratégias metacognitivas, para potenciarem os

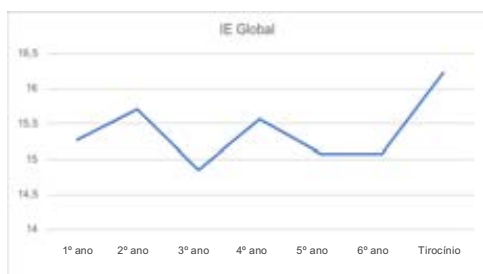


Figura 1- Evolução dos níveis de IE na AFA

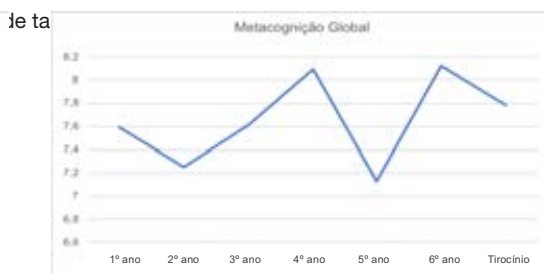


Figura 2- Evolução dos níveis de Metacognição na AFA

A hipótese 3- *os níveis de IE aumentam ao longo da formação dos alunos PILAV na AFA-* não se confirma, pois apesar de se verificar um aumento considerável dos níveis de IE no final do curso, nos anos que decorrem entre o 2º ano e o tirocínio os valores variam bastante, não sendo possível identificar um aumento contínuo dos níveis de IE, ao longo da formação dos alunos PILAV na AFA.

A hipótese 4- *a metacognição aumenta ao longo da formação dos alunos PILAV na AFA-* não se confirma, uma vez que não se verificou um aumento contínuo dos níveis metacognitivos ao longo da formação dos alunos PILAV.

Como se pode observar nos gráficos da figura 3, após a entrada dos participantes para a AFA, verifica-se uma descida das médias de IE em todas as dimensões. É curioso observar que, num período de tempo

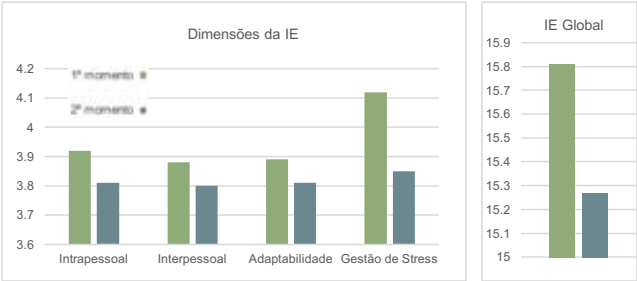
relativamente curto entre medições, se verifiquem diferenças estatisticamente significativas nos níveis de IE global e de gestão de stress dos participantes, como se pode verificar na tabela 6. Estes resultados estão de acordo com o esperado, pelo facto de os alunos terem passado pelo processo de socialização típico de uma organização militar (Mosquera, 2007), fazendo com que a consciência positiva que têm das suas capacidades diminua, uma vez que o objetivo desse processo é precisamente “despir” os indivíduos dos valores e crenças que trazem, e moldá-los de acordo com os valores e crenças da organização, para a qual acabaram de entrar e querem pertencer. Em particular, o resultado encontrado para a dimensão de gestão de stress pode ser explicado pelo facto de esta fase de integração organizacional se caracterizar por uma série de momentos desafiantes, que testam os limites físicos e psicológicos dos indivíduos e que, naturalmente, despoletam um conjunto de emoções nos mesmos. O facto de se depararem com estas novas experiências, pode fazer com que a consciência que têm da sua capacidade de lidar com as emoções, controlá-las e geri-las de forma efetiva e construtiva, diminua.

Tabela 6- Análise de diferenças de médias de IE antes e depois da entrada na AFA

	t	p
IE Global	2,32	,036*
Intrapessoal	1,41	,182
Interpessoal	1,05	,310
Adaptabilidade	1,07	,302
Gestão de Stress	3,85	,002**

* $p < ,05$ (2 extremidades) Nota: n= 15 participantes
** $p < ,01$ (2 extremidades)

Figura 3- Representação gráfica da diferença de médias de IE e respetivas dimensões antes e depois da entrada na AFA



A hipótese 5- na entrada para a AFA, a aplicação da tática da desinvestidura provoca a diminuição dos níveis de IE dos novos membros- é confirmada pelos resultados, uma vez que se verifica uma diminuição estatisticamente significativa dos níveis de IE global e da respetiva dimensão de gestão de stress, após a entrada dos novos membros para a AFA.

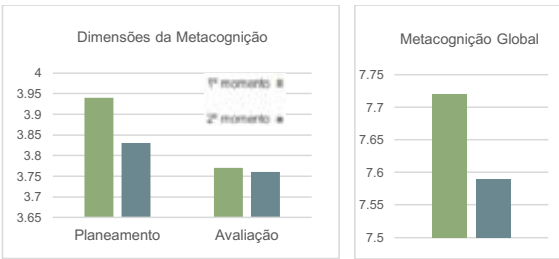
Relativamente à metacognição, apesar de não se verificarem diferenças estatisticamente significativas na tabela 7, ocorre uma diminuição das médias tanto para a metacognição global como para as suas dimensões, como representado na figura 4. Esta diminuição geral de valores está de acordo com o esperado e indica, mais uma vez, estar associada à estratégia da desinvestidura. A capacidade que os indivíduos julgavam ter no âmbito da regulação da sua aprendizagem e execução de tarefas, altera-se, e é natural que isso aconteça, pois este período de tempo é caracterizado por uma série de dúvidas e questões, levando a uma certa descredibilização dos próprios.

Tabela 7- Análise de diferenças de médias da Metacognição antes e depois da entrada na AFA

	t	p
Metacognição Global	,66	,520
Planeamento	1,40	,182
Avaliação	,09	,932

Nota: n= 15 participantes

Figura 4- Representação gráfica da diferença de médias da Metacognição e respetivas dimensões antes e depois da entrada na AFA



A hipótese 6- *na entrada para a AFA, a aplicação da tática da desinvestidura provoca a diminuição da consciência metacognitiva dos novos membros-* não se confirma, dado que as diferenças encontradas não são estatisticamente significativas. No entanto, as médias de metacognição dos novos membros diminuem após a entrada para a AFA, verificando-se, por isso, uma tendência no sentido da hipótese colocada.

Por último, os resultados revelaram a existência de inúmeras correlações estatisticamente significativas entre os fatores da IE e da metacognição, sendo que a maioria se insere na condição $p < ,01$. Estes resultados estão de acordo com o esperado, dado que estas variáveis se situam no mesmo espaço mental. Para além disso, no contexto do presente estudo, a aprendizagem assume uma posição central, sendo por isso natural que os fatores cognitivos e emocionais se interliguem para potenciar a aprendizagem dos alunos.

A hipótese 7- *a IE e a metacognição estão positivamente correlacionadas-* é confirmada pelos resultados, visto que foram encontradas bastantes correlações estatisticamente significativas entre os fatores de ambas as variáveis.

5. DISCUSSÃO DOS RESULTADOS

Apesar de as hipóteses de estudo que relacionam a IE com o desempenho em voo, no contexto de seleção e formação, não se terem confirmado, obtiveram-se resultados significativos em algumas missões de voo do ESV e em algumas MV's praticadas na AFA. Nesta sequência, um estudo efetuado por Gomes et al. (2008) revelou que a missão C1-03 é um forte preditor do sucesso dos candidatos no ESV e, na presente investigação, a IE correlacionou-se significativamente com o desempenho em voo dos indivíduos nesta missão. Tendo por base estas premissas, pode-se aferir que a IE está associada, embora de forma indireta, ao sucesso dos candidatos no ESV, e revela-se capaz de prever o sucesso dos mesmos por intermédio do seu desempenho na missão de voo C1-03. Embora os resultados obtidos não se relacionem com o desempenho em voo global, estão de acordo com o que algumas Forças Aéreas de outros países, nomeadamente a USAF e a IAF, têm vindo a enfatizar sobre a inclusão das competências de IE nos processos de seleção dos aviadores, e sobre a implementação de programas de treino destas competências, de acordo com as necessidades, por forma a melhorar o desempenho dos pilotos, entre outras especialidades, com funções de risco no meio militar (Bar-On, 2010; Sindhuja et al., 2013).

Hamilton (2008), no seu estudo, também já tinha salientado a importância de incluir a consciência emocional na formação dos aviadores, uma vez que as emoções afetam as cognições o que, por sua vez, influencia os processos cognitivos, como a distribuição de atenção, a SA e a tomada de decisão, cruciais no desempenho dos pilotos. A dimensão de gestão de stress também se evidenciou no presente estudo, estando em conformidade com a necessidade de os aviadores controlarem e gerirem as suas emoções, de acordo com Hamilton (2008). O autor também destaca, as relações interpessoais e a empatia para a eficácia do trabalho em grupo e para o aumento da produtividade e da segurança no *cockpit*, o que vai de encontro com o resultado significativo obtido para a dimensão interpessoal, tanto no contexto de seleção como de formação, apesar de as relações interpessoais do contexto de voo em estudo, serem diminutas comparativamente às do estudo apresentado.

Embora não se tenha verificado correlações significativas entre a metacognição e o desempenho em voo global no ESV, à semelhança dos resultados obtidos para a IE neste contexto de voo, a metacognição revelou-se preditora do desempenho em voo dos candidatos na terceira missão. Relacionando este resultado com o facto de a missão C1-03 ser um forte preditor de sucesso no ESV (Gomes et al., 2008), pode-se

concluir que a metacognição está relacionada com o sucesso dos candidatos nesta fase, por intermédio do seu desempenho na terceira missão do estágio. No presente estudo, a metacognição manifestou uma correlação estatisticamente significativa com o desempenho em voo dos alunos no contexto de formação, mais especificamente na AFA, o que está em concordância com o destaque dado pela literatura à consciência metacognitiva dos indivíduos, principalmente no âmbito da aprendizagem e do desempenho em ambientes dinâmicos e complexos (McAnally, Morris, & Best, 2017). Segundo Adams e Ericsson (2000), a consciência e a aplicação de estratégias metacognitivas podem potenciar os processos cognitivos dos aviadores, como a tomada de decisão e a resolução de problemas em voo, principalmente na fase inicial da sua formação. Os resultados encontrados para a metacognição na presente investigação, demonstram que o sucesso vai para além da demonstração de desempenho dos indivíduos, pois para aprender é preciso aprender como fazer para aprender, que não basta fazer e saber, mas é preciso saber como se faz para saber, e como se faz para fazer (Grangeat, 1999).

Numa perspetiva mais geral, os resultados encontrados apontam para o que alguns trabalhos científicos têm vindo a enfatizar, há já algum tempo, ao considerarem que as dimensões não cognitivas estão intimamente relacionadas com o desempenho do AP (Hörmann & Maschke, 1996, cit. por Damitz, Manzey, Kleinmann, & Severin, 2003). As correlações identificadas na investigação, estão de acordo com o que a literatura tem vindo a revelar acerca da influência da IE e da metacognição nos processos de aprendizagem dos indivíduos e, conseqüentemente, no seu desempenho (Dulewicz & Higgs, 2000; Kelly & Donaldson, 2016).

Os níveis de IE e metacognição não aumentam de forma contínua ao longo da formação dos alunos PILAV na AFA, tendo-se verificado que variam consoante as exigências e vivências específicas de cada ano da formação. Além disso, a dimensão de gestão de stress da IE e a componente da avaliação da metacognição, apresentaram valores tendencialmente significativos, indicando a existência de diferenças consideráveis entre anos, nestes domínios. Como tal, as hipóteses complementares em estudo relativas a esta temática, não foram suportadas pelos resultados. Tanto a IE como a metacognição podem ser ensinadas e desenvolvidas nos indivíduos mas, para tal, é necessário implementar formas de treino destas competências para que se verifique o seu aumento ao longo do tempo (Bar-On, 2006; Schraw & Dennison, 1994).

Não foram encontrados estudos na literatura que relacionem o processo de socialização organizacional com a IE e a metacognição de novos membros. Contudo, segundo Maanen e Schein (1979) o momento de entrada numa nova organização é caracterizado por níveis de ansiedade e stress elevados, dado que os novos elementos não possuem rotinas confortáveis para lidar com as interações e para prever as respostas dos outros. Este facto justifica o resultado significativo obtido para a dimensão de gestão de stress da IE, uma vez que os indivíduos ao serem sujeitos a situações novas e desafiantes, consciencializam-se de que a sua capacidade de gerir e controlar as emoções não é tão boa como percecionavam anteriormente. Em particular, a socialização por intermédio da tática de desinvestidura aplicada no contexto militar (Mosquera, 2007), é caracterizada por uma rutura do indivíduo com a sua identidade anterior, e o novo colaborador é ignorado e desvalorizado até adquirir as regras e valores pretendidos pela organização (Cunha et al., 2012). As características desta estratégia, estão fortemente relacionadas com o decréscimo de valores constatado entre o 1º momento de recolha de dados (antes da entrada para a AFA) e o 2º momento de recolha de dados (depois da entrada para a AFA). Os níveis de IE global diminuíram consideravelmente no 2º momento e a consciência metacognitiva dos participantes também, embora na metacognição, a diminuição verificada não é estatisticamente significativa. A consciência que os indivíduos têm das suas capacidades, tanto na esfera da IE como no domínio metacognitivo, vê-se diminuída, dada a desconsideração dos conhecimentos

e experiências que traziam (Maanen & Schein, 1979).

A IE e a metacognição demonstraram estar fortemente correlacionadas no âmbito da presente investigação, resultado que confirma a hipótese formulada e que está de acordo com os estudos existentes nesta área (Mahasneh, 2014). Segundo Hansen (2009), esta relação é particularmente importante em contextos de instrução e formação, onde a aprendizagem assume um lugar central, como é o caso do presente estudo. O autor enfatiza que a metacognição, como ferramenta que potencia a aprendizagem dos alunos, está dependente de fatores cognitivos e emocionais, isto porque se os indivíduos não são capazes de reconhecer e regular as suas emoções no domínio da aprendizagem, não estarão aptos para pensar sobre os seus pensamentos. Além disso, na execução de determinadas tarefas, está comprovado que a cognição e a emoção coexistem no processamento de informação e na regulação do comportamento (Bush et al., 2000).

6. CONCLUSÕES

Este trabalho de investigação pretendia determinar: “Qual o impacto da IE e da metacognição no desempenho em voo, no contexto de seleção e formação?”. No primeiro contexto insere-se o ESV, e o segundo contexto engloba o voo praticado na AFA (CAA) e o tirocínio (Esquadra 101).

Relativamente à seleção, a primeira conclusão é que os indivíduos aptos no ESV apresentam níveis de IE e metacognição superiores aos candidatos inaptos. No caso da desistência concluiu-se que, independentemente dos níveis de IE e metacognição dos indivíduos, há algo mais que os impede de terminar o ESV, tratando-se mais de uma questão motivacional do que propriamente da perceção desfasada das suas aptidões ou gestão de emoções. Descobriu-se também, que alguns domínios da IE e da metacognição, estão significativamente relacionados com determinadas missões de voo do estágio, sendo por isso necessário, aplicar mais estudos no ESV que permitam explicar o significado destas correlações. Contudo, no caso da missão de voo C1-03, a situação não é a mesma, pois a literatura já tinha identificado a capacidade desta missão em predizer o sucesso dos candidatos no ESV (Gomes et al., 2008), e no presente estudo a IE e a metacognição revelaram-se bons preditores do desempenho em voo dos indivíduos nesta missão. Como tal, uma importante conclusão para esta fase, é que tanto a IE como a metacognição, influenciam positivamente o desempenho em voo dos indivíduos na terceira missão de voo e, consequentemente, a sua aptidão no ESV. De uma forma geral, pode-se afirmar que quanto maior é a manifestação de comportamentos emocionalmente e socialmente inteligentes e maior é a consciência sobre os processos que utilizam para aprender, maior é a probabilidade de terminarem o ESV com sucesso.

No contexto de formação, começando pela instrução de voo no CAA, concluiu-se que existem relações entre determinadas componentes da IE e da metacognição, e o desempenho em voo de alguns anos da AFA. Porém, estas relações necessitam de ser estudadas em maior profundidade, para se obterem resultados mais conclusivos. A descoberta mais preponderante desta fase, é que a metacognição como um todo, e a sua esfera de avaliação, são bons preditores do desempenho em voo dos alunos. Os indivíduos que apresentam níveis mais elevados para refletir sobre a sua própria aprendizagem, pensar sobre as melhores estratégias a aplicar, consoante as tarefas e os recursos disponíveis, nomeadamente o tempo, e ainda, avaliar a eficácia dessas estratégias e corrigi-las em caso de necessidade, são tendencialmente os alunos com as melhores classificações de voo. Na última fase de voo estudada, o tirocínio, não foi possível tirar conclusões preponderantes, provavelmente devido à reduzida dimensão da amostra. Apesar disso, a consciência

metacognitiva dos alunos que terminaram a FBA é ligeiramente superior aos restantes, e a dimensão do planeamento metacognitivo salientou-se na análise, contudo, estes resultados não são conclusivos.

Ao responder à pergunta de partida do estudo, para os três contextos de voo, foram atingidos os objetivos gerais deste. Tendo em conta as descobertas desta investigação, é importante relembrar que, embora seja conhecido o valor preditivo dos instrumentos psicométricos (de natureza cognitiva e psicomotora) no desempenho dos pilotos (Gomes & Dias, 2015), as evidências demonstram a presença de consideráveis taxas de desistência e inaptidão nos cursos de pilotagem da FAP, aparentemente de natureza motivacional e comportamental. E apesar de existir um certo estereótipo de que as emoções não são desejáveis e que devem ser evitadas, principalmente no meio militar (Taylor-Clark, 2015), elas desempenham um papel fundamental no cérebro humano, afetando o pensamento e o comportamento dos indivíduos, e atuando na execução de tarefas como a tomada de decisão e a distribuição de atenção (Hamilton, 2008), cruciais no desempenho dos aviadores. Como tal, sugere-se a realização de mais estudos, que aprofundem os resultados encontrados nesta investigação, para que se possa otimizar a seleção e formação dos pilotos, começando pela possível inclusão das competências de IE e metacognição na avaliação psicológica do processo de seleção, como variáveis preditoras do desempenho em voo dos indivíduos. A melhor forma de reduzir as taxas de insucesso, tanto no ESV como no tirocinio, é através da otimização do processo de seleção. Além disso, seria também fundamental, incluir estas competências na formação dos aviadores.

Com o intuito de enriquecer a presente investigação, foram estabelecidos alguns objetivos mais específicos, que serão respondidos de seguida. O primeiro propôs-se a analisar a evolução dos níveis de IE e metacognição dos alunos PILAV na AFA. Neste âmbito, o que se pôde concluir, apesar das limitações associadas à vertente transversal da análise, é que não se verifica um aumento progressivo das competências emocionais e metacognitivas de ano para ano.

Tendo em conta os resultados encontrados, é importante relembrar que a IE, em particular, reflete indivíduos que são capazes de pensar e gerir de forma inteligente as suas emoções (Mayer & Salovey, 1997). Além disso, a IE é o que torna bons líderes em excelentes líderes (Bar-On, 1997; Goleman, 1998), e diversos estudos, inclusive no meio militar, o demonstram (Sewell, 2009). Líderes emocionalmente inteligentes geram cooperação, otimismo e entusiasmo nos membros da equipa (George, 2000), pois conseguem controlar de forma eficaz as suas emoções, mas também, são capazes de avaliar e prever as emoções dos seus membros de equipa. Esta competência, além de potenciar o desempenho dos indivíduos, em diversas áreas, está fortemente associada com o sucesso das equipas e das organizações (Prati, Douglas, Ferris, Ammeter, & Buckley, 2003). Além disso, Taylor-Clark (2015) salienta que o desenvolvimento da IE deve ser proporcionado durante a fase inicial de treino e educação militares. Tendo em conta estas premissas, e o facto de os futuros líderes da FAP serem oriundos da AFA, sugere-se a integração desta competência na instrução militar dos alunos, de todas as especialidades, ab initio. Dada a elevada associação da IE com a liderança, faria sentido integrar esta competência na unidade curricular de Comando e Liderança, ministrada na AFA.

Contudo, o treino da metacognição também já demonstrou estar fortemente associado à melhoria dos processos cognitivos dos alunos, como a atenção, a memória e o estudo (Finn & Metcalfe, 2007; Kessel et al., 2014; Kornell & Metcalfe, 2006). Diversos estudos comprovam que a metacognição potencia os processos de aprendizagem dos indivíduos e o seu desempenho (Kelly & Donaldson, 2016). Turner (2011) demonstrou que a metacognição também desempenha um papel fundamental na comunicação oral de informação, na persuasão e compreensão orais e nos processos cognitivos sociais. Para além do

desenvolvimento individual, indivíduos com elevados níveis de metacognição são mais capazes de lidar com diversas variáveis, usando o pensamento consciente e resolvendo problemas para melhorar os processos de aprendizagem da equipa e da organização (Garavan & McCarthy, 2008).

Considerando o que foi referido acerca das potencialidades da IE e da metacognição, sugere-se a implementação de ambas as competências na formação dos alunos. Uma forma relativamente simples de o fazer, seria através da realização de ações de formação para os docentes da AFA, consciencializando e sensibilizando os mesmos para esta temática, e da importância das competências emocionais e metacognitivas para a aprendizagem e formação dos alunos. Desta forma, ambas as competências poderiam ser estimuladas nos alunos, por intermédio das estratégias pedagógicas adotadas pelos docentes. As duas propostas referidas, da integração da IE na unidade curricular de liderança e do fortalecimento das estratégias pedagógicas, em conjunto, contribuiriam significativamente para a melhoria do capital humano da AFA e, consequentemente, da FAP.

O segundo objetivo específico, visava compreender de que forma a entrada dos novos membros para o 1º ano, influencia as suas competências de IE e a sua consciência metacognitiva. Esta análise longitudinal englobou apenas os alunos PILAV, dado que a primeira medição foi efetuada no ESV. Descobriu-se que a tática de desinvestidura a que são sujeitos, influencia negativamente os seus níveis de IE e metacognição. Em particular para a IE, verificaram-se diferenças estatisticamente significativas, indicando que a consciência que os alunos têm de si próprios, sobre o seu comportamento emocionalmente e socialmente inteligente, é afetada, diminuindo. Como referido no capítulo anterior, os novos alunos são submetidos a uma série de desafios, nomeadamente do foro emocional e psicológico, que visam o “despojamento” das características mais individuais, de forma a facilitar a aquisição das regras e valores que estão em concordância com a organização a que querem pertencer. Estas particularidades são próprias do processo de socialização aplicado no contexto militar. No terceiro e último objetivo, pretendeu-se averiguar a relação existente entre as variáveis em estudo e, concluiu-se, que a IE e a metacognição estão fortemente correlacionadas. Ou seja, indivíduos com elevados níveis de IE também apresentam elevados níveis de metacognição, e vice-versa. Este resultado é bastante positivo, dado que o treino de uma competência também provoca o desenvolvimento da outra. Como tal, ao implementar o treino da IE na AFA, está-se em simultâneo, a desenvolver a consciência metacognitiva dos alunos.

A principal contribuição deste estudo para a literatura, está relacionada com seu carácter inovador, ao correlacionar variáveis cuja associação não foi encontrada na literatura. Nomeadamente, a relação entre as variáveis independentes de IE e metacognição e as variáveis dependentes de desempenho em voo e da tática de desinvestidura. Os resultados da investigação constituem um contributo para os estudos já efetuados, no âmbito da influência das variáveis não cognitivas no desempenho dos pilotos. Além disso, as descobertas deste estudo abrem caminho a uma série de outros estudos, que podem vir a possibilitar o aumento do conhecimento sobre esta temática. A seleção e formação dos alunos PILAV, são processos nos quais a FAP investe bastantes recursos humanos, materiais e financeiros, pelo que é de todo o interesse reduzir a taxa de atrição no ESV e no tirocínio, por intermédio de uma maior confiança na capacidade preditiva dos métodos e técnicas, utilizados na avaliação e seleção dos indivíduos. A presente investigação e os seus objetivos principais, foram elaborados com o intuito de dar resposta a esta necessidade da organização, procurando contribuir para a melhoria dos processos de seleção e formação dos aviadores. Por último, uma contribuição importante deste estudo, reflete-se nas propostas efetuadas para a implementação e treino da IE e da metacognição, na formação dos alunos da AFA.

A principal limitação encontrada, foi o facto de não terem sido encontrados estudos na literatura que

relacionassem as variáveis em estudo no contexto específico do desempenho em voo o que, por vezes, dificultou a elaboração da presente dissertação. Outra limitação, foi o facto de a amostra ter sido dividida em grupos mais pequenos, correspondentes aos indivíduos que frequentam cada fase de voo, o que diminuiu a capacidade de extrapolar resultados e, também, de fortalecer os mesmos. Contudo, não faria sentido fazer a análise de outra forma, dado que não seria coerente misturar indivíduos que se encontram em fases diferentes da formação, e sob condições e critérios de avaliação bastante distintos. As elevadas taxas de insucesso, tanto no ESV como no tirocínio, também dificultaram a investigação. No caso específico do tirocínio, a reduzida dimensão da amostra foi uma grande limitação. Numa parte da investigação, para dar resposta às hipóteses complementares da evolução das variáveis preditoras na AFA, a amostra não foi estudada ao longo dos anos, isto é, de forma longitudinal. Esta limitação pode fazer com que os resultados encontrados para testar estas hipóteses, não sejam fidedignos. Contudo, esta limitação não poderia ser evitada, dado que não existe a possibilidade de realizar este estudo durante vários anos, pois a presente dissertação de mestrado é feita num período de tempo inferior a um ano. Por último, a denominada desejabilidade social também pode constituir uma limitação da investigação, dado que os questionários aplicados são medidas de auto-descrição.

A presente investigação abre caminho para uma série de outros estudos, no âmbito da influência das variáveis de foro psicológico e comportamental, na seleção e formação dos aviadores, em particular, na FAP. Seria bastante positivo para a organização aplicar este mesmo estudo, de forma longitudinal, a um único contexto de voo, principalmente no ESV ou no tirocínio, com o intuito de determinar o impacto da IE e da metacognição nas taxas de sucesso e insucesso destas fases decisivas. Um outro estudo interessante, seria analisar a influência da IE e da metacognição no desempenho académico e militar dos alunos da AFA, envolvendo todas as especialidades, e não apenas os PILAV. Desta forma também seria possível efetuar comparações entre as especialidades. Além dos estudos mencionados, seria pertinente explorar mais o contexto de entrada dos novos membros, e perceber até que ponto a integração e adaptação dos alunos à nova organização, estimula as suas capacidades na esfera da psicologia. Nomeadamente, efetuar um estudo longitudinal que analise as competências emocionais e metacognitivas dos indivíduos antes, durante e após o processo de socialização organizacional. Na presente investigação foi possível efetuar esta análise, para o mesmo grupo de indivíduos, antes da entrada na AFA e no 1º ano, não tendo sido possível fazê-lo após o processo, pelo que seria interessante prolongar a investigação para o 2º ano.

7. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] **Academia da Força Aérea, (2016).** *Estágio de Seleção para o Voo em Avião Chipmunk MK20, (NEP/PCE 1.36, de 18 Julho).* Granja do Marquês: AFA.
- [2] **Adams, R. J., & Ericsson, A. E. (2000).** *Introduction to Cognitive Processes of Expert Pilots. Journal of Human Performance in Extreme Environments, 5(1), 44-62.*
- [3] **Bar-On, R. (1997).** *Bar-On Emotional Quotient Inventory: User's manual.* Toronto: Multi-Health Systems.
- [4] **Bar-On, R. (2000).** *Emotional and Social Intelligence: Insights from the Emotional Quotient Inventory.* In R. Bar-On & J. Parker (Eds.), *The Handbook of Emotional Intelligence: Theory, Development, Assessment, and Application at Home, School, and in the Workplace* (pp. 363-388). São Francisco, CA: Jossey-Bass.
- [5] **Bar-On, R. (2006).** *The Bar-On model of emotional-social intelligence (ESI).* *Psicothema, 18(1), 13-25.*

- [6] Bar-On, R. (2010). *A New US Air Force Study explores the cost-effectiveness of applying the Bar-On EQ-i*. Disponível em <http://eiinsider.wordpress.com>.
- [7] Bar-On, R. (2012). The impact of emotional intelligence on health and wellbeing. In A. D. Fabio (Ed.), *Emotional intelligence- New perspectives and applications* (pp. 78-92). In Tech.
- [8] Bártolo-Ribeiro, R. (1992). Predição da performance em psicologia aeronáutica: Validação de uma bateria de selecção. *Análise Psicológica*, 10(3), 353-365.
- [9] Bártolo-Ribeiro, R. (2011). Psicologia Aeronáutica. In M. P. Lopes, P. J. Palma, R. Bártolo-Ribeiro, & M. P. Cunha (Eds.), *Psicologia Aplicada*, (pp. 225-246). Lisboa: Editora RH.
- [10] Bártolo-Ribeiro, R. & Gomes, F. (2017). *Study of adaptation and validation of Metacognitive Awareness Inventory to organizational context*. Poster session presented at 14th European Conference on Psychological Assessment of European Association of Psychological Assessment (EAPA), Lisbon: ISCTE-Instituto Universitário de Lisboa.
- [11] Berardi-Colleta, B., Buyer, L. S., & Dominowski, R. (1995). Metacognition and problem solving: A process-oriented approach. *Journal of Experimental Psychology: Learning, Memory, and Cognition*, 21(1), 205-223.
- [12] Bowles, S. V. (1994). Military aeromedical psychology training. *International Journal of Aviation Psychology*, 4(1), 167-173.
- [13] Bush, G., Luu, P., & Posner, M.I. (2000). Cognitive and Emotional Influences in Anterior Cingulate Cortex. *Trends in Cognitive Sciences*, 4(1), 215-222.
- [14] Cacioppo, J., & Berntson, G. (1999). The affect system: Architecture and operating characteristics. *Current Directions in Psychological Science*, 8(1), 133-137.
- [15] Cooper, R. K., & Sawaf, A. (1997). *Executive EQ: Emotional Intelligence in Leadership and Organizations*. New York: Grosset/Putnam.
- [16] Costa, P. T., & McCrae, R. R. (1992). Normal personality assessment in clinical practice: The NEO Personality Inventory. *Psychological Assessment*, 4(1), 5-13.
- [17] Cunha, M., Rego, A., Cunha, R., & Cabral-Cardoso, C. (2007). *Manual de Comportamento Organizacional e Gestão*, (6ª ed.). Lisboa: Editora RH.
- [18] Cunha, M. P., Rego, A., Cunha, R. C., Cabral-Cardoso, C., Marques, C. A., & Gomes, J. F. (2012). *Manual de Gestão de Pessoas e do Capital Humano*, (2ª ed.). Lisboa: Sílabo.
- [19] Damitz, M., Manzey, D., Kleinmann, M., & Severin, K. (2003). Assessment Center for Pilot Selection: Construct and Criterion Validity and the Impact of Assessor Type. *Applied Psychology*, 52(1), 193-212.
- [20] Dulewicz, F., & Higgs, M. (2000). Emotional Intelligence: A Review and Evaluation Study. *Journal of Managerial Psychology*, 15(1), 341-372.
- [21] Estado-Maior da Força Aérea (2013). *Programa do Curso da Fase Elementar e Básica em Avião (Epsilon)*, (PDINST 144-26 (B) de Julho). Alfragide: DINST.
- [22] Estado-Maior da Força Aérea (2014). *Programa do Curso da Fase Elementar em Avião (Chipmunk)*, (PDINST 144-221 (A) de Outubro). Alfragide: DINST.
- [23] Fernandez-Duque, D., Baird, J. A., & Posner, M. I. (2000). Executive Attention and Metacognitive Regulation. *Consciousness and Cognition*, 9(1), 288-307.
- [24] Finn, B., & Metcalfe, J. (2007). The role of memory for past test in the underconfidence with practice effect. *Journal of Experimental Psychology: Learning, memory, and Cognition*, 33(1), 238-244.
- [25] Franco, A. (2008). Human Factors and Flight Safety- Initial Pilot Training. *The Future of Aviation Psychology*, 19(2), 87-91.
- [26] Garavan, T. N., & McCarthy, A. (2008). Collective Learning Processes and Human Resource Development. *Advances in Developing Human Resources*, 10(4), 451-472.

- [27] George, J. M. (2000). Emotions and leadership: The role of emotional intelligence. *Human Relations*, 53(8), 1027-1055.
- [28] Georgiades, P. (2004). From the general to the situated: Three decades of metacognition. *International Journal of Science Education*, 26(3), 365-383.
- [29] Goeters, K. M., Maschke, P., & Eißfeldt, H. (2004). Ability Requirements in Core Aviation Professions: Job Analysis of Airline Pilots and Air Traffic Controllers. In Goeters, K. M. (Ed.), *Aviation Psychology: practise and research*, (pp. 99-119). Ashgate Publishing Limited, Aldershot.
- [30] Goleman, D. (1998). What makes a leader? *Harvard Business Review*, 76(6), 93-102.
- [31] Goldberg, L. R. (1993). The structure of phenotypic personality traits. *American Psychologist*, 48(1), 26-34.
- [32] Gomes, A., Bártole-Ribeiro, R., & Marôco, J. (2008). Utilização de Redes Neurais, Análise Discriminante e Regressão Logística como sistemas classificatórios na selecção de pilotos militares. *Revista de Psicologia Militar*, 17, 117-132.
- [33] Gomes, A., & Dias, J. G. (2015). Improving the Selection of Air Force Pilot Candidates Using Latent Trajectories: An Application of Latent Growth Mixture Modeling. *The International Journal of Aviation Psychology*, 25(2), 108-121.
- [34] Grangeat, M. (1999). *A Metacognição, um Apoio ao Trabalho dos Alunos*. Porto: Porto Editora.
- [35] Guastello, S. J., Guastello, D. D., & Hanson, C. A. (2004). Creativity, Mood Disorders and Emotional Intelligence. *The Journal of Creative Behavior*, 38(4), 260-281.
- [36] Guerreiro, T. A. L. (2013). *Desmistificando o Desempenho Excepcional: O efeito moderador da Inteligência Emocional na relação entre as Práticas de Gestão de Recursos Humanos e o Desempenho Individual*. Instituto Universitário de Ciências Psicológicas, Sociais e da Vida.
- [37] Hamilton, J. A. (2008). Social Intelligence in Aviation- Understanding the role of emotions in the Cockpit. *The Future of Aviation Psychology*, 22(2), 97-102.
- [38] Hansen, J. T. (2009). Self-awareness revisited: Reconsidering a core value of the counseling profession. *Journal of Counseling and Development*, 87(1), 186-193.
- [39] Henter, R., & Indreica, E. S. (2014). *Reflective journal writing as a metacognitive tool*. International Conference of Scientific Paper AFASES, University of Brasov.
- [40] Hoermann, H.-J., & Goerke, P. (2014). Assessment of social competence for pilot selection. *The International Journal of Aviation Psychology*, 24(1), 6-28.
- [41] Hörmann, H. J., & Maschke, P. (1996). On the relation between personality and job performance of airline pilots. *The International Journal of Aviation Psychology*, 6(2), 171-178.
- [42] Jordan, P. J., & Troth, A. C. (2004). Managing Emotions During Team Problem Solving: Emotional Intelligence and Conflict Resolution. *Human Performance*, 17(2), 195-218.
- [43] Kelly, D., & Donaldson, D. I. (2016). Investigating the Complexities of Academic Success: Personality Constrains the Effects of Metacognition. *The Psychology of Education Review*, 40(2), 17-24.
- [44] Kennedy, C. H., & Kay, G. G. (Eds.). (2013). *Aeromedical Psychology*. New York: CRC Press.
- [45] Kessel, R., Gecht, J., Forkmann, T., Dueke, B., Gauggel, S., & Mainz, V. (2014). Metacognitive monitoring of attention performance and its influencing factors. *Psychological Research*, 78(4), 597-607.
- [46] Kim, J. H. (2018). The effect of metacognitive monitoring feedback on performance in a computer-based training simulation. *Applied Ergonomics*, 67(1), 193-202.
- [47] Kornell, N., & Metcalfe, J. (2006). Study efficacy and the region of proximal learning framework. *Journal of Experimental Psychology: Learning, Memory, and Cognition*, 32(3), 609-622.

- [47] Lackey, R. B. (2011). *Emotional Intelligence Training: A Missing Element in our Army*. *Fires Bulletin*, 38-45.
- [48] Lam, L., & Kirby, S. (2002). Is Emotional Intelligence an Advantage? An Exploration of the Impact of Emotional and General Intelligence on Individual Performance. *The Journal of Social Psychology*, 142(1), 133-143.
- [49] Lillis, M. P., & Tian, R. G. (2009). Cross-cultural communication and emotional intelligence: Inferences from case studies of gender diverse groups. *Marketing Intelligence & Planning*, 27(3), 428-438.
- [50] Livingstone, H., NadjiwonFoster, M., & Smithers, S. (2002). *Emotional intelligence & military leadership*.
- [51] Maanen, J. V., & Schein, E. H. (1979). *Toward a Theory of Organizational Socialization: Research in Organizational Behavior* (pp. 209-264). *Jay Press*.
- [52] Mahasneh, A. M. (2014). Investigating the Relationship between Emotional Intelligence and Meta-Cognition among Hashemite University Students. *Review of European Studies*, 6(1), 201-208.
- [53] Martinussen, M., & Torjussen, T. (1998). Pilot Selection in the Norwegian Air Force: A validation and meta-analysis of the test battery. *International Journal of Aviation Psychology*, 8(1), 33-45.
- [54] Mayer, J. D., & Salovey, P. (1997). What is emotional intelligence. In P. Salovey, & D. Sluyter, *Emotional Development and Emotional Intelligence: Educational Implications* (pp. 3-34). *New York: Basic books, Inc.*
- [55] Mayer, J. D., Salovey, P., Caruso, D. (2000). Models of emotional intelligence. In R. J. Sternberg (Ed) *Handbook of intelligence* (pp. 396-420). *New York, NY, US: Cambridge University Press.*
- [56] Mendes, J., & Sarmiento, M. (2009). *A Importância da Gestão de Competências nas Organizações*. Lisboa: Lusíada.
- [57] Metcalfe, J., & Kornell, N. (2005). A Region of Proximal Learning model of study time allocation. *Journal of Memory and Language*, 52(4), 463-477.
- [58] McAnally, K. I., Morris, A. P., & Best, C. (2017). Metacognitive monitoring and control in visual change detection: Implications for situation awareness and cognitive control. *Journal of World Wide Science*, 12(9), 1-19.
- [59] Mosquera, P. (2007). Integração e Acolhimento. In A. Caetano & J. Vala (Eds.), *Gestão de Recursos Humanos: Contextos, Processos e Técnicas* (3ª ed.) (pp. 301-324). Lisboa: Editora RH.
- [60] Paris, S. G., & Winograd, P. (1990). How metacognition can promote academic learning and instruction. In B. F. Jones & L. Idol (Eds.), *Dimensions of Thinking and Cognitive Instruction* (pp. 15-51). Hillsdale, NJ, US: Lawrence Erlbaum Associates, Inc.
- [61] Picano, J. J., Williams, T. J., & Roland, R. R. (2006). *Assessment and Selection of High-Risk Operational Personnel*. In Kennedy, C.H. and Zillmer, E.A., (Eds.), *Military Psychology* (pp. 353-370). *New York, US: The Guilford Press.*
- [62] Pope, D., Roper, C., & Qualter, P. (2012). The influence of emotional intelligence on academic progress and achievement in UK university students. *Assessment & Evaluation in Higher Education*, 37(1), 907-918.
- [63] Prati, L. M., Douglas, C., Ferris, G. R., Ammeter, A. P., & Buckley, M. R. (2003). The Role of Emotional Intelligence in Team Leadership: Reply to the Critique by Antonakis. *The International Journal of Organizational Analysis*, 11(4), 363-369.
- [64] Puncochar, J. M., & Fox, P. W. (2004). Confidence in Individual and Group Decision Making: When "Two Heads" Are Worse Than One. *Journal of Educational Psychology*, 96(3), 582-591.
- [65] Ragan, K. M. (2010). *The Warfighters of Today: Personality and Cognitive Characteristics of Rated Fighter Pilots in the United States Air Force*. Disponível em http://purl.flvc.org/fsu/fd/FSU_migr_etd-2187.

- [66] Ribeiro, C. (2003). Metacognição: Um apoio ao processo de aprendizagem. *Psicologia: Reflexão e Crítica*, 16(1), 109-116.
- [67] Rocha, C. S. B. (2016). *O Impacto da Inteligência Emocional nas Atitudes e Comportamentos dos Colaboradores*. Instituto Politécnico de Leiria, Escola Superior de Tecnologia e Gestão.
- [68] Salovey, P., & Mayer, J. D. (1990). Emotional intelligence. *Imagination, Cognition and Personality*, 9(3), 185-211.
- [69] Sampieri, R. H., Collado, C. F., & Lucio, P. B. (2006). *Metodologia de Pesquisa* (3ª ed.). São Paulo: McGraw-Hill.
- [70] Schleifer, L. L. F., & Dull, R. B. (2009). Metacognition and Performance in the Accounting Classroom. *Issues in Accounting Education*, 24(3), 339-367.
- [71] Schraw, G. (1998). Promoting general metacognitive awareness. *Instructional Science*, 26(1), 113-125.
- [72] Schraw, G. & Dennison, R. (1994). Assessing Metacognitive Awareness. *Contemporary Educational Psychology*, 19(4), 460-475.
- [73] Schraw, G. & Moshman, D. (1995). Metacognitive theories. *Educational Psychology Review*, 7(4), 351-371.
- [74] Sewell, G. F. (2009). Emotional intelligence and the Army Leadership Requirements Model. *Military Review*, 89(6), 93-98.
- [75] Sharma, P., & Hannafin, M. J. (2004). Scaffolding critical thinking in an online course: An exploratory study. *Journal of Educational Computing Research*, 31(2), 181-208.
- [76] Siem, F. M., & Murray, M. W. (1994). Personality factors affecting pilot combat performance: A preliminary investigation. *Aviation, Space, and Environmental Medicine*, 57(2), 131-136.
- [77] Sindhuja, C. V., Shrivastava, J. K., Gambhir, S., & Chaturvedula, S. (2013). A study on trait emotional intelligence and personality type of Indian military pilots: A preliminary study. *Ind J Aerospace Med*, 57(1), 1-12.
- [78] Slaski, M., & Cartwright, S. (2002). Health, performance and emotional intelligence: An exploratory study of retail managers. *Stress and Health. Journal of the International Society for the Investigation of Stress*, 18(2), 63-68.
- [79] Smith, D. K., Moores, T. T., & Chang, J. C. (2005). Prepare your mind for learning. *Communications of the Association for Computing Machinery*, 48(9), 115-118.
- [80] Spielberger, C. (Ed.) (2004). *Encyclopedia of Applied Psychology*. Academic Press.
- [81] Surrador, A., Piedade, P., Jamal, S., & Gomes, A. (2013). *Multitasking and Pilot Selection in the Portuguese Air Force*. Paper presented at the 55th International Military Testing Association (IMTA), Seoul, October.
- [82] Taylor-Clark, T. (2015). *Emotional Intelligence Competencies and the Army Leadership Requirements Model*. Master's thesis, U.S. Army Command and General Staff College, Fort Leavenworth, KS.
- [83] Thiede, K. W., Dunlosky, J., & Theriault, D. (2003). Accuracy of metacognitive monitoring affects learning of texts. *Journal of Educational Psychology*, 95(1), 66-73.
- [84] Tsang, P. S., & Vidulich, M. A. (Eds.) (2003). *Human Factors in Transportation. Principles and Practice of Aviation Psychology*. Mahwah, NJ, US: Lawrence Erlbaum Associates Publishers.
- [85] Turner, J. R. (2011). New metacognitive model for human performance technology. *Performance Improvement*, 50(7), 25-32. Tsang, P. S., & Vidulich, M. A. (Eds.) (2003). *Human Factors in Transportation. Principles and Practice of Aviation Psychology*. Mahwah, NJ, US: Lawrence Erlbaum Associates Publishers.
- [86] Turner, J. R. (2011). New metacognitive model for human performance technology. *Performance Improvement*, 50(7), 25-32.

Aplicação da metodologia *Life Cycle Costing* na Força Aérea Portuguesa



Autor: Rita Maria Mata Constantino, Alferes Aluna do Mestrado Integrado
em Aeronáutica Militar na especialidade de Administração Aeronáutica
Academia da Força Aérea, Sintra

Orientador: Professor Doutor Tiago Gonçalves
Instituto Superior de Economia e Gestão, Lisboa

Coorientador: Jorge Pimentel, Coronel de Administração Aeronáutica
Estado-Maior da Força Aérea, Alfragide

Resumo: Assiste-se a um esforço crescente por parte de alguns países para a implementação do *Life Cycle Costing* na avaliação dos seus projetos de investimento por permitir antes da tomada de decisão a análise dos custos do ciclo de vida dos Sistema de Interesse em causa. Considerando que esta metodologia não está a ser aplicada na Força Aérea Portuguesa, importa proceder ao seu estudo, averiguar os impedimentos e propor soluções para que se possa converter o teorismo em realidade. Pelo estudo realizado pôde concluir-se que a Força Aérea Portuguesa, com base na sua doutrina, procedimentos desenvolvidos e estrutura organizacional, se depara com alguns desafios para que seja possível uma aplicação sustentada e constante desta metodologia.

Com este trabalho procura-se despertar o interesse da Força Aérea Portuguesa por esta metodologia, a qual permitirá prever os recursos que serão necessários no futuro com qualquer Sistema de Interesse, consubstanciando-se num instrumento de gestão capaz de fornecer informação útil, tanto para o planeamento, como para a tomada de decisão, particularmente a longo prazo.

Palavras-chave: *Life Cycle Management*, *Life Cycle Costing*, Gestão do Ciclo de Vida, Sistema de Armas F-16, Força Aérea Portuguesa

1. INTRODUÇÃO

Um dos principais desafios da gestão das políticas públicas de segurança e defesa reside no facto de ser cada vez mais evidente a impossibilidade de desenhar políticas eficazes e legítimas sem um quadro de parcerias, alianças e mandatos de organizações internacionais (Duarte et al., 2015). Em Portugal é notória a importância do sistema de Alianças que se estabeleceu (Silva, 2010; Ferreira, 2013) e, em particular, o Conceito Estratégico de Defesa Nacional 13 assume que a Aliança Atlântica se constitui como crucial para a segurança e defesa de Portugal (CEDN, 2013).

A área da Defesa, marcada pela limitação de recursos e maior exigência de gestão (FAP, 2017c) resultantes da crise económica e financeira de 2008, deve continuar a desempenhar as suas funções com igual qualidade (Navarro-Galera et al., 2014).

Posto isto, torna-se necessário o desenvolvimento e aplicação de metodologias que conduzam a tomadas de decisão mais eficazes e eficientes, nomeadamente referentes à gestão dos gastos públicos, e, em particular, dos investimentos militares (Navarro-Galera et al., 2014).

A Força Aérea Portuguesa (FA), enquadrada no seio da Organização do Tratado do Atlântico Norte (OTAN), deve comprometer-se com as *guide lines* prescritas pela mesma. Através do *Allied Life Cycle Cost Publication* (ALCCP-01), a OTAN indicou como os Aliados poderiam aplicar o *Life Cycle Costing*, enquadrado no *Life Cycle Management*.

Esta metodologia, ao possibilitar a previsão dos recursos que serão necessários no futuro com qualquer Sistema de Interesse, consubstancia-se num instrumento de gestão capaz de fornecer informação útil, tanto para o planeamento, como para a tomada de decisão.

No âmbito da FA, as tomadas de decisão referentes às aeronaves devem ser realizadas de forma rigorosa e consciente, dado que esses investimentos têm repercussões imediatas, como também o terão nas gerações vindouras (Martins, 2015).

Revela-se premente perceber como esta metodologia poderia ser adotada no seio da FA, e é neste sentido que surge o contributo deste trabalho, isto tendo presente a literatura já existente. Para além de todo o enquadramento atualizado da metodologia, é feita uma análise crítica à Organização a fim de compreender

se se encontra preparada para a implementação do *Life Cycle Costing*, quer do ponto de vista organizacional, quer ao nível da recolha e tratamento da informação, quer dos sistemas de informação existentes.

Realizou-se posteriormente, com recurso a métodos empíricos (regras empíricas e opinião de especialistas) e de cálculo/ previsão (análise gráfica e de correlações), uma primeira aplicação da metodologia ao Sistema de Armas F-16, tendo como base os dados recolhidos desde 2009 a 2017.

Pelo estudo realizado, foi possível concluir que a Força Aérea Portuguesa, com base na sua doutrina, procedimentos desenvolvidos e estrutura organizacional, se depara com alguns desafios para que seja possível uma aplicação sustentada e consistente desta metodologia.

A serem seguidas as soluções propostas, certamente nos anos vindouros aplicações empíricas mais robustas desta metodologia serão possíveis.

2. REVISÃO DE LITERATURA

2.1 Considerações gerais e conceitos

O ciclo de vida, de acordo com a ISO/IEC/IEEE (2015), pode ser descrito como a evolução de um sistema, produto, serviço ou projeto desde o momento da sua conceção até à sua remoção.

O ciclo de vida de muitas categorias de Sistemas de Armas (SA) tem aumentado, e, em particular, as aeronaves experimentam em média uma vida útil de aproximadamente 20-30 anos. Tal exige uma maior atenção à monitorização dos custos de Operação e Sustentação (O&S) à medida que aumenta a idade desses sistemas (Gary et al., 2014).

Fora do domínio da Defesa, organismos como o *International Electrotechnical Commission* (IEC), *National Aeronautics and Space Administration* (NASA) e a *Federal Aviation Administration* (FAA) publicaram os primeiros guias sobre a análise do *Life Cycle Costing* (Smit, 2009, 2012). No entanto, as particularidades associadas aos ciclos de vida dos SA da Defesa, aliadas ao facto de que a natureza das futuras aquisições será cada vez mais orientada de forma multinacional, tornou necessária a criação de uma abordagem comum para gerar um *Life Cycle Cost* (LCC), realista e consistente (Smit, 2009, 2012). Para dar resposta a esta lacuna, ao nível da OTAN foi desenvolvido um quadro teórico, com vista à análise do LCC num ambiente de defesa multinacional (Smit, 2009, 2012; OTAN, 2007a).

O total de custos que são incorridos por um determinado SOI durante o seu ciclo de vida representa o seu LCC, enquanto que as metodologias para efetuar a sua análise são várias: *Total Ownership Costs* (TOC), *Whole Life Costing* (WLC) e *Life Cycle Costing* (Smit, 2012). O objetivo da metodologia condiciona os próprios custos que se pretendam considerar. No esquema que se segue apresentam-se as diferentes metodologias, sendo o *Life Cycle Costing* o alvo deste trabalho

Life Cycle Costing = Custos Diretos + Custos Indiretos Variáveis

TOC = *Life Cycle Costing* + Custos Indiretos Fixos Ligados

WLC = TOC + Custos Indiretos Fixos não Ligados

2.2 Metodologia *Life Cycle Costing*

Assiste-se atualmente, por parte de alguns países, a um maior esforço para a implementação do *Life Cycle Costing* na avaliação dos seus projetos de investimento, sendo esta metodologia mais comumente utilizada em equipamentos militares (Navarro-Galera et al., 2011) e na construção civil (Woodward, 1997).

É considerada internacionalmente como uma poderosa ferramenta para fomentar a eficiência dos investimentos militares e medir o seu valor (Griffiths, 2011; OTAN, 2007a, 2009).

Consiste no processo de agregar, interpretar e analisar dados, aplicando ferramentas quantitativas e técnicas para prever os recursos que no futuro serão necessários em qualquer fase do ciclo de vida do SOI (OTAN, 2003; 2009). Para além disso, fornece uma visão exaustiva e estruturada de todos os recursos e elementos de custo necessários para desenvolver, produzir, implementar e sustentar um determinado SOI (GAO, 2009).

De acordo com a OTAN (2007a, 2009), o *Life Cycle Costing* não deve ser considerado como uma tarefa pontual, antes deve ser reconhecido como uma atividade contínua ao longo do ciclo de vida por forma a avaliar todas as mudanças do SOI.

O ALCCP-01 (OTAN, 2018a), sugerido pela *Standardization Recommendation* (STANREC) 4755 (OTAN, 2018b) é o guia genérico mais recente que trata da aplicação e implementação da metodologia *Life Cycle Costing* para o cálculo e estimativa dos custos do ciclo de vida. Fornece aos decisores das diversas nações, órgãos e agências da OTAN um entendimento comum da estimativa do LCC inserido na estrutura do *System Life Cycle Management* (SLCM).

A NATO *Policy for Standardization* apela ao uso de normas civis tanto quanto possível e nesse sentido a OTAN recorre à norma ISO 15288 *System Engineering – System Life Cycle Processes*, que fornece uma estrutura geral neutra para os processos de aquisição de cada nação (OTAN, 2013).

Apesar de esta recomendar a análise de seis fases do ciclo de vida: *Concept, Development, Production, Utilization and Support, Retirement* (ISO/IEC/IEEE, 2015), a OTAN (2015), através do AAP-20, adicionou a fase *Pre-Concept* e definiu a transição entre fases por forma a assegurar que o SOI progride com sucesso. Esta transição ocorre através de *milestones* de cada fase e dos *decision gates* entre fases.

Sob o ponto de vista da FA, apesar do ciclo de vida dos SA se iniciar quando estes já se encontram conceptualizados, é possível a adição de alguns requisitos, recorrendo-se ao mercado internacional para os adquirir. Na figura seguinte apresenta-se um paralelismo entre as fases do ciclo de vida de SA de acordo com a ISO 15288 e sob o ponto de vista da FA.

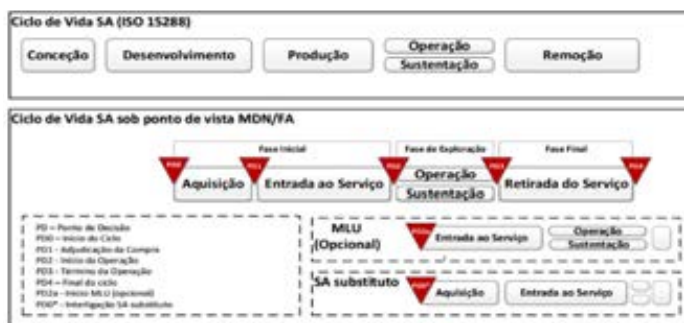


Figura 1 - Ciclo de vida dos Sistemas de Arma

Fonte: Pinto (2015)

Em cada fase, o LCC deve apoiar os *stakeholders* na tomada de decisões face às opções que lhes são apresentadas. Essas opções podem incluir a avaliação de gastos futuros, comparação entre soluções alternativas, gestão de orçamentos existentes, opções de aquisição e avaliação de oportunidades de redução de custos (OTAN, 2009).

Por sua vez, Emblemavag (2003) afirma que uma gestão eficaz e eficiente dos custos é uma gestão proativa, na qual estes são eliminados na fase de compromisso e não reduzidos na fase de execução (gestão reativa).

2.3 Processo de estimativa do *Life Cycle Cost*

De acordo com o *Code of Practice for Life Cycle Costing* (OTAN, 2009), a NATO ALP-10 afirma que todos os programas multinacionais devem implementar um programa de *Life Cycle Costing*.

O processo de estimativa do LCC é influenciado pela natureza e complexidade do SOI, pela fase do ciclo de vida e pela disponibilidade dos dados (OTAN, 2018a).

A OTAN (2007a) propôs a primeira sequência de etapas genéricas para a obtenção de uma estimativa do LCC e em 2018, recomendou uma atualização da mesma (OTAN, 2018a).

Antes de qualquer atividade de custeio é essencial estabelecer um plano por forma a fornecer aos *stakeholders* uma compreensão comum e transparente da abordagem, ações a seguir e responsabilidades.

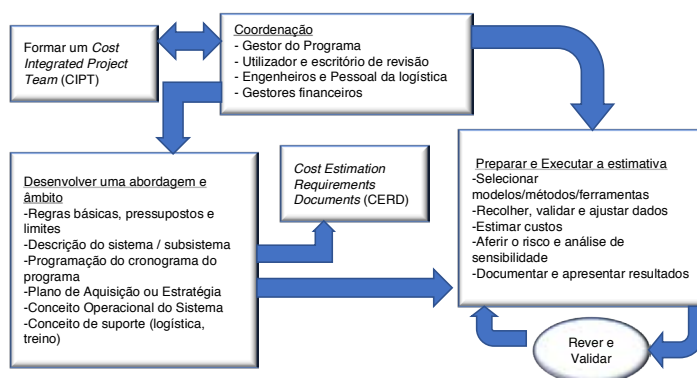


Figura 2 - Abordagem Analítica para o Processo de Estimativa do LCC

Fonte: Adaptado de OTAN (2018a)

3. OBJETIVO DE INVESTIGAÇÃO E METODOLOGIA ADOTADA

O presente estudo pretende dar um contributo para a aplicação do *Life Cycle Costing* na FA e para isso encontra-se dividido em duas partes.

Em primeiro lugar, foi feita uma análise à forma como a FA gere os seus SA, comparando-a com a teorização prescrita pela OTAN, e identificando, para além disso, propostas de melhoria que permitam uma posterior implementação do *Life Cycle Costing*.

Em segundo lugar, procurou-se, seguindo o exemplo da OTAN (2012), apresentar uma primeira aplicação do *Life Cycle Costing* para uma frota da Força Aérea, a frota F-16.

Em relação à metodologia propriamente dita, o trabalho empírico efetuado assenta numa metodologia de estudo de caso na medida em que se procura o entendimento da realidade sobre um determinado objeto (Yin, 2011), sendo a FA a organização alvo.

A recolha de informação para fazer face aos dois objetivos encetados consistiu na análise documental de legislação, de documentos da FA e da OTAN, bem como de relatórios e publicações internas, tais como manuais referentes ao F-16.

Recorreu-se para além disso à realização de entrevistas, destinando-se estas a aferir as motivações, experiências ou opiniões (Haro et al., 2016). Em relação ao segundo objetivo proposto foram recolhidos dados de fontes documentais da Organização nomeadamente, dos Anuários Estatísticos da FA, do Relatório Anual de Atividades de 2017, do Custo da Hora de Voo (CHV) e dos Relatórios Anuais de Manutenção de

Aeronaves. Foram também extraídos dados diretamente da Plataforma Única de Sistemas de Informação – Módulo de Gestão de Manutenção (PLUSMGM), Sistema Integrado de Gestão da Defesa Nacional (SIGDN) e do Sistema de Informação e Processamento Automático de Vencimentos (SIPAV).

4. APLICAÇÃO DO LIFE CYCLE COSTING NA FORÇA AÉREA

4.1 Caracterização da Força Aérea Portuguesa

Pelo art.º 1.º da Lei Orgânica da Força Aérea (LOFA) e em concordância com o art.º 4.º da Lei Orgânica do Ministério da Defesa Nacional (LOMDN), a Força Aérea Portuguesa é um ramo das Forças Armadas, dotado de autonomia administrativa, que se integra na administração direta do Estado através do Ministério da Defesa Nacional (MDN). Tem por missão participar de forma integrada na defesa militar da República e na defesa do espaço aéreo nacional, ao abrigo do art.º 275.º da Constituição da República Portuguesa (CRP) e em concordância com art.º 2.º LOFA.

4.2 Legislação e Doutrina

Várias são as referências ao ciclo de vida dos Sistemas de Armas, quer ao nível da própria Força Aérea Portuguesa, do Ministério da Defesa Nacional, da Lei de Programação Militar, do Código dos Contratos Públicos e ao nível da OTAN.

Ao nível da OTAN, em relação ao *Life Cycle Management*, vertido no *Standardization Agreement* (STANAG) 4728 Edição 2, que compreende o *Life Cycle Costing*, a FA ratificou e implementou (sem reservas) este STANAG. Este visa a implementação de um sistema harmonizado de princípios de gestão de ciclo de vida em programas de armamento nacionais e multinacionais, de forma a disponibilizar sistemas de armamento e equipamentos que garantam as necessidades de interoperabilidade da Aliança.

De acordo com o AAP-03 *Edition (K), Version (1)* (OTAN, 2018c), os membros da Aliança devem agir em concordância com as suas respostas de ratificação, fornecer informações à Aliança sobre essa implementação (se aplicável) e serão monitorizados acerca da mesma.

4.3 Formalização do Sistema

4.3.1 Funcionamento Organizacional

Na FA, para a aquisição e inserção de SA, tipicamente são constituídos Grupos de Trabalho (GT). Após a sua inserção há uma tendência natural para estes se extinguírem uma vez que entra em funcionamento a orgânica tradicional da FA: a DEP e a DMSA subdividida nas suas repartições.

Diretamente relacionado com a gestão do ciclo de vida das frotas, para além das Direções Técnicas (DMSA e DEP), encontra-se o Estado-Maior da FA (EMFA), em particular a Divisão de Operações (DIVOPS), que é a responsável pela definição e transmissão dos requisitos operacionais, a um nível estratégico e de médio-longo prazo às Direções Técnicas, nomeadamente a indicação do Regime de Esforço (RE), dos destacamentos a realizar e dos novos requisitos necessários para manter certa capacidade. Caso se revele necessário esta Divisão pode desenvolver as suas funções em coordenação com outros órgãos e serviços. A sua atuação ocorre no momento em que os requisitos operacionais evoluíram ou surgiram uns novos, ou quando um determinado equipamento ficou operacionalmente obsoleto, isto é, quando é necessário modernizar esse equipamento.

Posteriormente, são as Direções Técnicas, enquanto órgãos executores, que materializam os requisitos transmitidos, como referido anteriormente.

4.3.2 Recolha e Processamento da Informação

Na FA, associada à gestão dos SA, surge também a figura da Divisão de Recursos (DIVREC), que, entre outras atribuições, trata do cálculo do Custo da Hora de Voo do Regime de Esforço (CHV_{RE}) de cada SA.

Para o cálculo do CHV é feita a recolha dos Fatores de Custo (FC) de cada frota com recurso a diversos Sistemas de Informação (SI) operados pela FA (SIGDN, SIGMA-ABAST, SIGNET, SIGOP e SIPAV), junto do Comando Aéreo, Direções Técnicas (DMSA, DEP e DAT) e Direção de Finanças da Força Aérea (DFFA) e agregados pela DIVREC.

Os FC recolhidos e a forma de cálculo do CHV têm-se alterado ao longo dos tempos, quer devido ao aprimoramento da própria metodologia, quer devido à alteração dos próprios SI que a alimentam.

4.3.3 Sistemas de Informação

Em relação aos Sistemas de Informação, apesar dos esforços em os centralizar/ reunir num único, continuam a utilizar-se diversos.

Atualmente, são quatro os principais SI da área logística e, apesar de estes se complementarem em termos de informação disponibilizada, não estão inteiramente integrados (Moreira, 2018). São eles: o SIGDN, utilizado na gestão do material não aeronáutico da FA e onde se encontra a informação financeira; o PLUSMGM que consiste na ferramenta primária de gestão da manutenção no qual se encontram refletidas informações referentes às aeronaves, nomeadamente, os componentes de cada aeronave e ações executadas (FAP, 2015); o SIGMA-ABAST e o Sistema Integrado de Apoio à Gestão da FA – Módulo de Gestão de Material (SIAGFA-GESTMAT).

O SIGMA-ABAST é utilizado na gestão do material aeronáutico (Moreira, 2016) reunindo opiniões díspares acerca do seu funcionamento. Por um lado, é entendido como sendo um software antigo que fornece informação pouco fiável pelo facto de não ser atualizado. Por outro lado, há quem defenda que a informação que dele se extrai é suficiente e de manuseio mais intuitivo que a do SIGDN.

O SIAGFA-GESTMAT, também utilizado na gestão do material aeronáutico, possui uma melhor interface visual e a particularidade de permitir controlar a quantidade e a localização dos stocks (Moreira, 2018).

A FA, ciente da obsolescência técnica e funcional dos SI que providenciam suporte à gestão do material de aplicação em aeronaves, e a necessidade de uniformizar processos, garantir a coerência, integridade e unicidade de dados e minimizar o erro, determinou a criação de um GT para a Consolidação do Módulo Logístico do SIGDN na FA (FAP, 2017a).

Em relação aos vencimentos, estes são geridos atualmente no SIPAV.

4.4 Análise Crítica e Diagnóstico do Sistema

Na legislação e doutrina associadas à FA está presente a preocupação com o acompanhamento do ciclo de vida dos SA e, tendo em consideração as entrevistas realizadas, revela-se uma metodologia com grande potencial como ferramenta de apoio à decisão. Foram identificadas três áreas relevantes de análise tendentes à implementação do *Life Cycle Costing* na FA: adaptação organizacional, recolha e processamento da informação e sistemas de informação. Estas são analisadas nos subcapítulos seguintes.

Nas tabelas I e II encontram-se dois quadros-resumo que expõem o diagnóstico em causa, seguido das propostas de melhoria bem como a informação residente em cada SI.

Tabela I – Quadro-Resumo da Aplicação do Life Cycle Costing

Área	Problema	Solução
Adaptação Organizacional	Não existe um órgão CIPT nem a atribuição das funções inerentes a este, a outro já existente	Criação da figura CIPT ou Atribuição dessas responsabilidades a outro órgão já existente
	Não há o acompanhamento/ monitorização dos custos do ciclo de vida	Realização do acompanhamento dos custos de ciclo de vida para cada frota
	O CERD não é atualizado de forma sistemática/ programada	Definição dos momentos de atualização do CERD
	Dificuldade em conjugar conceitos/conhecimentos na discussão da gestão do ciclo de vida dos SA	Elaboração de um manual sobre Life Cycle Costing/Management que incorporasse uma parte conceptual, permitindo uma clarificação de conceitos
Recolha e Processamento da Informação	Ausência de bases de dados históricas dos custos que concorrem para o LCC dos SA	Definição dos custos que concorrem para o LCC (custos diretos + custos indiretos variáveis) Implementação da NCP 27 do SNC-AP (subsistema de Contabilidade de Gestão)
	Recolha de dados acarreta um grande esforço e intervenção de várias pessoas	Criação de um processo para que a base de dados fosse alimentada automaticamente
	Maior ênfase no custo de aquisição em detrimento da sustentabilidade	Formação de uma área de fiabilidade robusta dedicada ao acompanhamento de índices de fiabilidade
Sistemas de Informação	PLUSMGM com informação que não se encontra refletida no SIGDN	Implementação da NCP 5 do SNC-AP
	SIGMA-ABAST já não cumpre na plenitude a função de gestão do material aeronáutico	Migração do SIGMA-ABAST e do SIAFA-GESTMAT para o SIGDN
	Vencimentos são geridos no SIPAV	Migração do SIPAV para o SIG-RH

Tabela II - Diagrama dos Sistemas de Informação

Sistema de Informação	Conteúdo
SIGDN	SI onde se encontra a informação financeira
SIGMA-ABAST	SI utilizado na gestão do material aeronáutico
SIAGFA-GESTMAT	SI utilizado na gestão do material aeronáutico, com melhor interface
SIGNET	Permite o registo dos consumos de combustível na UB. Possui ligação ao SIGDN
SIPAV	SI onde são geridos os vencimentos
PLUSMGM	SI que possibilita o registo dos consumos de potencial de cada componente da aeronave. É a ferramenta primária de gestão da manutenção
SIGOP	SI onde se encontra o número de horas de voo

5. UMA APLICAÇÃO EMPÍRICA: O SISTEMA DE ARMAS F-16

5.1 Caracterização do Sistema de Armas e da Amostra

O F-16 MLU, operado atualmente na FA em duas Unidades-Base (UB) distintas, UB 201 Falcões e UB 301 Jaguars, surgiu da necessidade da FA estar equipada com um meio aéreo de combate com capacidade para assegurar a Defesa Aérea Nacional e contribuir efetivamente para o esforço de segurança cooperativo no seio da OTAN (Mais Alto, 2014).

Para a análise em causa, definiu-se como SOL a frota F-16, não diferenciando se esta diz respeito a aeronaves F-16 OCU ou F-16 MLU.

5.2 Dados de Engenharia

O SA F-16 experimenta conceitos de manutenção com base em calendário e manutenção por potencial de horas de voo/ciclos.

O primeiro diz respeito às manutenções que a aeronave realiza mesmo que não tenha efetuado qualquer tipo de missão ao nível de componentes específicos, como a cadeira de ejeção.

Por sua vez, o segundo trata das manutenções que são efetuadas ao fim de determinadas horas de voo, sendo neste caso de 300 em 300 horas de voo. Esta é a mais predominante no SA F-16.

Em relação aos níveis de manutenção, estes são três: nível *depot*, nível intermédio e nível organizacional.

5.3 Análise Gráfica e de Correlações

Dada a evolução das metodologias de recolha de dados, e de acordo com a premissa de que só se pode comparar o que é comparável, numa tentativa de preservar os mesmos critérios, optou-se por considerar inicialmente o horizonte temporal de 2009-2017.



Figura 3 - Análise dos Custos 2009-2017.

Fonte: Elaboração própria

5.3.1 Material Consumido na Unidade

Analisando a figuras 3, em relação ao Material Consumido na Unidade (MCU) em ações de manutenção de aeronaves assiste-se a um aumento em 2009 e 2013 e nos anos intermédios os valores mantiveram um nível constante.

Sugere-se, assim, a existência de um ciclo de MCU, que tendencialmente é pago de 4 em 4 anos e consumido nos anos intermédios.

Uma vez que se trata de uma variável com custos autoregressivos, ao correlacioná-la com outras variáveis de perfil oposto (como o número de aeronaves atribuídas, disponíveis e prontas), obtiveram-se correlações não significativas e/ou negativas.

5.3.2 Reparações e Revisões

As Reparações e Revisões, consistem, de forma simplista, em custos incorridos com a prestação desses serviços à FA, fora da UB pelo fabricante ou por entidades certificadas por este. Por o Número de Horas

de Voo (NHV) ser o fator preponderante da realização das manutenções, há interesse em correlacionar este custo com o NHV.

Primeiramente verificou-se que existia uma correlação não significativa entre o custo de Reparações Revisões e o NHV. Esse facto pode sugerir a existência de um *lag* temporal entre as variáveis, ou seja, a não existência de contemporaneidade entre os dados de atividade e os custos. Comprovou-se a existência de um *lag* temporal de 1 ano na medida em que o coeficiente de correlação passa a deter significância estatística. Assim, o aumento das horas e voo num ano apenas tem reflexo no custo das Reparações e Revisões do ano seguinte, existindo assim um comportamento *lagged* da variável NHV.

Para além disso, à semelhança da variável MCU, uma possível justificação para o facto de os coeficientes de correlação entre a variável Reparações e Revisões e as variáveis número de aeronaves disponíveis e prontas serem negativos emerge do facto de estes custos também poderem estar associados a um ciclo. Com base na figura 3 é possível visualizar-se que aumentam no ano seguinte ao aumento do MCU, ou seja, o MCU aumentou em 2009 e 2013 e os valores das Reparações e Revisões em 2010 e 2014/2015.

5.3.3 Combustíveis e Lubrificantes

Em relação à variável combustíveis e lubrificantes (POL), aferiu-se que o coeficiente de correlação entre POL e NHV não possuía nível de significância estatística. Tal não faria sentido economicamente, dado que um aumento das horas de voo deverá estar associado a um aumento da quantidade de combustível consumido.

Questionou-se a Direção de Abastecimento e Transportes (DAT) acerca de tais valores e conclui-se que para esta análise haveria a necessidade de separar o combustível consumido em Território Nacional, do consumido fora do Território Nacional, dado que este último é muitas vezes pago em anos posteriores ao consumo, havendo assim um desfasamento entre consumo e custo.

Da correlação entre o NHV executadas em Território Nacional e a Quantidade de litros consumidos, resulta um coeficiente de correlação alto positivo, o que corresponde ao esperado.

5.3.4 Custos com Pessoal da Manutenção e Pessoal Operacional

Estas variáveis são consideradas como custos de estrutura relativamente fixos. As suas dotações têm sofrido variações como resultado da alteração dos pressupostos seguidos.

Para além do referido, os pressupostos subjacentes ao cálculo destes custos para anos anteriores a 2015 não foram fornecidos pelo que, no âmbito deste trabalho, também não foram considerados. Para os anos 2016 e 2017 foram calculadas as correlações entre os valores das Remunerações com o Pessoal Operacional (POR) e Remunerações com o Pessoal de Manutenção (PMR) e o número de efetivos correspondente. As correlações referidas são perfeitas pelo que, quando uma variável aumenta a outra aumenta em média num valor proporcional (Pestana & Gageiro, 2005).

5.4 Regras Empíricas

Por regras empíricas considera-se o cálculo de rácios para os horizontes temporais considerados anteriormente. Na tabela III foram expostos os valores máximos, mínimos, a média e o erro desvio para cada variável.

Tabela III – Estatística Descritiva

	N	Mínimo	Máximo	Média	Erro Desvio
Combustível TN	6	5217884,39	8920109,25	6996716,2933	1298303,47015
MCU	9	2501666,83	5454230,00	3773920,6944	1068972,43058
Reparações e Revisões	9	3234938,47	9338934,47	6390806,4456	1959513,19754
Simulador	9	,00	926566,68	154072,2989	294355,25379
POR	2	1227543,06	1260037,00	1243790,0300	22976,68532
PMR	2	7888764,44	9405003,00	8646883,7200	1072142,56767
NHV	9	2694,25	4761,42	3734,6567	577,61902
Nº aeronaves atribuídas	9	30,00	45,00	33,3333	6,61438
Nº aeronaves disponíveis	9	11,64	23,40	17,8222	4,08712
Nº aeronaves prontas	9	7,96	15,49	11,3867	2,77834
Nº Ações de Man. Programada	9	5422,00	12046,00	9201,1111	1995,93277
Horas Man. Programada	9	114781,17	223275,77	172651,3778	41031,16695
Nº ações Man. Inopinada	9	2682,00	8010,00	5608,7778	1758,35369
Horas Man. Inopinada	9	101774,93	138659,50	112710,5852	12463,78315
Nº Ações Man. Linha da Frente	9	1247,00	13667,00	7792,3333	3742,35384
Horas Man Linha da Frente	9	42816,50	75047,40	58165,5074	12345,77168
Nº total de avarias	9	889,00	1835,00	1461,5556	306,77643
N válido (de lista)	2				

Pode destacar-se que perante o número médio de 33,3333 aeronaves atribuídas, apenas 34,16% (11,3867) se encontram em estado de prontidão.

De seguida calcularam-se os custos unitários médios. Pode-se constatar, entre outras evidências, que em termos médios anuais, cada unidade pronta tem um consumo de combustível de 614.463,92€, um consumo de material para ações de manutenção de 331.433,32€ e um custo de reparação de 561.253,49€.

Tabela IV – Custos unitários médios

Variáveis	NHV	Nº Aeronaves Atribuídas	Nº Aeronaves Prontas	Horas Man. Programada	Horas Man. Inopinada
Valores médios	3734,6567	33,3333	11,3867	172651,3778	112710,5852
Combustível TN	6996716,2933	1 873,46 €	209 901,70 €	614 463,92 €	-
MCU	3773920,694	1 010,51 €	113 217,73 €	331 432,35 €	21,86 €
Reparações e Revisões	6390806,446	1 711,22 €	191 724,39 €	561 251,85 €	37,02 €
POR	1243790,03	333,04 €	37 313,74 €	109 231,83 €	-
PMR	8646883,72	2 315,31 €	259 406,77 €	759 384,52 €	-

Finalmente, a utilização desta informação, recolhida e analisada utilizando metodologias quantitativas, balizadas nos dados de engenharia do SOI, pressupõe uma caracterização da evolução do custo (de aquisição e de operação). Daqui deveria resultar uma estimativa da relação entre os custos de aquisição e de operação do SOI. Tal estimativa carece de recolha continuada de informação, por forma a garantir a robustez dos dados apresentados.

6. CONCLUSÕES

No contexto atual são cada vez mais conhecidas as potencialidades das metodologias de cálculo de custos do ciclo de vida dos SOI (Navarro-Galera et al., 2011) e o recurso a estas é cada vez mais preferido no momento prévio a uma tomada de decisão de aquisição. Certo é que, tendencialmente, o acompanhamento destes custos não é realizado de forma sistemática e consistente (OTAN, 2012).

A metodologia *Life Cycle Costing*, abordada neste trabalho, consubstancia-se na soma dos custos diretos e indiretos variáveis. Permite selecionar entre alternativas concorrentes a que acarreta menor consumo acumulado de recursos ao longo da sua vida útil, independentemente de ser ou não a que apresenta menor custo de aquisição (OTAN, 2012; Smit, 2009, 2012; Woodward, 1997). Ao proporcionar uma visão de longo prazo, apoia a avaliação da sustentabilidade financeira de programas e na alocação de orçamento (Sokri, 2014) ao destacar que financiamento é necessário num determinado momento (GAO, 2009).

Este trabalho de projeto prende-se com o estudo de como esta metodologia poderia ser adotada no seio da Força Aérea Portuguesa. Foram primeiramente identificadas as questões que impedem a efetiva implementação do *Life Cycle Costing* na Força Aérea Portuguesa e foram propostas soluções para as mesmas tendo como ponto de partida a conceptualização prescrita pela OTAN.

Ciente das dificuldades que seriam encontradas, foi ainda realizada uma primeira abordagem de aplicação empírica da metodologia ao Sistema de Armas F-16 com recurso a métodos empíricos (regras empíricas e opinião de especialistas) e de cálculo/ previsão (análise gráfica e de correlações), tendo como base dados recolhidos desde 2009 a 2017.

Pelo estudo realizado pôde concluir-se que a Força Aérea Portuguesa, com base na sua doutrina, procedimentos desenvolvidos e estrutura organizacional, se depara com alguns desafios para que seja possível uma aplicação sustentada e consistente desta metodologia. Tal evidência foi provada pela identificação de três áreas relevantes de análise: adaptação organizacional, recolha e processamento da informação e sistemas de informação.

No que diz respeito ao caso prático realizado, apesar das limitações e dificuldades encontradas, este permitiu reconhecer o que já era expectável pelo diagnóstico e análise crítica. Os FC recolhidos insuficientes, associados aos progressivos melhoramentos do modo de recolha destes, originou um quadro temporal curto para a análise prospetivada.

No entanto, foi possível avaliar os Fatores de Custo recolhidos e, em particular, detetar o comportamento autoregressivo das variáveis Reparações e Revisões e Material Consumido na Unidade bem como inferir pistas futuras de investigação.

A serem seguidas as soluções propostas, certamente nos anos vindouros aplicações empíricas mais robustas desta metodologia serão possíveis.

Em relação às limitações deste trabalho, no que concerne à aplicação empírica, e tendo em conta as dificuldades à aplicação do *Life Cycle Costing* supracitadas, esta foi de facto limitada.

A recolha dos dados é o passo fulcral e revelou-se um processo extremamente complexo, marcado pela ausência de uma metodologia estruturada na Organização bem como pela falta de experiência da mesma nesta área.

O cruzamento de dados para a realização do caso prático não foi possível, na maioria dos casos, devido à existência de fontes documentais diferentes com valores díspares, o que levou à desconsideração de muita informação.

Para além disso a informação encontrava-se dispersa e esta foi alvo de progressivas melhorias ao longo dos anos à custa de aprimoramentos na forma de recolha dos dados e da própria tipologia de dados reunidos.

No seguimento do enunciado, outra limitação desta análise reside no facto do estudo apenas contemplar informação dos anos 2009-2017 para a variáveis MCU e Reparações e Revisões, 2016-2017 para POR e PMR e o combustível para 2012-2017, o que torna este caso prático pouco robusto, servindo essencialmente como exemplo de aplicação da metodologia.

Como propostas de investigação futuras, uma vez que os restantes Ramos das Forças Armadas também ratificaram o STANAG 4728, poderia revelar-se útil averiguar se estes se deparam com as mesmas dificuldades encontradas na FA e apurar como lidam com esses impedimentos.

Este estudo deveria ser novamente realizado a médio-longo prazo. Primeiramente, para analisar se a FA já se encontra efetivamente a aplicar o *Life Cycle Costing* ou outra metodologia de análise dos custos de ciclo de vida dos SOI e, em segundo lugar, por se perspetivar que já haja uma maior base de dados de iguais pressupostos para uma análise mais robusta. Com uma maior base de dados, análises através de regressões e de modelos ARIMA seriam possíveis, permitindo a perspetivação do futuro e, por exemplo, a aferição do momento ótimo para o *phase-out* das frotas.

Por fim, à semelhança do já efetuado para o CHV, dever-se-ia apresentar discriminadamente e por etapas a forma de obter cada FC para o cálculo do $CHV_{\text{Ciclo de Vida}}$, $CHV_{\text{Organizacional}}$ e CHV_{RE} , de modo a manter a continuidade de pressupostos. Às Entidades Primeiramente Responsáveis pela recolha de cada FC caberia cumprir o atrás descrito e, caso a forma de o efetuar se alterasse, teria de ser elaborado um novo documento a dar essa indicação, de modo a que, mais uma vez, fosse mantida a unicidade de critérios.

Resta-me assim esperar que a Organização, com arte e engenho, procure abordar mais aprofundadamente esta temática, pois sem esse impulso esta não terá hipótese de vingar.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1.] Duarte, A. et al. (2015). *Documento de Apoio Referencial de Educação para a Segurança, a Defesa e a Paz: As Forças Armadas e as Forças e Serviços de Segurança*. Ministério da Educação e Ciência.
- [2.] Emblemsvag, J. (2003) *Life-Cycle Costing - Using Activity-Based Costing and Monte Carlo Methods to Manage Future Costs and Risks*. New Jersey: Wiley.
- [3.] Ferreira, P. T. (2013). *Política Externa e Defesa Nacional: Razões de Estado*. Working Paper 13/27. Disponível em: www.contraditorio.pt
- [4.] GAO (2009). *GAO Cost Estimating and Assessment Guide*. US Government Accountability Office. Disponível em: <http://www.gao.gov/new.items/d093sp.pdf>.
- [5.] Gary, J. et al. (2014) *Investigation into the Ratio of Operating and Support Costs to Life-Cycle Costs for DoD Weapon Systems*. *Defense Acquisition Research Journal*. Disponível em: <http://www.dau.mil>.
- [6.] Griffiths, A. (2011). *Life Cycle Cost Forecasting for International Defence Programmes*. Presented in: *ACostE Conference 2011*.
- [7.] Haro, F. et al. (2016). *Investigação em Ciências Sociais: Guia Prático do Estudante*. Pactor - Edições de Ciências Sociais, Forenses e da Educação, 92.
- [8.] ISO/IEC/IEEE (2015). *Systems and software engineering - System life cycle processes*. 1ª Ed. International Standard, 1-118.

- [9.] Mais Alto (2014). F-16 Um programa de sucesso. *Mais Alto*, n.º 407 – jan/fev 2014, 4-8.
- [10.] Martins, S. A. C. (2015). Custo de manter uma capacidade Versus o custo da sua reedificação. Lisboa: Instituto de Estudos Superiores Militares.
- [11.] Moreira, C. (2016). Custos da Gestão da Qualidade na Manutenção e Sustentação dos Sistemas de Armas da Força Aérea. Lisboa: Instituto Universitário Militar.
- [12.] Moreira, C. (2018). Sistemas de Informação da Aérea Logística [Entrevista]. Alfragide (23 de agosto de 2018).
- [13.] Navarro-Galera, A. et al. (2014). Factors influencing the modernization of military- investment economic appraisal systems. *Defence and Peace Economics*. Routledge 25(6), 577–604.
- [14.] Navarro-Galera, A., Ortúzar-Maturana, R. I. & Muñoz-Leiva, F. (2011). The Application of Life Cycle Costing in Evaluating Military Investments: An Empirical Study at an International Scale. *Defence and Peace Economics* 22(5), 509–543.
- [15.] OTAN (2003). Cost Structure and Life Cycle Cost for Military Systems SAS-028. França: Reserch and Technology Organisation Publication.
- [16.] OTAN (2007a). Methods and Models for Life Cycle Costing SAS-054. França: Reserch and Technology Organisation Publication.
- [17.] OTAN (2009). Code of Practice for Life Cycle Costing SAS-069. Reserch and Technology Organisation Publication.
- [18.] OTAN (2012). NATO Independent Cost Estimating and the Role of Life Cycle Cost Analysis in Managing the Defence Enterprise SAS-076. França: Reserch and Technology Organisation Publication.
- [19.] OTAN (2013). NATO System Life Cycle Processes AAP-48. Ed. B. França: NATO Agency for Standartization.
- [20.] OTAN (2015) NATO Programme Management Framewok - NATO Life Cycle Model. Ed. C. França: NATO Agency for Standartization.
- [21.] OTAN (2018a). Nato Guidance on Life Cycle Costs ALCCP-01. Ed. B. NATO Agency for Standartization.
- [22.] OTAN (2018b). Nato Guidance on Life Cycle Costs STANREC 4755. Alemanha: NATO Standardization Office.
- [23.] OTAN (2018c). Directive for the Production, Maintenance and Management of NATO Standardization Documents AAP-03. Ed. K. NATO Standardization Office.
- [24.] Pestana, M. H. & Gageiro, J. N. (2005). *Análise de Dados para Ciências Sociais*. 4ª Ed. Liboa: Edições Sílabo, Lda.
- [25.] Pinto, M. F. M. (2015). A Gestão do Ciclo de Vida de Um Sistema de Armas da FA: Definição de um modelo de gestão Lisboa: Instituto de Estudos Superiores Militares.
- [26.] Silva, N. (2010). A relevância do papel de Portugal em Organizações Internacionais. *Revista Militar*, 1–13.
- [27.] Smit, M. (2009). *NATO Initiatives to Improve Life Cycle Costing*, RTO-MP-SAS-080.
- [28.] Smit, M. C. (2012). A North Atlantic Treaty Organisation Framework for Life Cycle Costing. *International Journal of Computer Integrated Manufacturing* 25(5), 444–456.
- [29.] Sokri, A. (2014). Life Cycle Costing of Military Equipment, *International Conference of Control, Dynamic Systems, and Robotics* (45), 1–9.
- [30.] Woodward, D. G. (1997). Life Cycle Costing—Theory, information acquisition and application. *International Journal of Project Management* 15(6), 335–344.
- [31.] Yin, R. K. (2011). *Qualitative Research from Start to Finish*. New York: The Guilford Press.

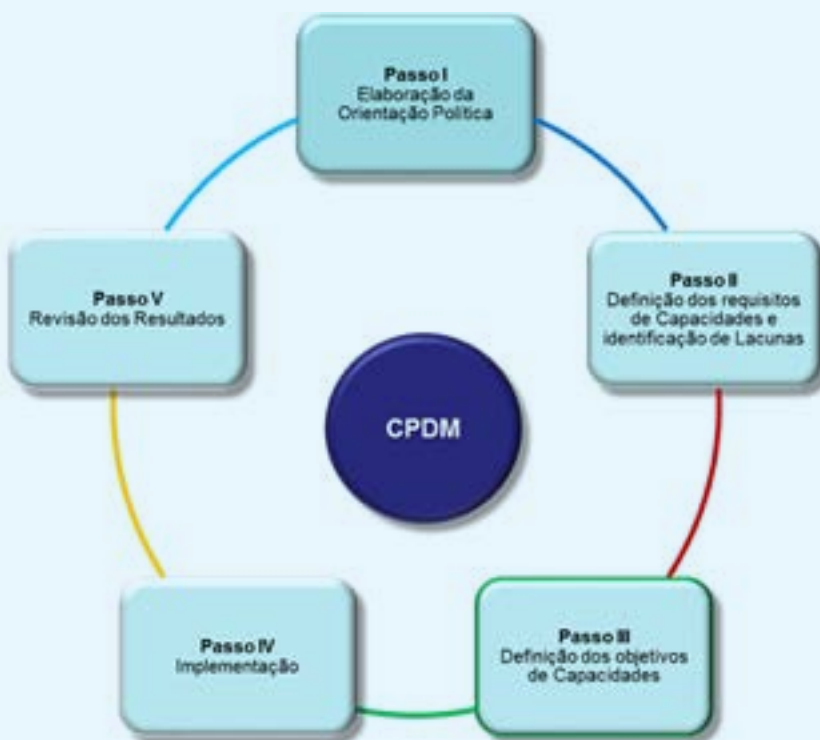
Diplomas Legais

1. Governo de Portugal, 2005: Constituição da República Portuguesa (CRP), Lei Constitucional n.º 1/2005, de 12 de agosto.
2. Governo de Portugal, 2013: Conceito Estratégico de Defesa Nacional (CEDN), Diário da República, 1ª série, n.º 67, 5 de abril.
3. Governo de Portugal, 2014: Decreto-Lei n.º 187/2014 – Diário da República n.º 250/2014, série I de 29-12-2014 aprova a Lei Orgânica da Força Aérea (LOFA).
4. Governo de Portugal, 2014: Lei Orgânica do Ministério da Defesa Nacional (LOMDN), Decreto-Lei n.º 183/2014, de 29 de dezembro.

Manuais

1. FAP, 2015: Manual de Operação da Manutenção do Sistema de Armas F-16, MBA5 503-3, setembro de 2015.
2. FAP, 2017a: Despacho n.º 32/2017, de 30 de maio – Chefe de Estado Maior da Força Aérea.
3. FAP, 2017c: Plano Anual de Atividade (PAA), de 24 de fevereiro.

Fatores Condicionantes do Planeamento por Capacidades Militares e Impacto na Programação do Investimento da Força Aérea Portuguesa



Autor: Daniela Costa, Alferes Aluna do Mestrado Integrado em Aeronáutica Militar
na especialidade de Administração Aeronáutica
Academia da Força Aérea, Sintra

Orientador: Professor Doutor Alcino Tiago Cruz Gonçalves
Instituto Superior de Economia e Gestão, Lisboa

Coorientador: Guilherme dos Santos Lobão, Major-General de Administração Aeronáutica
Estado-Maior da Força Aérea, Alfragide

Resumo: Este estudo pretende identificar os fatores que condicionam o Planeamento Baseado em Capacidades militares, com influência na programação dos investimentos da Força Aérea Portuguesa, bem como os fatores que afetam a eficiência dos processos internos. Com este objetivo foram recolhidos dados por triangulação, sendo a amostra constituída por 18 entrevistados, militares e ex-militares.

Os resultados sugerem algumas deficiências na pragmatização do PBC que resultam do efeito sinérgico entre fatores estruturais, conjunturais, doutrinários, falhas em ferramentas e metodologias, indicando que o modelo implementado terá de evoluir para configurar um PBC como definido conceitualmente. As disfuncionalidades e/ou insuficiências em metodologias e ferramentas tendem a gerar soluções *ad hoc* e a distorcer a racionalidade do planeamento. Os dados também apontam para a inexistência de um efetivo mecanismo de avaliação que não tem possibilitado incorporar as lições aprendidas.

Outras questões identificadas foram a coexistência de sistemas de gestão e a excessiva rotação dos Recursos Humanos que colocam limitações ao acesso de Recursos de Informação. O estudo permite, ainda, aferir restrições persistentes em Recursos Materiais e Recursos Financeiros, evidenciando uma programação do investimento de curto prazo, num quadro de marcada restrição de recursos.

A análise aos processos da FAP indica que a prestação de contas tem sido influenciada por uma utilização insuficiente da plataforma de gestão de projetos, parcialmente afetada pelo reduzido número de efetivos e escassa formação e por apoiar as atividades num modelo de organização do trabalho que fragmenta a informação.

Palavras-chave: Capacidades Militares, Planeamento Baseado em Capacidades, Lei de Programação Militar, Planeamento Estratégico Militar.

1. INTRODUÇÃO

O plano de investimentos das Forças Armadas (FA) resulta dum processo de Planeamento Baseado em Capacidades (PBC) militares que é concretizado através da Lei de Programação Militar (LPM). A LPM é, por conseguinte, o instrumento mais significativo para a modernização e reequipamento das FA e tem impacto direto na operacionalização do Sistema de Forças (SF) (Capucho, 2011).

Desde 1987 que a execução das sucessivas LPM não decorre como planeado, verificando-se um incumprimento continuado nas suas vertentes financeira e material (TC, 2017).

Numa análise sobre os últimos oito anos, observa-se que a taxa de execução média se aproxima dos 84%, com comportamento cíclico nesse intervalo e heterogéneo entre as entidades, destacando os 57,7% em 2016 para a Força Aérea Portuguesa (FAP). Também se constata que, dos programas em curso à data de 2017, 6% já tinham ultrapassado o planeamento inicial e 20% decorriam com atrasos, embora suscetíveis de recuperação (DGRDN, 2017).

A par destas evidências, a indefinição prévia de indicadores de economia, eficácia e eficiência, não tem permitido uma análise alicerçada das consequências do supradito incumprimento, quer ao nível da edificação das capacidades planeadas, quer para a concretização das Missões das Forças Armadas (MIFA) (TC, 2017).

Ao nível da FAP, das auditorias realizadas pelo Tribunal de Contas (TC) aos projetos inscritos na LPM, sobressaem falhas desde os processos de planeamento, execução, acompanhamento, controlo, avaliação e reporte, que são reiteradas há mais de uma década (TC, 2006b; TC, 2009; TC, 2012b; TC, 2017). Pelos montantes abrangidos, assim como pela importância estratégica que os investimentos financiados pela

LPM assumem, apresenta-se a relevância em analisar transversalmente esses processos, com o intuito de identificar eventuais deficiências e propor soluções que apórtem eficiência e transparência à execução material e financeira do investimento programado.

Neste contexto, a presente investigação tem como objetivos: analisar o modelo de PBC implementado nas FA portuguesas, em estreita relação com a FAP; identificar eventuais ineficiências no seu emprego, com impacto na programação do investimento; e identificar as causas subjacentes aos problemas apontados pelo TC na prestação de contas efetuada pela FAP. Do exposto emerge a questão central de investigação: quais os fatores condicionantes do planeamento por capacidades que têm impacto sobre a programação do investimento da LPM e quais fatores, conexos com os investimentos da FAP, afetam os processos internos e a prestação de contas.

2. REVISÃO DA LITERATURA E DESENVOLVIMENTO DE PROPOSIÇÕES

2.1. O Processo de Planeamento Baseado em Capacidades Militares

A metodologia de PBC surge com o fim da Guerra Fria como alternativa ao planeamento focado numa ameaça específica, para centrar a resposta na forma como o potencial adversário poderá agir (Davis et al., 1998). Esta transição de paradigma permitiu adotar um processo abrangente para responder a uma variedade de desafios, mais flexível para lidar com a incerteza das ameaças e, por conseguinte, melhor adaptado a um ambiente de segurança mutável e imprevisível. Uma definição para esta metodologia amplamente aceite foi formulada por Davis (2002, p. xi): *“(...) is planning, under uncertainty, to provide capabilities suitable for a wide range of modern-day challenges and circumstances while working within an economic framework that necessitates choice.”*.

O PBC decorre num processo sistemático, de abordagem *top-down* (NATO, 2003), que tem como último objetivo criar um sistema de defesa que concretize as capacidades desejadas (Mata, 2013). Genericamente, inicia-se com a identificação dos objetivos a atingir, que podem ser operacionalizados em missões que esse sistema deve realizar (*output*) (Rodrigues, 2015b). Termina com a identificação dos vetores a melhorar (*input*), o que pressupõe uma análise para identificar as lacunas, ou redundâncias, do sistema atual face ao planeado e a escolha de soluções (Rodrigues, 2015b; NATO, 2018).

2.1.1. Definição de Capacidades Militares

Inicialmente, o conceito de capacidade militar identificava uma plataforma específica, cingindo-se aos recursos materiais (Martins, 2015). Posteriormente, evoluiu para uma definição em sistema, que incorpora outros elementos interrelacionados e necessários para cumprir uma certa tarefa (Fitzsimmons, 2007). Nesta perspetiva, a capacidade depende dos recursos disponíveis e da habilidade para os usar, sendo demonstrativa do poder militar de um Estado por via da coerção e dissuasão (Edmunds, 2006). Mais especificamente, é entendida como uma aptidão para atingir um efeito operacional desejado, num ambiente selecionado e de manter esse efeito por um período de tempo (Tagarev, 2009; Anteroine, 2013). Neste propósito, uma capacidade traduz o que as FA precisam de executar para cumprirem a missão, daí que a sua eleição deve resultar dum processo que identifica requisitos para resolver as lacunas nas capacidades existentes (NATO, 2018).

Em Portugal, adotou-se a definição da Organização do Tratado do Atlântico Norte (NATO), na qual uma capacidade corresponde a um conjunto de elementos devidamente articulados e que se complementam para realizar um conjunto de tarefas operacionais, ou para atingir um efeito necessário, sendo eles a Doutrina, Organização, Treino, Material, Liderança, Pessoal, Infraestruturas e

Interoperabilidade (DOTMLPII). Cada capacidade deve contribuir para alcançar um objetivo estratégico, operacional ou tático e só estará edificada se garantidos os RM, RF e os Recursos Humanos (RH) (MDN, 2014a).

2.1.2. Evidência Empírica Internacional

Da revisão da literatura constata-se que o PBC tem sido amplamente adotado, não só no contexto militar, mas também no setor empresarial civil (Walker, 2005). Além disso, tem sido difundida a sua aplicação no planeamento de defesa coletiva, no âmbito das organizações internacionais, das quais se destaca o Programa de Cooperação Técnica, a NATO e a União Europeia (EU), o que tem conduzido os países membros a seguirem a metodologia (EDA, 2017).

Apesar da teoria em torno do modelo seguir trâmites semelhantes, a maioria dos países e organizações adequam o modelo à sua realidade. Aldea et al. (2015) refere que há pouca investigação a fundamentar a escolha da arquitetura dos modelos de PBC, assim como para garantir a sua monitorização. Outros autores reiteram a necessidade de avaliar a implementação do PBC (Strube & Loren, 2011; Borsboom et al., 2017).

Cochrane (2011) discorda da importância atribuída à teorização do PBC, concluindo que nos EUA os modelos teóricos não têm sido aplicados na prática. O rigor exigido no processo tem sido contrariado por decisões subjetivas no estabelecimento de prioridades e na resolução de lacunas. Brimley & Acharre (2014) são mais radicais ao oporem-se ao modelo adotado nos EUA, argumentando que este preserva uma sobreposição estrutural, com duplicação de capacidades e recursos, motivada pela desagregação das forças em Ramos. Colom (2017), ao analisar a aplicação do PBC em Espanha, entre 2005 e 2016, também concluiu que a aplicação do modelo foi mais retórica que real, porquanto a gestão da defesa continua sustentada em práticas tradicionais e burocráticas, motivadas por uma insuficiente doutrina conceptual; inconsistência processual por falta de metodologias, métricas de análise e indicadores para avaliar o seu progresso; e falta de integração das lições aprendidas que, em conjunto, conduziram a programas de modernização insustentáveis. Na mesma linha, numa auditoria ao *NATO Defence Planning Process* (NDPP), Borsboom et al. (2017) também argumentam a complexidade e burocracia do processo como resultado do número de etapas para aprovação de decisões; falta de delegação de responsabilidades que assegurem a concretização de todas as fases; sobreposição de tarefas; e inacessibilidade a informações oficiais pelos intervenientes.

2.1.3. Evidência Empírica em Portugal

Segundo Rodrigues (2015b, p. 18) não são conhecidos estudos que analisem a metodologia de planeamento que melhor se adapta à realidade portuguesa, nem sobre o modelo de FA a seguir. Na sua análise, o autor conclui que as reestruturações implementadas não permitiram progredir na “especificação dos objetivos” a garantir pelas FA, pois os planos apresentados limitam-se a compilar as suas necessidades individuais. Com efeito, não é evidente uma linha condutora do planeamento, o que não acautela o desenvolvimento de programas de contributo e interligação dúbios.

Na mesma lógica, também não há estudos que analisem como adaptar os conceitos originários da NATO e dos EUA à ideologia de planeamento nacional, nos quais se incluem os elementos DOTMLPII (Rodrigues, 2015b). Neste contexto, Madeira (2008) já tinha alertado para o facto da estrutura da Defesa Nacional (DN) não dispor dessas aéreas funcionais, sendo este um ponto sensível na coordenação entre os Ramos.

Em paralelo, a estrutura política não tem esclarecido qual a conceção a seguir (Rodrigues, 2015b; TC, 2017), consequentemente, os Ramos instituem a sua própria filosofia no planeamento (Martins, 2015; Rodrigues, 2015b). Sobre o assunto, Mata (2013) detetou que, quando confrontadas as capacidades elencadas no Conceito Estratégico de Defesa Nacional (CEDN), com as inscritas na LPM, transparece uma falta de sintonia entre a orientação estratégica e a sua materialização.

Por outro lado, o modelo de financiamento adotado não tem garantido a sustentabilidade financeira dos investimentos programados, o que é comprovado pelo adiamento e cancelamento de alguns programas (Mata, 2013). As verbas atribuídas para o investimento têm sido insuficientes e os défices de meios operacionais poderão comprometer o cumprimento das MIFA (Tendeiro, 2017), seja por insuficiências relacionadas com o equipamento militar ou com o treino operacional. Parte das verbas atribuídas à LPM têm contribuído para alguns projetos de infraestruturas, em alternativa à Lei de Infraestruturas Militares (Lobão et al., 2017), ao que acresce transferências de dotações a aplicar em Preparação, Operação e Treino de Forças, por insuficiência do orçamento de funcionamento (Mata, 2013; Martins, 2015).

De acordo com a revisão da literatura, formulam-se as seguintes Proposições (P) sobre o PBC:

P1a: Modelos de PBC complexos, que envolvem diversos níveis de decisão, tendem a gerar processos burocráticos.

P1b: Modelos de PBC complexos, que envolvem diversas entidades, tendem a estimular uma departamentalização.

P2: Modelos de PBC desajustados e indevidamente especificados tendem a originar soluções *ad hoc*.

P3: Modelos de PBC com insuficiente consolidação conceptual e/ou doutrinária, tendem a afetar negativamente a integração do planeamento.

P4: Modelos de avaliação do PBC desadequados tendem a limitar a incorporação de lições aprendidas para melhorar o sistema.

P5: Modelos de PBC com ferramentas de informação inadequadas tendem a afetar negativamente a gestão de informação.

2.2. O Modelo de Planeamento por Capacidades Adotado em Portugal

As novas exigências à contribuição portuguesa nas missões internacionais, principalmente as colocadas pela NATO e EU, associadas à necessidade de uma reforma estrutural na DN e nas FA, como resultado da crise económico-financeira e do programa de assistência implementado, conduziram à aprovação da Diretiva Ministerial Orientadora do Ciclo de Planeamento da Defesa Militar (DMOCPDM) e à revisão do anterior CEDN (Lobão et al., 2017). A mesma diretiva instituiu a sincronização do CPDN com o planeamento quadrienal da NATO e da EU, assim como a implementação de um modelo de planeamento de cinco etapas à semelhança do NDPP. Neste contexto, em 2013 foi aprovado o CEDN em vigor e, na sua sequência, foi elaborada a Diretiva Ministerial para a Reforma da Defesa Nacional e das Forças Armadas (“Defesa 2020”), sendo revistos os documentos que estruturam o planeamento da defesa militar: o Conceito Estratégico Militar (CEM); as MIFA; o SF e o Dispositivo de Forças (DIF).

Em 2014, com a aprovação dos supracitados documentos, foi elaborada a Diretiva Ministerial do Planeamento da Defesa Militar (DMPDM), que estabeleceu a orientação política para o último CPDM, referente ao quadriénio 2014-2018. Esta diretiva reúne a doutrina do planeamento da NATO e da EU,

com os princípios, objetivos, orientações e prioridades da política nacional de defesa, consagrados na Constituição da República Portuguesa, na Lei de Defesa Nacional, no Programa do Governo e no CEDN, respetivamente.

2.2. A Lei de Programação Militar

A LPM (art.º 1.º) aprova o financiamento para equipamentos de natureza estritamente militar, necessários para edificar as capacidades planeadas, com o objetivo de modernizar e operacionalizar o SF. Concetualmente, esta lei baseia-se na metodologia de PBC e estabelece as dotações orçamentais para cada capacidade, constituindo-se como uma ferramenta para o planeamento orçamental (Martins, 2015) e como instrumento de gestão e controlo do planeamento militar (MDN, 2014a).

De acordo com a Lei de Enquadramento Orçamental (LEO) (art.º 14.º e 35.º), a LPM integra o Quadro Plurianual para a Programação Orçamental, constituindo-se num instrumento plurianual, com dotações atribuídas anualmente no Orçamento de Estado (OE), sendo essencial a articulação de ambos os instrumentos para que o OE garanta os recursos previstos na LPM (Mata, 2013).

2.2.1. Problemas Identificados na Execução da LPM dos Investimentos da FAP

Numa análise aos relatórios das auditorias sobressai a recorrência na subestimação da previsão de custos dos projetos, com inscrição de dotações insuficientes, que conduzem a reforços nas subsequentes revisões da lei. Sobre esses investimentos, não tem sido garantido o reporte externo suficiente, percebido quando o TC (2017, p. 38) expressa que a execução dos projetos tem ocorrido sem a “apropriada integração nos documentos que suportam o planeamento e execução da LPM-2015” e as “fichas de subprojeto” não permitem rastrear “todas as fases”. Para mais, a FAP não tem utilizado a plataforma *Enterprise Project Management* (EPM), recorrendo a aplicações próprias que não mostram ser eficazes para acompanhar e controlar a execução da LPM, algumas das quais sem a devida atualização de dados (TC, 2017).

Também é salientada a dificuldade em obter informação completa, fiável e consistente sobre os montantes programados e pagos nos vários projetos, verificando-se divergências nas fontes de informação (TC, 2006b; TC, 2009; TC, 2012a). Adicionalmente, os RE-LPM não pormenorizam a informação financeira e material necessária para acompanhar a execução dos projetos (TC, 2006b; TC, 2017); a informação financeira não contempla uma visão plurianual (TC, 2009; TC, 2012a; TC, 2017); e não referenciam o grau de execução material, os desvios e respetivas consequências para a operacionalidade dos sistemas (TC, 2009; TC, 2012b; TC, 2017).

Pelo exposto, e tendo em conta a questão de investigação inicial, colocam-se as seguintes Questões (Q) de investigação derivadas para orientar a análise aos processos da FAP:

Q1: Que fatores poderão explicar a necessidade de reforçar o orçamento na LPM?

Q2: Que fatores poderão explicar a necessidade de efetuar alterações aos planos aprovados?

Q3: Que fatores poderão explicar a insuficiente fundamentação ao longo das várias fases?

Q4: Que fatores poderão afetar a consistência da informação?

Q5: Que fatores poderão explicar a reduzida utilização da plataforma EPM na gestão de projetos?

Q6: Que fatores poderão explicar a ausência de projeção financeira plurianual nos RE-LPM?

Q7: Que fatores poderão explicar o insuficiente reporte da execução material e a ausência de avaliação das consequências para a operacionalidade dos sistemas nos RE-LPM?

3. METODOLOGIA E AMOSTRA

3.1. Metodologia de Investigação

A investigação seguiu uma estratégia qualitativa, considerando os postulados de Bogdan & Biklen (1994), com abordagem interpretativo-construtivista. A estratégia adotada pode ser especificada num estudo de caso e a recolha de dados foi realizada por triangulação (Yin, 2015), combinando os métodos de análise documental; de observação direta participante e da entrevista semidirigida exploratória.

Foram realizadas 18 entrevistas, em duas etapas, sendo 16 dirigidas a “testemunhas privilegiadas” e 2 a “investigadores especializados” (Quivy & Champenhoudt, 2003, p.71), para as quais foram elaborados 17 guiões adaptados à segregação de funções e, no caso dos investigadores, adequados às temáticas em análise.

3.2. Dados e Amostra de Entrevistados

Os dados do estudo compreendem o período de 2014 a 2018, correspondente a um CPDM. A amostra é composta por 18 entrevistados: 14 militares; 1 ex-militar; 2 aposentados e 1 militar da marinha francesa.

4. RESULTADOS: DIAGNÓSTICO AO SISTEMA DE PLANEAMENTO IMPLEMENTADO

4.1. Execução do CPDM na FAP

4.1.1. Contexto Organizacional da FAP e suas Competências

A FAP é uma entidade com autonomia administrativa, que se integra na administração direta do Estado através do Ministério da Defesa Nacional (MDN) e participa na defesa militar como parte constituinte do SF. No planeamento de forças e na programação militar, o CEMFA é responsável por efetuar a análise, elaborar a proposta e propor as estratégias genética e estrutural da FAP.

Organicamente a DivPlan é a estrutura da FAP que elabora os planos de longo prazo; prepara o planeamento financeiro; coordena a elaboração dos requisitos dos Sistemas de Armas; e planeia e coordena a execução da LPM.

4.1.2. Instrumentos de Gestão e Indicadores de Desempenho

As atividades da FAP constam no Plano Anual de Atividades (PAA), que é complementado pela Proposta Orçamental Anual e pela Diretiva Anual de Objetivos e Indicadores de Gestão. O PAA é enquadrado pelos Plano Estratégico e Diretiva de Planeamento, ambos abrangem um sexénio, sendo o último de 2017 a 2022. Em conjunto, estes instrumentos estabelecem o ciclo anual de planeamento e orçamento da FAP. Para o período compreendido entre 2014 a 2018, os PAA definem um objetivo operacional conexo com a edificação de capacidades, ao qual é associada uma atividade para avaliar os resultados obtidos com a LPM. No entanto, o indicador de gestão fixado respeita somente ao grau de execução orçamental, o que é patente na avaliação descrita nos RAA.

4.1.3. Determinação de Requisitos de Capacidades

Em 2014, a DivPlan, em colaboração com as Divisões de Estado-Maior (DEM) e Direções Técnicas (DT), iniciou um processo para identificar as necessidades de investimento da FAP no âmbito da programação militar até 2030, que resultou num plano de investimento designado de “Horizonte 2030”. Neste plano são identificadas “medidas”, que correspondem às capacidades militares da FAP, com os respetivos requisitos quantitativos e qualitativos, organizados por prioridades.

4.1.4. Identificação, Priorização e Avaliação do Risco das Lacunas

A identificação das lacunas consiste em perspetivar as lacunas remanescentes no final do CPDM, assumindo que a LPM em vigor é executada como planeado. O objetivo é instituir planos de investimento para mitigar as lacunas críticas, a incluir na revisão da LPM, e que serão executados no ciclo seguinte. A sua priorização e a avaliação de risco emergem de um conjunto de reuniões entre os representantes das DEM, orientadas por um processo de “julgamento militar”, baseado na experiência e atividade operacional e fundamentado em “decisões intrínsecas” (Foxtrot, 2018).

4.1.5. Priorização dos Subprojetos para a Revisão da LPM

Na continuação da secção anterior, os subprojetos são agrupados em quatro cenários cumulativos de modo a delimitar os prioritários: (1) com compromissos assumidos e contratos em vigor; (2) com parecer favorável do Ministro da DN, ou em negociação, mas já inscritos no Sistema Central de Encargos Plurianuais; (3) de regeneração de potencial de aeronaves, motores e sistemas; (4) os fundamentais para as missões da FAP que, designadamente, incluem os requisitos da NATO (Foxtrot, 2018; Papa, 2018). Ficam excluídos os subprojetos que excedem o limite do quadriénio previsto na LPM (Foxtrot, 2018).

4.1.6. Especificação dos Requisitos Técnicos

Os requisitos constantes no “Horizonte 2030” (secção 4.1.3), após os programas serem inscritos na LPM, são especificados para formalizar os cadernos de encargos (Juliatt, 2018) e os “memorandos” das frotas para as Equipas de Projeto (EP) (Lima, 2018). A DivOps coordena o processo e constitui um grupo de trabalho informal que analisa os requisitos (Juliatt, 2018). Para estas atividades, não existe uma metodologia definida, parte-se do debate do conhecimento operacional, das exigências de interoperabilidade colocadas pela NATO, dos *Capability Codes and Capability Statements* (CC&CS) e dos *Request For Information* (RFI) (Juliatt, 2018).

4.1.7. Equipas de Projeto

Para cada frota é nomeada uma equipa multidisciplinar, “grupo de trabalho” ou “estrutura técnica” (Mike, 2018), sendo designado um gestor de frota que tem como função assegurar a sua operacionalização (Tango, 2018). Quando é necessário desenvolver projetos de investimento nessas frotas, planificados no “Horizonte 2030”, é nomeado um Gestor de Projeto (GP), que é o responsável por implementar e acompanhar o projeto através da plataforma EPM (Lima, 2018).

A partir dos “memorandos”, as equipas projetam o desenvolvimento dos subprojetos (DivPlan, 2014), o que é registado na plataforma EPM (Foxtrot, 2018; Lima, 2018). O GP é o responsável por atualizar as “fichas de subprojeto” e elaborar os relatórios de acompanhamento trimestrais (Foxtrot, 2018; Kilo, 2018), embora não esteja estabelecida uma periodicidade para atualizarem os registos (Lima, 2018).

4.1.8. Determinação dos Custos dos Subprojetos a Inscrever na LPM

Para determinar os custos dos subprojetos de desenvolvimento são estabelecidos contactos com utilizadores de outras FA, com a indústria e fornecedores ou, em casos específicos, através de pedidos de estimativas oficiais a outros países. Nos subprojetos de aquisição efetuam-se pesquisas de mercado, com recurso à internet. Mas, “a este nível não há uma contabilidade analítica”, ou seja, em rigor “sabe-se o preço, mas não o custo” (Lima, 2018).

4.1.9. Acompanhamento e Controlo da Execução dos Subprojetos

Após os GP iniciarem o processo de despesa, a RAGP valida a sua conformidade financeira e a disponibilidade de fundos, e, o gabinete jurídico a adequação ao código dos contratos públicos (Kilo, 2018). A análise financeira dos subprojetos incide sobretudo na informação de início do procedimento, efetuando-se o controlo desde a fase do cabimento até ao compromisso. Nas fases subsequentes, o processo é acompanhado através da plataforma Sistema Integrado de Gestão da Defesa Nacional (SIGDN) e da ferramenta Excel, mediante a acumulação de saldos não executados, em que as correções são realizadas, essencialmente, por indicação da DGRDN (Kilo, 2018).

4.1.10. Análise aos Processos da FAP e Recomendações

Questão de Investigação	Categoria	Problema Identificado
Q1	Reforços de dotações	1) Imposição dos tetos orçamentais; 2) A especificação dos requisitos só ocorre na etapa IV do PBC.
Q6	Plurianualidade	1) Ineficiência do modelo para definição dos requisitos; 2) Estrutura de acompanhamento variável entre as frotas; 3) Heterogeneidade dos projetos do “Horizonte 2030”; 4) Reduzido efetivo de RH: adiamento do planeamento dos projetos; 5) Modelo de reporte da DGRDN é anual: LPM instrumento plurianual; 6) Internamente não é percecionada a necessidade dessa análise.
Recomendações Constituir uma equipa em rede e recuperar a base de dados anteriormente desenvolvida: <ul style="list-style-type: none"> • Formulação contínua dos requisitos e minimização do impacto dos RH alocados ao planeamento; • Assegurar o acompanhamento das frotas para minimizar a heterogeneidade do “Horizonte 2030”. 		
Q2	Alterações às prioridades	1) Limitações do “Horizonte 2030”: descontinuação do planeamento com os ciclos militares e rotação dos RH; 2) Limitações impostas pelos procedimentos de libertação de fundos, transição de saldos e créditos especiais.
Recomendações Testar MavR: <ul style="list-style-type: none"> • Melhorar a consistência; • Favorecer a coordenação com o EMGFA; • Minimizar a sobreposição de procedimentos na etapa II. 		
Q3	Fundamentação	1) Insuficiência de metodologias e de ferramentas; 2) Insuficiente utilização do EPM; 3) Rotação dos RH e descontinuação de processos.
Recomendações Adequar a gestão de carreiras: criar estabilidade nas equipas; Investir e promover o recurso ao EPM; Adequar planos de formação para operar com o EPM.		
Q4	Consistência	1) Insuficiente utilização do EPM e problemas no <i>interface</i> conduzem ao recurso de aplicações alternativas; 2) Reduzido efetivo: diminuição da oportunidade para atualizar a informação; 3) Fragmentação estrutural do modelo de trabalho: DivOps e DivPlan.
Recomendações Designar gestor de capacidade para centralizar informação; Estabelecer o detalhe, a frequência e responsabilizar pelo reporte; Aplicar as medidas enunciadas para o EPM.		

Questão de Investigação	Categoria	Problema Identificado
Q5	Utilização do EPM	1) Desconhecimento das funcionalidades; 2) Insuficiente formação; 3) Falta de perceção da utilidade.
Recomendações Aplicar as medidas enunciadas para o EPM.		
Q7	Avaliação da execução material	1) Inadaptação do PAA e dos indicadores anuais de gestão ao PBC; 2) O EPM permitiria acompanhar a execução e efetuar a análise de desvios.
Recomendações Atualizar os instrumentos de gestão; Aplicar as medidas enunciadas para o EPM.		

5. DISCUSSÃO DOS FATORES CONDICIONANTES DO PLANEAMENTO

5.1. Problemas em Inputs para o Planeamento

5.1.1. O Modelo de Planeamento Adotado

A metodologia de planeamento implementada é percecionada como desajustada à realidade da DN (Alpha, 2018; Charlie, 2018) e, na práxis, “não tem funcionado” (Echo, 2018). Opinião esta, reforçada por Oscar (2018), à qual Charlie (2018) acresce que, “além de não ser completado o processo, nem todos os passos seguiram a sequência prevista”. Eco (2018) classifica-a como “uma máquina pesada em tudo”, corroborando a complexidade do PBC percebida por Madeira (2008) e Brimley & Acharre (2014). Estes resultados revelam uma analogia com os estudos de Borsboom et al. (2017), que concluem que o desajuste do modelo induz soluções *ad hoc*, em parte, por falta de aderência com as etapas críticas.

5.1.2. Capacidades Militares e Arquitetura em Capacidades

No prolongamento da estruturação do modelo, é notável a dificuldade em harmonizar os conceitos de “capacidades” (Golf, 2018; Mike, 2018; Oscar, 2018) entre os diferentes intervenientes, o que é confirmado na análise aos instrumentos de planeamento dos Ramos, e é análogo ao apresentado por Rodrigues (2015b); pelo TC (2017) e Martins (2015), sendo apontado por Yue & Henshaw (2009) como um fator que condiciona a otimização do PBC. A dissonância verificada norteia um planeamento consubstanciado, sobretudo, nos “programas” que os Ramos pretendem desenvolver (Alpha, 2018; Mike, 2018). A este nível, os próprios programas apresentam granularidades distintas (Golf, 2018; Papa, 2018), facto que é determinante na seleção dos subprojetos através da plataforma EPM.

Adicionalmente, as “capacidades planeadas” circunscrevem-se à componente material (Echo, 2018; Golf, 2018). Por conseguinte, os vetores DOTMLPII convencionados têm sido desconsiderados, o que é patente no exame documental.

Concomitantemente, não se encontra definida uma taxonomia de capacidades na documentação enquadrante (Alpha, 2018). A título de exemplo, a NATO e EU, utilizam uma arquitetura, CC&CS, o que facilita a articulação dos comandos operacionais, comité militar e Estados.

5.1.3. Determinação do Nível de Ambição e da Orientação Política

A ambição enquadrante do CPDM é apontada como desajustada perante “uma visão realista dos recursos” (Alpha, 2018), não demonstrando as vantagens do PBC. Mike (2018), ao reforçar esse desajuste,

adita que as “visões políticas e militares não têm a mesma longevidade”. Na mesma linha, Oscar (2018) sublinha a frequente alteração da orientação estratégica pelo poder político, assim como das prioridades definidas, quer seja por motivos de insuficiências orçamentais, quer seja pela mudança de governo.

Quanto às orientações constantes no CEDN, a opinião de que são subjetivas e genéricas é unânime, o que tem dificultado o prosseguimento do planeamento militar (Alpha, 2018; Charlie, 2018; Echo, 2018).

Ao comparar as orientações do CEDN e da DMPDM, com a *Political Guidance* da NATO e o *Livre Blanc* da França, destaca-se o detalhe destes últimos.

5.1.4. Determinação do Orçamento Disponível

Na continuidade do nível de ambição pretendido, não tem sido estabelecido um compromisso efetivo com o orçamento a disponibilizar para o investimento nas FA (Alpha, 2018), e não se vislumbra aderência entre as verbas previstas na LPM, com as que são posteriormente executadas (Oscar, 2018). Em paralelo, constata-se que a meta de estabilidade orçamental assumida, em média determinada entre 2009 a 2016, tem sido cumprida, embora distante dos 2% acordados na Cimeira de Gales. Porém, para esse cálculo foram contabilizadas despesas com reformas (Alpha, 2018; Charlie, 2018; Foxtrot, 2018). Em relação ao rácio médio, no período homólogo, verifica-se que apenas 9,43% das verbas foram alocadas a investimento (Stoltenberg, 2016), as quais incluem despesas para financiar serviços de manutenção que não deveriam ser suportados pela LPM (Charlie, 2018; Foxtrot, 2018).

5.2. Problemas nos Processos do Planeamento

5.2.1. Clarificação e Definição de Objetivos, Mecanismo de Feedback, Gestão de Conhecimento e Aprendizagem Organizacional

Para a concretização do planeamento, verifica-se um desconhecimento sobre o processo na íntegra, a que Charlie (2018) designa de “falta de perceção”. Da mesma forma, não está bem clarificado o que se pretende obter com o planeamento em capacidades (Golf, 2018), não existindo um efetivo mecanismo de *feedback* que acrescente compreensão e promova eficiência na execução das atividades (Echo, 2018).

5.2.2. Concretização, Coordenação e Integração de Processos

Atinente às PF elaboradas, observa-se que não é considerada uma apreciação completa e integrada dos vetores de capacidade, que possibilite a avaliação da exequibilidade. Este facto poderá dificultar a análise de portefólio mencionada por Charlie (2018), particularmente se conjugada com as disfuncionalidades da MAVR. Noutra vertente, poderá explicar o esforço percecionado na elaboração da documentação (Echo, 2018; Papa, 2018), tendo em conta que o seu conteúdo é pouco inovador, como se pode inferir quando Golf (2018) declara que “é uma cópia do que está no SF”.

Embora se destaque um esforço de coordenação no decurso das atividades (Golf, 2018), Oscar (2018) salienta uma desarmonização de procedimentos entre os intervenientes, com reflexos nos *outputs* produzidos e na integração do planeamento. Esta posição confirmou-se quando os trabalhos desenvolvidos terminaram comprometidos pelo recurso a dois critérios de priorização (Echo, 2018; India, 2018). Posteriormente, a desarmonização na avaliação dos subprojetos (Echo, 2018; Foxtrot, 2018; Golf, 2018; Papa, 2018), enformou a atuação da DGRDN na revisão da LPM (Golf, 2018).

Uma outra crítica apontada aos processos, mas alusiva à sincronização com a NATO, foi a ausência

às reuniões para discussão dos *Targets* atribuídos. Esta ausência poderá ter sido uma “oportunidade perdida para comentar aquilo que nos estava a ser atribuído” (Delta, 2018). Esta questão adquire notoriedade pela impossibilidade de cumprir alguns dos *Targets* nos prazos inicialmente acordados (Delta, 2018).

5.2.3. Fundamentação e Coerência dos Processos

Globalmente, sobressai uma falta de “racionalidade” nos processos (Alpha, 2018; Índia, 2018). Não obstante o esforço manifesto na elaboração de documentação, mantém-se a “dificuldade em perceber a coerência entre o SF, as lacunas e os projetos propostos” (Oscar, 2018), inferência que é suscetível de explicar a divergência entre a orientação e a materialização do planeamento identificada por Mata (2013). Subsiste assim, certa relutância em fundamentar e/ou divulgar informações complementares, que permitam compreender as alterações às prioridades patentes nos *outputs* gerados no CPDM, não demonstrando uma base de planeamento convenientemente sustentada. Nesta tendência importa destacar que, os documentos elaborados no decurso do processo contêm informação classificada, consequentemente não são publicados.

5.3. Problemas em Ferramentas e Metodologias

5.3.1. De Inputs ao Planeamento

A conceção dos cenários tem revelado insuficiências nas técnicas de prospetiva e cenarização (Índia, 2018). Outros autores defendem que o PEM deve integrar um processo de prospetiva consistente (Costa, 2017) e usar ferramentas científicas que anulem a intuição (Sueiras et al., 2017).

5.3.2. De Processos

A MAVR e MAVIE foram aplicadas pela primeira vez neste CPDM, tendo sido identificada a necessidade de analisar as metodologias para as testar e/ou especificar e, tal como refere Índia (2018), seria importante “desenvolver uma abordagem ao risco para priorizar lacunas, em vez de tentar conciliar”.

5.3.3. De Gestão

A insuficiência dos sistemas de gestão na integração da informação relativa aos RF, RH e RM, afeta transversalmente os processos (Oscar, 2018). Este facto requer o desenvolvimento do *interface* SIGDN-EPM por forma a garantir uma comparação do planeamento com o que é executado, possibilitando um mecanismo acessível para auditar os resultados.

5.4. Problemas em Recursos

5.4.1. Recursos Financeiros e Recursos Materiais

Numa análise sobre a percentagem média de execução da LPM verifica-se que 2010 regista o valor mais alto, com aproximadamente 89%, sendo o impacto das cativações nesse período o mais expressivo, ou seja, na ausência de cativações e perante o orçamento inicial, a execução seria apenas de 58,4%. Desse ponto em diante, a diferença de efeitos entre os cenários 2 e 3, permite aferir que o impacto das alterações orçamentais, em média, superou o das cativações, o que significa que essas alterações, globalmente, se traduziram em reforços às dotações iniciais. Assim, os dados não permitem afirmar que as cativações, após

2010, justificam taxas de execução inferiores. Esta constatação acrescenta à literatura que, neste intervalo, o impacto das cativações foi minimizado.

Paradoxalmente, os últimos dois anos, em que o efeito das cativações é praticamente nulo e o das alterações orçamentais é positivo (10,9% em média), assinalam os valores mais baixos de execução. Em associação, os montantes de transição de saldos têm vindo a aumentar continuamente desde 2013, fixando-se esse aumento em cerca de 83M€. Estes dados, revelam conformidade com as dificuldades dos Ramos executarem os orçamentos anuais (Charlie, 2018), estando em linha com os obstáculos à transição de saldos.

Ao comparar as dotações previstas na LPM de 2019-2030, com a estimativa das necessidades apresentadas pelos cinco capítulos, torna-se evidente a insuficiência desta fonte de financiamento para alcançar o SF ambicionado, uma vez que apenas as financia em 46%. Uma análise qualitativa permite observar que 63,1% dos subprojetos foram avaliados com o *score* máximo na contribuição para a mitigação de lacunas, e, quase 50% representam um risco operacional da mesma intensidade, comprovando uma diferença notória entre o SF atual e o planeado, bem como das consequências na operacionalidade.

5.4.2. Recursos Humanos

A escassez, rotação e insuficiente formação dos RH para as tarefas são uma preocupação transversal dos departamentos envolvidos no PBC (Echo, 2018; Delta, 2018), o que tem favorecido uma atitude reativa no planeamento (Delta, 2018), um dos fatores de insucesso do PBC.

5.4.3. Recursos de Informação

Como já avançado, alguns autores defendem intransigentemente a opinião de que o modelo adotado não permite disponibilizar informação suficiente, com a oportunidade e tempestividade requeridas para suportar o desenvolvimento das atividades (Echo, 2018), bem como para apoiar a tomada de decisão (Mike, 2018). A simplificação da estrutura de decisão sugerida por Charlie (2018), Echo (2018) e Oscar (2018) é coerente com uma das recomendações de Borsboom et al. (2017). Há ainda a convicção de que um sistema de gestão integrado poderia minimizar esses efeitos (Oscar, 2018).

5.5. Problemas em Outputs

5.5.1. Projeto de Lei da LPM

O discurso dos entrevistados mostra que o planeamento não se encontra suficientemente integrado com a LPM (Alpha, 2018; Foxtrot, 2018). Reflexo disso é, como já aludido: a apresentação dos “programas como Objetivos de Forças, quando na prática apenas são Propostas de Forças” (Alpha, 2018); a impercetibilidade da relação dos projetos com o planeamento a montante (Oscar, 2018); a inconciliabilidade do *output* do planeamento aquando da revisão da LPM (Golf, 2018); e a análise segmentada dos subprojetos (Golf, 2018; Papa, 2018). A par disso, Alpha (2018) cita que os “programas de investimento têm sido praticamente anuais” e, mesmo enquadrada num plano plurianual, a sua concretização está “dependente da inscrição orçamental anual” (Oscar, 2018) que, por sua vez, é realizada em função “dos *plafonds* disponibilizados e não do valor dos referidos quadros financeiros” (Oscar, 2018). Nesta lógica, Alpha (2018) comenta que, as verbas definidas como teto “têm uma natureza indicativa de quanto o Governo se dispõe a investir”. Com

esta explicação percebe-se porque os montantes inscritos na LPM não têm real correspondência com os valores dos programas, pois são ajustados a esse teto (Papa, 2018), portanto também não refletem os encargos ao longo do ciclo de vida dos RM.

5.6. Interpretação das Proposições

Os dados apresentados permitem validar as proposições formuladas na revisão da literatura, o que sugere que alguns dos problemas apresentados são análogos a outras realidades. É sugerida uma associação negativa entre as deficiências nos sistemas de informação (P5) com todas as proposições, do que se deduz a sua criticidade no processo analisado. Quanto à complexidade do modelo, avaliada pelo número de níveis de decisão (P1a) e de intervenientes (P1b), sugere-se uma associação negativa na integração do planeamento (P3). Por seu lado, as falhas identificadas no sistema de avaliação (P4) aparentam contribuir para a génese de soluções *ad hoc* (P2) e estas, por sua vez, para a integração do planeamento (P3).

6. CONCLUSÕES, LIMITAÇÕES E PESQUISAS FUTURAS

Este estudo tem como objetivo identificar os fatores que condicionam o processo de planeamento por capacidades, com influência nos investimentos programados na LPM, e os fatores que afetam a eficiência dos processos da FAP, com reflexos na prestação de contas.

Da análise aos processos da FAP, os resultados indiciam uma insuficiente utilização do programa de gestão de projetos, sem explorar as suas potencialidades para documentar as decisões que fundamentam as opções dos investimentos, e a gestão das prioridades, o que também não é compensado com outras metodologias. Pelo mesmo motivo, a atualização de informação na execução de projetos não tem possibilitado um controlo oportuno. Situação que parece ser influenciada pelo reduzido número de efetivos alocados a estas atividades e por falhas nos planos de formação para operar as ferramentas de gestão.

A prática de gestão de carreiras adotada, sem adequar os planos de formação, também tende a descontinuar reestruturações empreendidas na organização do trabalho. Sobre esta organização, o modelo implementado não demonstrou ser eficiente pelo distanciamento dos intervenientes, constituição informal e falta de critérios explícitos.

Globalmente, o estudo permite aferir restrições em RM e RF persistentes, que não têm sido minimizadas com o investimento disponibilizado pela LPM, revelando a sua inadequação face às necessidades propostas, o que poderá colocar em risco a concretização das MIFA. Conclui-se assim que, a programação do investimento tem sido pautada por uma visão de curto prazo, num quadro de marcada restrição de recursos, assente num modelo incapaz de integrar o planeamento entre os intervenientes, com processos que não asseguram a coerência e fundamentação das decisões, com tendência a dilatar a implementação de medidas resolutivas. Estas menções patenteiam que a LPM não está satisfatoriamente alinhada com o PBC que a fundamenta e, como menciona o TC (2017), não se afiguram as vantagens inerentes ao planeamento centrado nos resultados.

A principal limitação deste estudo é não ter incluído na análise os outros intervenientes no processo de planeamento, circunscrevendo a abordagem à perspetiva da FAP e EMGFA, embora tenha sido incluída a experiência de peritos dos outros Ramos.

Os problemas enunciados poderão ser estudados em profundidade em investigações futuras para implementar medidas corretivas.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1.] Aldea, A., Iacob, M., Hillegersberg, J., Quartel, D. & Franhen, H. (2015). *Capability-based Planning with ArchiMate. Linking Motivation to Implementation. 17th International Conference on Enterprise Information Systems 3*, 352-359.
- [2.] Anteroinem, J. (2012). Integration of existing military capability models into the Comprehensive Capability Meta-model. Presented in the *IEEE International Systems Conference SysCon 2012. Vancouver, Canada*.
- [3.] Bogdan, R. & Biklen, S. (1994). *Investigação Qualitativa em Educação. Uma Introdução à Teoria e aos Métodos*. Porto: Porto Editora.
- [4.] Borsboom, M., Chatzidakis, A., Burton, B., Conserva, A., Dzekunskas, S., Kvalvik, T., Mack, I., Ozarmagan, R., Reis, R., Tagarev, T., Wright, D., Barouh, A. & Paczek, S. (2017). *NATO Governance and Delivery of Commonly Funded Capabilities: Improving Support to NATO Commanders*. International Board of Auditors for NATO.
- [5.] Brimley, S. & Scharre, P. (2014). Ctrl+Alt+Delete: Resetting America's Military. *Foreign Policy*, (206), 58-61.
- [6.] Capucho, J. (2011). *Gestão e Planeamento de Capacidades Militares num Ambiente de Escassez de Recursos*. Pedrouços: Instituto de Estudos Superiores Militares.
- [7.] Cochrane, M. (2011). Capability Disillusionment. *Defense AT&L* 40, 22-26.
- [8.] Colom, G. (2017). Una revisión del planteamiento de la defensa por capacidades en España (2005-2016). *Papeles de Europa* 30 (1), 47-68.
- [9.] Costa, T. (2017). A Cenarização e a Definição de Acções Estratégicas. In: Saraiva, L.; Vieira, R. & Correia, J. (Eds), *Estudos Estratégicos: da Estratégia, do Planeamento Estratégico Militar e da Conflitualidade*, Lisboa: Coleção "ARES", pp. 105-127.
- [10.] Davis, P. (2002). *Analytical Architecture for Capabilities-Based Planning, Mission System-Analysis and Transformation*. Santa Monica: RAND Corporation.
- [11.] Davis, P., Gompert, D., Hillestad, R. & Johnson, S. (1998). Transforming the Force. Suggestions for DoD Strategy. RAND Issue Papers IP-179.
- [12.] Direção-Geral de Recursos da Defesa Nacional (DGRDN) (2017). *Relatório de Execução da Lei de Programação Militar Reportado ao ano de 2016*. Lisboa: Ministério da Defesa Nacional.
- [13.] Edmunds, T. (2006). What Are Armed Forces For? The Changing Nature of Military Roles in Europe. Oxford University Press. *Royal Institute International Affairs* 82 (6), 1059-1075.
- [14.] European Defence Agency (EDA) (2017). *Annual Report 2017*. Brussels: European Defence Agency.
- [15.] Fitzsimmons, M. (2007). Whither Capabilities-based Planning? *Joint Force Quarterly* (44), 101-105.
- [16.] Flick, U. (2007). *Desining Qualitative Research*. London: SAGE Publications.
- [17.] Lobão, G., Pires, J. & Menezes, D. (2017). *O Processo de Financiamento das Infraestruturas das Forças Armadas. Uma Visão Prospetiva*. Pedrouços: Instituto Universitário Militar.
- [18.] Madeira, C. (2008). *O Sistema de Planeamento de Forças Nacional. Implicações da Adopção do Modelo de Planeamento por Capacidades*. Pedrouços: Instituto de Estudos Superiores Militares.
- [19.] Martins, S. (2015). *Custo de Manter uma Capacidade Versus o Custo da sua Reedificação*. Pedrouços: Instituto de Estudos Superiores Militares.
- [20.] Mata, J. (2013). *O Modelo de Financiamento das Forças Armadas*. Pedrouços: Instituto de Estudos Superiores Militares.

- [21.] North Atlantic Treaty Organisation (NATO) (2018). *Framework for Future Alliance Operations*. Norfolk: NATO Unclassified-Publicly Disclosed [Em linha]. Disponível em: https://www.act.nato.int/images/stories/media/doclibrary/180514_ffao18-txt.pdf [Acesso em: 2018/2/17].
- [22.] Quivy, R. & Campenhoudt, L. (2003). *Manual de Investigação em Ciências Sociais*, 3ª Ed. Lisboa: Gradiva.
- [23.] Rodrigues, A. (2015b). *Planeamento Militar por Capacidades. Uma visão Político-Estratégica*. Loures: Diário de Bordo.
- [24.] Stoltenberg, J. (2016). *The Secretary General's Annual Report 2016* [Em linha]. Disponível em: https://www.nato.int/nato_static_fl2014/assets/pdf/pdf_2017_03/20170313_SG_AnnualReport_2016_en.pdf [Acesso em: 2018/8/19].
- [25.] Strube, C., Loren, J. (2011). Portfolio Influences on Air Force Capabilities-Based Assessment and Capabilities-Based Planning Activities. Presented in the 6th International Conference on System of Systems Engineering. Albuquerque, USA.
- [26.] Sueiras, B.; Santos, P.; Barradas, J.; Malta, F.; Ramalho, P.; Albuquerque, J. & Rocha, S. (2017). Métodos e Ferramentas de Apoio ao Planeamento Estratégico: Sua Aplicação aos Planeamentos Estratégicos da Defesa e Militar. In: Saraiva, L.; Vieira, R. & Correia, J. (Eds), *Estudos Estratégicos: da Estratégia, do Planeamento Estratégico Militar e da Conflitualidade*, Lisboa: Coleção “ARES”, pp. 219-254.
- [27.] Tagarev, T. (2009). Capabilities-based Planning for Security Sector Transformation. *Information & Security: An International Journal*. Vol. 24, pp. 27-35.
- [28.] Tendeiro, R. (2017). *Adequação da Dimensão da Estrutura das Forças Armadas às necessidades nacionais e compromissos internacionais*. Lisboa: Instituto Universitário Militar.
- [29.] Tribunal de Contas (TC) (2006b). *Relatório N.º51/06. PROC. N.º 11/04 – Auditoria a investimentos da Força Aérea*. Lisboa: Tribunal de Contas.
- [30.] Tribunal de Contas (TC) (2009). *Relatório N.º33/09-2.ª S. PROC. N.º 21/09 – AUDIT. Acompanhamento permanente da LPM: Força Aérea - TASMO*. Lisboa: Tribunal de Contas.
- [31.] Tribunal de Contas (TC) (2012a). *Relatório n.º22/2012-2.ª S. Processo n.º 46/2011 – Audit. Acompanhamento Permanentes da Lei de Programação Militar*. Lisboa: Tribunal de Contas.
- [32.] Tribunal de Contas (TC) (2012b). *Relatório n.º27/2012-2.ª S. Processo n.º 06/2012 – Audit. Auditoria à EMPORDEF/DEFAERLOC: Helicópteros EH-101*. Lisboa: Tribunal de Contas.
- [33.] Tribunal de Contas (TC) (2017). *Relatório n.º21/2017-2.ª S. Processo n.º 06/2016 – AUDIT. Relatório de Auditoria Execução da Lei de Programação Militar em 2015* (aprovada pela Lei Orgânica n.º 7/2015, de 18 de maio). Lisboa: Tribunal de Contas.
- [34.] Walker, S. (2005). Capabilities-Based Planning – How it is intended to work and challenges to its successful implementation. Carlisle Barracks: US Army War College. [Em linha]. Disponível em: <http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a434864.pdf> [Acesso em: 2018/5/24].
- [35.] Yin, R. (2015). *Qualitative Research from Start to Finish*, 2ª Ed. New York: The Guilford Press.
- [36.] Yue, Y. & Henshaw, M. (2009). An Holistic View of UK Military Capability Development. *Defense & Security Analysis* 25 (1), 53-67.

Diplomas Legais

1. Ministério da Defesa Nacional (MDN) (2014a). Despacho n.º 11400/MDN/2014 – Diretiva Ministerial de Planeamento de Defesa Militar.

Estudo de impacto de implementação de winglets na aeronave Falcon 50 da Força Aérea Portuguesa



Autor: Samuel Cabanas, Aspirante Aluno do Mestrado Integrado
na Especialidade de Pilotagem Aeronáutica
Academia da Força Aérea, Sintra

Orientador: João Caetano, Capitão Engenheiro Aeronáutico
Academia da Força Aérea, Sintra

Coorientador: Ricardo Veríssimo, Tenente Engenheiro Aeronáutico
Base Aérea N°1, Sintra

Resumo: A aeronave Falcon 50, operada pela Esquadra 504 da Força Aérea Portuguesa, tem como principal missão o transporte aéreo especial. Desta forma, voando para os mais diversos destinos em todo o mundo, tornou-se relevante encontrar uma solução para economizar os custos associados à sua operação. Este artigo foca-se no estudo de viabilidade, eficiência, aumento de alcance, economia de consumo, e retorno de investimento da implementação de winglets no Falcon 50 da FAP.

De modo a comparar a asa original com a asa com winglets foi estudado o tipo de operação da aeronave ao serviço na FAP. O estudo foi dividido em partes: a) simulação com recurso a ferramentas de *Computational Fluid Dynamics* e comparação dos resultados obtidos com soluções analíticas da sustentação; b) análise do desempenho atual da aeronave, com base em dados operacionais e manuais de operação; c) estudo de recuperação do investimento na modificação, tendo em conta a poupança de combustível, ponderando o aumento de alcance operacional.

Foi possível verificar a coerência entre os resultados obtidos e os fundamentos teóricos inerentes à modificação. Isto é, a asa modificada demonstrou reduzir a resistência e aumentar a eficiência aerodinâmica. Desta forma, cruzando esta informação com a análise de recuperação de investimento, verificou-se que não seria possível fazê-lo dentro do período de vida útil da frota. No entanto, perante os resultados obtidos, concluiu-se que a modificação é vantajosa para a performance da aeronave Falcon 50.

Palavras-chave: Falcon 50, Winglets, CAD, CFD, PRI

1. INTRODUÇÃO

Um dos sistemas de armas que contribuem para o sucesso da missão da Força Aérea Portuguesa (FA) é a aeronave Marcel Dassault Falcon 50. Esta aeronave, possuidora de três motores, é capaz de percorrer cerca de 5500 quilómetros, segundo dados fornecidos pela instituição. Estando integrada na Esquadra 504 “Linces”, cuja missão passa por executar operações de transporte aéreo especial, “o fator distância e tempo são de grande importância, por vezes vital” (EMFA, 2017). Como tal, torna-se fulcral que a aeronave Falcon 50 seja capaz de voar a maior distância e tempo possível. Deste modo, seria pertinente estudar um eventual melhoramento das capacidades da aeronave para que possa alargar o seu espectro de missão. Este melhoramento pode ser alcançado de diversas formas, como por exemplo a implementação de winglets.

Atualmente, estão disponíveis no mercado alguns kits compatíveis com a aeronave em estudo. Dentro do espectro de ofertas destaca-se aquela que é aconselhada pelo fabricante da aeronave. Segundo dados publicados pelo fabricante das plataformas, Aviation Partners Inc., após a instalação do kit a aeronave terá um aumento de 5% no seu alcance para uma velocidade cruzeiro de Mach 0,80. Este aumento poderá ainda ser melhorado para 7%, isto é, de 5500 km para 5885 km, quando a aeronave opera em condições Long Range Cruise (LRC) (Dassault Aviation, 2014).

As aeronaves, como qualquer sistema mecânico, possuem ciclos de vida limitados, pelo que, neste estudo tirar-se-ão conclusões acerca da rentabilidade da modificação, mediante o fim de vida útil da frota. No entanto, será também necessário avaliar as consequências que estes melhoramentos poderão provocar na performance da aeronave, nomeadamente no aumento de velocidade de cruzeiro, na diminuição do consumo específico de combustível e aumento de alcance. Perante a problemática apresentada, a presente dissertação pretende testar a implementação do kit disponível no mercado.

No capítulo 2 deste artigo serão apresentados os conceitos teóricos focados nas seguintes áreas de conhecimento: fundamentos de aerodinâmica, vórtices de ponta de asa, *design* e performance de winglets e

escolha de um software com capacidade *Computational Fluid Dynamics* (CFD) e *Computed Aided Design* (CAD). No terceiro capítulo serão estudadas e comparadas as análises de performance realizadas para a asa com e sem winglets. O estudo do impacto económico associado à modificação da aeronave é tratado no capítulo 4. Por fim, no capítulo 5 são apresentadas as conclusões alcançadas com este trabalho de investigação.

2. ENQUADRAMENTO TEÓRICO

O conhecimento dos fundamentos aerodinâmicos tratados surge com um pilar teórico para o entendimento deste artigo. As expressões analíticas que serão apresentadas validarão os resultados obtidos nas simulações CFD.

2.1 Fundamentos de Aerodinâmica

A Figura 1 representa a condição de linha de voo, onde podemos verificar o equilíbrio de forças aerodinâmicas. Como podemos observar, o peso da aeronave, ou *Weight* (W), é igualado em magnitude pela sustentação. A Sustentação, ou *Lift* (L), é, por definição, a componente da força aerodinâmica perpendicular à velocidade segundo a trajetória U_{Traj} (Brederode, 1997). Seguidamente serão abordados os diferentes tipos de resistência aerodinâmica, ou *Drag* (D), que se opõe à força propulsiva, ou *Thrust* (T), da aeronave e, consequentemente, ao seu deslocamento. Deste modo, o equilíbrio de forças a que a aeronave está sujeita em linha de voo é dado por:

$$\begin{cases} L=W \\ T=D \end{cases} \quad (1)$$

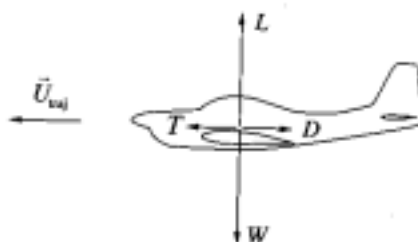


Figura 1 - Forças a que uma aeronave está sujeita em voo de nível (Brederode, 1997)

A resistência aerodinâmica de uma aeronave consiste na soma de todas as forças que atuam no sentido contrário ao movimento (Crane, 1994). Esta força que resiste ao avanço é composta por duas componentes: a resistência parasita, que é produzida por três fatores independentes da sustentação numa asa, e a induzida, resultante da geração de sustentação. A resistência induzida, dada a relevância que possui para este estudo será abordada mais detalhadamente.

2.2 Vórtices de Ponta de Asa

A resistência induzida surge como consequência da sustentação produzida pelas asas e ocorre na ponta das mesmas, sendo responsável por aproximadamente 30% da resistência total em voo, podendo chegar aos 50% em condições de elevada sustentação (Ceron-Muñoz, 2005), i.e., ângulo de ataque elevado. Uma asa produz sustentação devido à diferença de pressão e velocidade existente entre o intradorso e o

extradorso. Tendo o intradorso pressões superiores, o escoamento tenderá a deslocar-se no sentido das altas para as baixas pressões, ou seja, do intradorso para o extradorso. Como consequência, dado que a asa não é infinita, o escoamento terá tendência a subir pela ponta da asa originando vórtices nesse local, gerando resistência aerodinâmica (Maughmer, 2002).

Perante a necessidade de minimizar este efeito nas aeronaves têm sido estudadas e desenvolvidas várias modificações nas pontas das asas. Os winglets são a superfície mais eficiente de entre as modificações até hoje estudadas (Roche & Palffy, 1996). O principal objetivo do winglet é reduzir a resistência aerodinâmica, causada pelos vórtices de ponta de asa. Estas superfícies funcionam como uma pequena asa que gera sustentação no sentido oposto ao vento relativo (Mortara & Maughmer, 1993). Contudo, o vento relativo na extremidade da asa não é exatamente paralelo ao movimento da aeronave, dada a existência de vórtices, como podemos verificar na Figura 2 a). Assim, pela decomposição de vetores e analisando a Figura 2b), verificamos que a sustentação gerada pelos winglets irá opor-se à resistência resultante dos vórtices. Importa ainda salientar que todas as asas são passíveis de ser melhoradas através desta modificação e que a sua eficiência depende exclusivamente da qualidade do projeto (Maughmer, 2002).

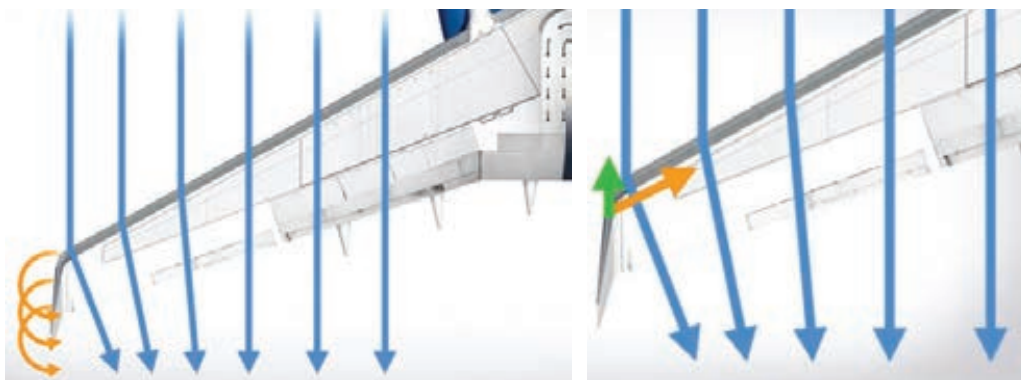


Figura 2 - a) Direção do vento relativo na ponta da asa; b) Geração de sustentação por parte do winglet (Udris, 2017)

2.3 Design e Performance de Winglets

Dado que a eficiência do winglet depende diretamente da qualidade do seu *design*, esta está relacionada com os seguintes fatores: o ângulo que este toma em relação à asa, o seu comprimento, o tipo de superfície e perfil aerodinâmico.

Abdelghany et al. (2016) apresenta a performance de winglets a **30° (WCSA-30-00)** e a **45° (WCSA-45-00)**, comparando-os com o componente original (WCSA-00-00), para diferentes ângulos de ataque, analisando C_L , C_D e L/D . A metodologia usada para o design e análise auxiliou-se em dois softwares: Gambit e Fluent, respetivamente. Deste modo, após a conceção e análise do perfil e respetivos winglets concluiu-se que as duas asas modificadas possuíam valores de sustentação entre os 5% e os 12% superiores aos da asa original. Em relação à resistência aerodinâmica total, a asa WCSA-45-00 demonstrou ser a mais eficiente das três, com valores entre os 1,5% e o 3,5% inferiores à asa sem winglets. A eficiência aerodinâmica das asas com winglets revelou ser superior à asa sem esta superfície, como seria espetável. De facto, a asa WCSA-45-00, apresentou valores entre os 9% e os 11% superiores em relação aos da asa menos eficaz (Abdelghany et al., 2016). Através deste estudo é possível então concluir que com o aumento do WCSA até 45°, verifica-se uma melhoria na performance da aeronave para os parâmetros estudados.

2.4 Escolha do Software

O desenho da superfície que pretendemos analisar é uma etapa preponderante no resultado final da análise, uma vez que a validade da mesma depende diretamente da qualidade do CAD. Por esta razão, será escolhido um único software com a capacidade CAD e análise CFD simultaneamente. Desta forma, obtém-se compatibilidade direta entre o ficheiro CAD e o software de simulação. Perante estes requisitos foram destacados para análise três programas computacionais: o SolidWorks, o STAR CCM+ e o ANSYS Fluent.

O programa SolidWorks foi produzido inicialmente para elaboração de projetos CAD, pelo que garante maior precisão nessa etapa do estudo (SolidWorks, 2017). Contudo, nas simulações CFD esta ferramenta é menos precisa necessitando de menos tempo e peso computacional, quando comparada com os restantes softwares. O STAR CCM+ possui o pior desempenho na conceção do projeto CAD, contudo demonstra maior fiabilidade na obtenção de resultados, potenciado pela exatidão requerida na configuração física do problema (Siemens, 2017). O programa ANSYS Fluent, apesar de preciso, faz uso de métodos estatísticos, e.g., o método iterativo de Newton-Raphson, que limita a robustez dos resultados. Fazendo uma análise comparativa entre os três programas apresentados, concluiu-se que o STAR CCM+ ser a ferramenta mais limitada na produção CAD, oferece os resultados mais robustos e precisos. Desta forma, sendo o grau de precisão o principal requerimento para a escolha do software a utilizar na presente dissertação, optou-se pelo STAR CCM+ na versão 8.04.007.

3. ANÁLISE DE PERFORMANCE

O planeamento de uma missão operacional obriga o cumprimento de vários requisitos essenciais para a análise de performance de uma aeronave. O peso básico, por exemplo, constitui o ponto de partida para o cálculo da massa total à decolagem. De facto, a aeronave Falcon 50 possui um peso básico de 22 000 libras no qual está incluído: a massa estrutural da aeronave, a massa de três tripulantes e ainda a massa dos óleos (Dassault Aviation, 2014).

O tipo de abastecimento que é feito também irá influenciar a massa total à decolagem. A esquadra 504 realiza três tipos de abastecimento consoante o destino de cada missão:

- 10 000 libras: Portugal continental
- 13 300 libras (*Low Feeder*): arquipélago da Madeira
- 15 500 libras (*High Feeder*): estrangeiro e arquipélago dos Açores

As altitudes em rota e o consumo de combustível da aeronave são dois fatores relevantes para a análise de performance. As altitudes em rota dependem de fatores como: a meteorologia, o tráfego, o peso à decolagem e o tempo total de voo. No entanto, é possível destacar um padrão de operação situado entre os níveis de voo (FL) FL350 e FL390 (Valente, 2017). A velocidade é um fator que influencia o consumo de combustível, como tal a esquadra opera entre os 0.75 e os 0.80 Mach (M).

3.1 Modelação Geométrica

A informação necessária para o planeamento de uma missão torna-se essencial para as simulações CFD, uma vez que o objetivo desta etapa será simular as condições de voo operadas pela esquadra. No entanto, é necessário obter o projeto CAD de modo a poder simular estas mesmas condições. Deste modo, para a conceção deste projeto são necessárias as dimensões geométricas da asa e do winglet. Perante a escassez desta informação, por parte de ambos os fabricantes, foi necessário realizar medições com o auxílio de dois medidores laser. De maneira a obter o máximo de informação geométrica da asa foram

medidas sete secções ao longo da mesma, com sete pontos no intradorso e outros sete no extradorso. Seguidamente, a informação relativa a cada uma destas secções foi tratada no programa XFLR5. Nesta ferramenta foi possível extrapolar 300 pontos adicionais, ajustando uma curva do tipo *spline* aos perfis obtidos.

Na modelação dos winglets, à semelhança do que aconteceu com a asa, não foi possível a obtenção da geometria a partir do fabricante. Deste modo, começou-se por definir três parâmetros essenciais para a parametrização destas estruturas: o *taper ratio*, o *sweep angle* e o *cant angle*. A partir da observação de desenhos técnicos disponíveis no manual de manutenção dos winglets da aeronave Falcon 50, disponibilizado pelo fabricante, foi possível calcular estes dois parâmetros. Nestes cálculos foi usada uma escala com base na corda do último perfil da asa, uma vez que coincide com a corda da raiz do winglet. Deste modo, obteve-se um valor de 30,5% para o *taper ratio* e de 61,6° para *sweep angle*. A definição do *cant angle* foi baseado num estudo relativo à implementação de winglets na aeronave Falcon 10. Esta aeronave é semelhante ao Falcon 50 em termos de performance, tendo um alcance de 2000 milhas náuticas, com uma velocidade de 0.75 M a uma altitude de 35000'. Neste estudo, concluiu-se que o melhor design consistia num *cant angle* de 45°, uma vez que proporcionou uma maior redução da resistência aerodinâmica (El Haddad & Gonzalez, 2016).

3.2 Configuração do Modelo Computacional

A configuração do modelo computacional foi uma etapa preponderante para as análises CFD realizadas, uma vez que foi necessário ponderar as várias opções disponibilizadas pelo software consoante as condições de voo. Na escolha do domínio computacional optou-se pelo hexaédrico com células hexaédricas, dado que promove menor peso computacional, alinhamento das células da malha com o escoamento e refinamento automático da esteira da aeronave. Relativamente aos refinamentos da malha foram usados vários controlos volumétricos e superficiais, de maneira a promover uma transição suave entre as zonas da malha mais refinada e mais grosseira, ou seja, desde a superfície da asa até à face do domínio computacional.

3.3 Configuração do Modelo Físico

A escolha do modelo físico a utilizar, à semelhança das configurações anteriores, teve em consideração as condições de voo a simular. Dado que o Falcon 50 possui uma velocidade de cruzeiro de 0.75M ou 0.80M, considera-se que opera em regime transónico. Esta premissa permite assumir que o escoamento é totalmente turbulento e sem ocorrência de separação junto à camada limite. Desta maneira, optou-se pelo uso de funções de parede que assumem um perfil de velocidade adimensional, não requerendo a resolução das equações Reynold-Avaraged Navier-Stokes (RANS). As equações de fecho utilizadas para resolução das equações RANS foram disponibilizadas pelo modelo híbrido de turbulência K- ω SST, que promove resultados precisos quer nas camadas limite quer em zonas de escoamento livre. No tratamento de parede optou-se pelo uso de um modelo disponibilizado pelo STAR CMM+, denominado por All y+. Este modelo permite usar funções de parede e obter a mesma precisão caso resolvesse as equações RANS para todas as células da camada limite. O escoamento acoplado foi o tipo de escoamento utilizado, face às condições de pressão e temperatura elevada, característica do voo transónico da aeronave em estudo.

3.4 Resultados Quantitativos

Segundo a doutrina usada seria expectável uma diminuição da resistência aerodinâmica com a instalação dos winglets. Deste modo, se a componente da sustentação se mantivesse teríamos, por sua

vez, um aumento da eficiência aerodinâmica. Na Tabela 1 estão representados os resultados obtidos através das simulações executadas, para as condições de voo mencionadas.

Tabela 1 - Resultados obtidos através das análises de mecânica de fluidos computacional					
Asa sem winglets			Asa com winglets		
Malha #1			Malha #1		Desvios (%)
Nº de iterações	900		Nº de iterações	400	
Nº de células	21184925		Nº de células	24849597	
CL	0,320		CL	0,330	3,13
CD	0,013		CD	0,012	-7,69
L	105581,8 N		L	114515,5 N	8,46
D	4309,6 N		D	4211,2 N	-2,28
L/D	24,5		L/D	27,2	11,02

Os resultados quantitativos demonstram coerência com a informação doutrinária, uma vez que a asa com winglets demonstrou reduzir a resistência aerodinâmica em 2,28%, relativamente à asa sem winglets. Adicionalmente, é possível constatar que existe um aumento de 8,46% da sustentação com a implementação dos winglets. A combinação destes fatores contribuiu para o aumento da eficiência aerodinâmica, sendo que a asa modificada demonstrou ser 11,02% mais eficiente que a asa sem winglets.

3.5 Comparação de Resultados

A comparação entre cálculos analíticos e simulação é feita por análise do C_L . Na Tabela 2 encontram-se representados os valores do coeficiente de sustentação (C_L) calculados analiticamente e o valor obtido através da simulação. Através da análise dos resultados é possível afirmar que a simulação traduz resultados fiáveis, apresentando desvios compreendidos entre os -2,236% na configuração mais leve e os 12,807% em *High Feeder*. Deste modo, comparando as três configurações de massa, o valor de 32000 libras à descolagem é o que se aproxima mais das condições de voo simuladas.

Tabela 2 - Representação dos resultados obtidos analiticamente e através da simulação computacional, assim como o desvio percentual entre ambos

	CL		Desvio %
	Calculado	Simulação	
32000 Libras	0,313		-2,236
Low Feeder	0,346	0,320	7,514
High Feeder	0,367		12,807

4. ANÁLISE ECONÓMICA DA IMPLEMENTAÇÃO DOS WINGLETS

O número de horas de voo atribuídas a uma esquadra é variável ano após ano, uma vez que depende do orçamento total que é atribuído à Força Aérea Portuguesa e do regime de esforço da esquadra. Na Figura 3 a) podemos observar as horas de voo atribuídas e executadas pela esquadra 504. Os dados foram obtidos através da plataforma PLUS, tendo sido tratados, no âmbito do anuário estatístico (PLUS-Força Aérea Portuguesa, 2017). Como se pode constatar, o número de horas de voo atribuídas à esquadra tem aumentado significativamente nos últimos cinco anos. Não havendo perspetiva para o *phase out* da frota

Falcon 50, estes dados demonstram a crescente utilização e recurso da mesma para a missão da Força Aérea Portuguesa.

As três modalidades de ação inseridas no contexto operacional da esquadra consistem em: evacuações aeromédicas e transporte de órgãos urgente (AIREV), transporte de altas entidades (VIPLF) e transporte aéreo logístico (ALSO). Como se verá na Figura 3 b), é considerada uma quarta modalidade de ação designada por outros, onde estão contempladas as missões fora do contexto operacional, como voos de qualificação e cerimónias militares. Na seguinte Figura encontram-se espelhadas as percentagens de operação destas missões relativamente ao número total de horas voadas desde 2013 até 2017.

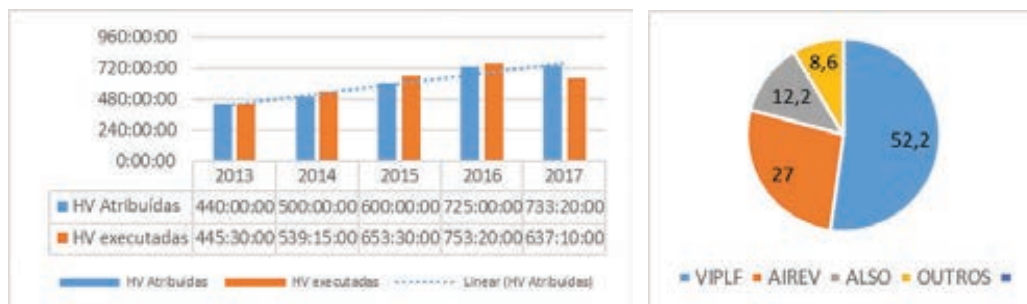


Figura 3 - a) Apresentação das horas de voo atribuídas e executadas pela esquadra 504, entre 2013 e 2017; b) Representação gráfica das percentagens de operação nas diferentes modalidades de ação da Esquadra 504

4.1 Custo de Operação da Frota

No estudo relativo ao custo de operação da aeronave Falcon 50 estão contemplados os investimentos feitos, entre os anos 2013 e 2017, em aeronaves, motores, aquisições e combustível. Na Tabela 3 a) encontram-se os custos totais anuais excluindo o combustível gasto e a manutenção. O custo relativo ao consumo de combustível está diretamente associado ao preço do combustível e ao número de milhas náuticas percorridas em cada ano. Deste modo, na Tabela 3 b) encontram-se espelhados o preço médio do combustível por litro, o número de milhas percorridas e os custos totais anuais.

Tabela 3 - a) Custos associados à operação da aeronave Falcon 50, excluindo o combustível, b) Custos associados ao consumo de combustível na aeronave Falcon 50 desde 2013 até 2017.

ANO	CUSTOS (operação excluindo o combustível e manutenção)	ANO	Preço por litro	Milhas Náuticas	Custo
2013	1 079 774 €	2013	0.8136 €/L	187110 NM	477.118,66 €
2014	610 916 €	2014	0.7679 €/L	226485 NM	537.189,94 €
2015	2 184 985 €	2015	0.5979 €/L	274470 NM	545.199,37 €
2016	1 877 337 €	2016	0.5369 €/L	316400 NM	518.046,14 €
2017	573 447 €	2017	0.6013 €/L	288960 NM	572.083,09 €

4.2 Custo de Implementação do Kit de Winglets

O kit de implementação de winglets na aeronave Falcon 50, comercializado pela Aviation Partners Inc., pressupõe a montagem e pintura da estrutura. No entanto, dado os serviços que prestam à Força Aérea Portuguesa, a empresa Jet Aviation seria a responsável pela montagem do kit. O custo de implementação pode ser dividido em duas componentes: despesa de compra e o custo inerente à implementação do

mesmo. Na primeira fase, estima-se um investimento de aproximadamente 500 000 US Dollars, sendo que na segunda estão associados 700 000 US Dollars, perfazendo um investimento total de 1 200 000 US Dollars (Buschle, 2017).

4.3 Análise Comparativa da Performance da Aeronave original e com Winglets

Na modificação em estudo, a maneira mais provável de recuperar o investimento passa pela diminuição do consumo de combustível. Contudo, poderá dar-se o caso de não ser possível recuperar o investimento. Nesse caso, é necessário fazer um balanço das valências que a modificação trará à operação da aeronave, como é o caso do aumento de alcance previsto na implementação do kit. Os dados que serão apresentados, em forma de tabela, foram retirados do manual de performance da aeronave (Dassault Aviation, 2017) e tratados pelo investigador.

De facto, durante a subida o fabricante, embora não especificando a magnitude, afirma que após a instalação do kit se verifica uma redução da quantidade de combustível gasto e do tempo de subida (Aviation Partners Incorporated, 2018).

Na análise elaborada foi possível verificar que a aeronave modificada apresenta menores consumos durante a subida para todos os níveis de voo a partir dos 31000', para qualquer uma das configurações possíveis. No entanto, como poderemos constatar através dos resultados analíticos presentes na Tabela 5, para subidas entre os 5000' e os 25000' a versão original apresenta um desempenho mais satisfatório, no que se refere ao consumo de combustível.

Tabela 4 - Representação dos consumos de combustível da aeronave modificada durante a subida, em comparação com a versão original

Consumo de combustível	Impacto Negativo		Impacto Positivo	
	Altitudes	Valor	Altitudes	Valor
32000'	5000'-31000'	+3,27%	31000'-41000'	-3,10%
Low Feeder	5000'-31000'	+4,78%	31000'-41000'	-4,36%
High Feeder	5000'-31000'	+3,83%	31000'-41000'	-4,76%

Em voo nivelado, a aeronave com winglets apresenta menores consumos de combustível para todas as massas à descolagem em níveis de voo superiores a 31000'. No entanto, na configuração de 32000 libras à descolagem verifica-se o oposto para níveis de voo entre os 20000' e os 31000', enquanto que em Low Feeder apenas se constata este resultado para os 20000'. Como se pode concluir através da Tabela 6, em High e Low Feeder a aeronave modificada apresenta menores consumos em todos os níveis de voo, bem como aumenta o teto máximo operacional para 41000'.

Tabela 5 - Representação dos consumos de combustível da aeronave modificada em voo nivelado, em comparação com a versão original

Consumo de combustível	Impacto Negativo		Impacto Positivo		Teto máximo	
	Altitudes	Valor	Altitudes	Valor	c/winglets	s/winglets
32000 lbs	20000'-31000'	+1.81%	33000'-41000'	-2.54%	41000'	41000'
Low Feeder	20000'	+1.38%	31000'-39000'	-2.56%	41000'	39000'
High Feeder			20000'-39000'	-2.92%	41000'	39000'

O alcance da aeronave modificada é geralmente maior do que o praticado pela versão original, dependendo

dos níveis de voo voados. De facto, nas duas configurações mais leves, a aeronave sem winglets apresenta um rácio de milhas percorridas por libra de combustível gasto superior, quando a operação ocorre abaixo dos 31000'. Contudo, nos restantes níveis de voo, a aeronave com o kit instalado apresenta alcances superiores nas três configurações possíveis, como podemos constatar pelos cálculos analíticos representados na Tabela 6.

Tabela 6 - Representação da variação do alcance da aeronave modificada em relação à versão original, a 0.75 Mach

Alcance	Impacto Negativo		Impacto Positivo		Teto máximo	
	Altitudes	Valor	Altitudes	Valor	c/winglets	s/winglets
32000 lbs	20000'	-1,57%	31000'-41000'	+2,52%	41000'	41000'
<i>Low Feeder</i>	20000'	-1,34%	31000'-41000'	+2,55%	41000'	39000'
<i>High Feeder</i>			31000'-39000'	+3,14%	41000'	39000'
Média			2,33%			

A variação de alcance à velocidade de Mach igual a 0.80 torna-se mais pronunciada na medida em que a modificação compensa em todos os níveis de voo. Isto é, para além do alcance da aeronave com winglets ser superior para todas as configurações, esta versão possui ainda um teto máximo operacional superior. Através da Tabela 7 podemos afirmar que o teto máximo irá variar consoante a configuração de peso à descolagem.

Tabela 7 - Representação da variação do alcance da aeronave modificada em relação à versão original, a 0.80 Mach

Alcance	Impacto Negativo		Impacto Positivo		Teto máximo	
	Altitudes	Valor	Altitudes	Valor	c/winglets	s/winglets
32000 lbs			31000'-37000'	+1,48%	41000'	37000'
<i>Low Feeder</i>			31000'-37000'	+1,86%	41000'	37000'
<i>High Feeder</i>			31000'-35000'	+1,94%	41000'	35000'
Média			1,76%			

4.4 Estudo de Viabilidade Económica

O processo de investimento num determinado projeto, deverá ser alvo de uma análise fundamentada em registos históricos, técnicos e previsionais. Desta forma, é possível avaliar as características de retorno de investimento, diminuindo o risco associado ao projeto (Pereira, 2008). Dado que o retorno de investimento se dá através da diminuição do custo de combustível, é necessário avaliar o valor médio dessa poupança. Para isso, o voo será dividido em duas fases, a fase de subida e de descida, não contemplando a fase descendente face à quantidade de combustível gasto ser desprezável em relação às duas fases mencionados.

Neste estudo foram calculados os rácios de subida desde os 1500' até aos níveis de voo compreendidos entre os 25 000' e os 41 000', para as três configurações de combustível disponíveis. Desta maneira foi possível calcular o rácio de subida médio e averiguar consecutivamente o tempo despendido durante a fase de subida, que equivaliu a 14 minutos e 40 segundos. A duração média de um voo ou missão realizado pela esquadra é um fator preponderante para o cálculo do tempo despendido em voo cruzeiro. Neste cálculo

foram usados como amostra, todos os voos realizados entre 2013 e 2017. Dada a variedade do espectro temporal de cada missão realizada, para além da média aritmética, foi necessário analisar a moda amostral. Perante um total de 1566 voos realizados, a média foi calculada através do programa Microsoft Excel que equivaleu a 1 hora e 58 minutos.

Desta forma, com a quantificação da duração média das missões e do tempo médio despendido durante a subida, foi possível dividir o voo em termos temporais nestas duas fases. De facto, a duração média em voo cruzeiro equivale a 87,56% do tempo total em voo, sendo que o restante tempo é ocupado com a subida. De acordo com os resultados obtidos no estudo relativo ao consumo de combustível em subida e em cruzeiro, foram calculadas as poupanças médias para cada uma das fases de voo, nas três configurações de peso à descolagem. Seguidamente, foram aplicadas essas percentagens consoante o tempo de voo respetivo a cada fase, obtendo uma poupança total de 1,849%.

De maneira a avaliar a poupança face à implementação dos winglets, foi necessário analisar qual a variação do preço do barril de petróleo perspectivada. De acordo com o estudo desenvolvido por Lee e Huh, a maior procura acompanhada de menor oferta, a diminuição do índice do dólar e os eventos geopolíticos atuais, contribuirão para um aumento do preço do petróleo, de acordo com a Figura 5 (Lee & Huh, 2017).



Figura 4 - Representação gráfica da evolução do preço do petróleo

De acordo com os dados da Tabela 4 b) procedeu-se ao cálculo do número de litros médio gastos por ano, obtendo um total de 349 759,56 litros. O montante poupado em euros foi calculado tendo em conta: a percentagem de combustível economizado, o número de litros gastos por ano e o preço do combustível por litro. Sabendo o número de litros gastos por ano e a percentagem de combustível poupado foi possível calcular a quantidade de litros e montante monetário poupados, que equivaleu a 6470,5 litros e 9013,47 euros, respetivamente.

O investimento necessário na aquisição da modificação, bem como os benefícios inerentes à mesma, deverão ser alvo de estudo para que se possa decidir com maior segurança. Uma das categorias de métodos de seleção de projetos são os modelos económicos. Estes modelos pretendem analisar indicadores económico-financeiros, como o Período de Recuperação de Investimento (PRI), a Taxa Interna de Rentabilidade (TIR) e o Valor Atual Líquido (VAL) (Pereira, 2008). O estudo do PRI calcula o número de anos necessários até os *cash flows* acumulados previsionais igualarem o investimento inicial. Para definir a TIR é necessário introduzirmos o conceito de VAL, uma vez que esta é a taxa de atualização que o torna nulo. Desta forma, a TIR representa a remuneração máxima que o projeto poderá proporcionar. Por outro lado, o Valor Atual Líquido é um indicador do valor, no presente dia, dos benefícios futuros do projeto (Pereira, 2008).

O cálculo do PRI, demonstrado na expressão indicou que serão necessários 108,10 anos para recuperar

o investimento inicial de 974 400 €⁽¹⁾, face a um ganho anual de 9013,47 €. A taxa interna de rentabilidade tendo em conta os mesmos pressupostos foi de 0,009.

Para o cálculo do VAL é necessário determinar uma taxa de atualização dos *cash flows*. Para determinar essa taxa de atualização aplicou-se o modelo do *Capital Asset Pricing Model* (CAPM). O CAPM é um modelo que estabelece uma relação direta entre a rentabilidade e o risco. De acordo com este modelo, os investidores devem exigir uma rentabilidade igual à taxa de juro das aplicações sem risco adicionado, de um prémio de risco que é proporcional ao Beta do ativo. Desta forma, face a um CAPM de 0,07844 foi possível obter um valor de VAL igual a -859 490,90 €, que inviabiliza o projeto em termos económicos dado que deveria ser igual ou superior a zero.

4.5 Análise e Discussão de Resultados

De acordo com os resultados económicos obtidos podemos verificar que apesar dos benefícios conseguidos com o winglets não é possível recuperar o investimento em tempo de vida útil da frota. Isto porque, não sabendo o tempo para o *phase out* da aeronave, é possível afirmar com um elevado grau de confiança que a frota não durará os 108,10 anos necessários para a recuperação do investimento.

Neste estudo pudemos comprovar que em condições normais de voo, não se verificam os aumentos de alcance de 5% e 7%, avançados pelo fabricante. De facto, verificou-se que à velocidade de 0.75 M, os winglets promovem um aumento médio de 2,33%, considerando todas as fases de voo. Se considerarmos o voo à velocidade de 0.80 M, obtém-se um aumento de 1,76%. Deste modo, podemos concluir que o alcance é aumentado 2,05% com a modificação, que corresponde a 60 MN, atendendo ao alcance máximo da versão original de 2969,8 MN.

Relativamente ao consumo de combustível verificou-se uma redução de 2,83% durante a subida e de 1,71% em voo cruzeiro. Desta forma, atendendo ao tempo despendido em cada fase, concluiu-se que se consumiriam menos 6470,55 litros de combustível por ano, que equivale a uma redução total de 1,85% por voo.

Desta forma, observando os resultados obtidos assume-se que os benefícios inerentes à modificação são insuficientes para recuperar o investimento em tempo útil de vida de frota. Contudo, verificou-se que com a implementação de winglets, o custo de operação da aeronave reduziria em 9013,47 euros por ano. Do ponto de vista operacional, a modificação demonstrou beneficiar a performance da aeronave, uma vez que se verificou um aumento da sustentação e redução da resistência, resultando num aumento da eficiência aerodinâmica em 11,02%,

5. CONCLUSÕES

A aeronave Falcon 50, operada pela esquadra 504 da Força Aérea Portuguesa (FAP), despende grande parte das horas de voo em missões como: transporte de órgãos urgente, transporte de altas entidades e apoio aéreo logístico. Estes tipos de missões requerem à aeronave flexibilidade, velocidade e alcance, uma vez que voa para os mais variados destinos em todo o mundo. Este estudo teve como objetivo estudar a viabilidade de implementação de winglets, como solução para aumentar a performance da aeronave e

(1) A taxa de conversão de U.S. Dollars em euros foi de 0,833 euros/U.S.Dollar

diminuir o seu custo de operação.

Neste sentido, foi desenvolvida uma revisão bibliográfica onde estão contidos os fundamentos aerodinâmicos, a geração de vórtices de ponta de asa, o design e performance dos winglets e a escolha do software com capacidade Computed Aided Design (CAD) e Computational Fluid Dynamics (CFD). Posteriormente, foram medidas e parametrizadas as asas da aeronave com e sem winglets, o que possibilitou a simulação das condições de voo operadas pela esquadra. Destas simulações foram obtidos e analisados os valores de sustentação, resistência e eficiência aerodinâmica. Posteriormente, realizou-se uma análise comparativa da performance da aeronave original e modificada, onde foram incluídos os estudos relativos ao consumo de combustível e ao alcance. Por fim, foram analisados os benefícios económicos associados à implementação e foi estudada a viabilidade económica do projeto através dos modelos económicos: Período de Recuperação de Investimento (PRI), Taxa Interna de Rentabilidade (TIR) e Valor Atual Líquido (VAL).

Deste modo, através deste trabalho de investigação foi possível concluir que a modificação provou ser vantajosa para o desempenho da aeronave. De facto, com winglets a aeronave consome em média menos 1,85% de combustível, com um alcance médio de 2,05% superior à versão original, o que conferiria uma redução de 9000 euros ao orçamento de operação/combustível para as aeronaves ao serviço da FAP e um aumento de 60NM no alcance da mesma. Contudo, não seria possível recuperar o investimento na modificação durante o período de operação prevista para a frota.

6. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] Abdelghany, E., Khalil, E., Abdellatif, O., & Elhariry, G. (2016). Aircraft Winglet Design and Performance: Cant Angle Effect. *Journal of Robotics and Mechanical Engeneering Research*, 28-34.
- [2] Anderson, J. D. (2007). *Fundamentals of Aerodynamics*. New York: McGraw-Hill.
- [3] Aviation Partners Incorporated. (23 de janeiro de 2018). *Benefits of Winglets*. Obtido de Aviation Partners, Inc.: <http://www.aviationpartners.com/aircraft-winglets/performance-and-technology/>
- [4] Brederode, V. d. (1997). *Fundamentos de aerodinâmica incompressível*. Lisboa: Edição do Autor.
- [5] Buschle, S. (17 de Maio de 2017). Implementação de Winglets na aeronave Falcon 50. (S. Cabanas, Entrevistador)
- [6] Ceron-Muñoz, F. C. (2005). Experimental analysis of aerodynamics characteristics of adaptative multi-winglets. *24th international congress of the aeronautical sciences*. São Paulo, Brasil.
- [7] Crane, D. (1994). *Airframe; Volume 1: Structures*. Newcastle, Washington: Aviation Supplies & Inc.
- [8] Dassault Aviation. (Novembro de 2014). F50 winglets retrofit. *F50 winglets retrofit*.
- [9] Dassault Aviation. (julho de 2014). Falcon 50. *Airplane Characteristics For Airport Planning*.
- [10] Dassault Aviation. (2017). Falcon 50 Operating Handbook. *Falcon 50 Operating Handbook*.
- [11] El Haddad, N., & Gonzalez, L. (2016). Detailed Aero-Structural Design of Winglet for Business Jet. *30th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, (pp. 1-9). Daejeon, Korea.
- [12] EMFA. (20 de Maio de 2017). Obtido de <http://www.emfa.pt/www/esquadra-41>
- [13]. Esteco. (28 de Agosto de 2017). Why do optmization. *Mode FRONTIER Guide*.
- [14] Lee, C.-Y., & Huh, S.-Y. (27 de janeiro de 2017). Forecasting Long-Term Crude Oil Prices Using a

Bayesian Model with Informative Priors. *Forecasting Long-Term Crude Oil Prices Using a Bayesian Model with Informative Priors*. Academic Editor: Marc A. Rosen.

- [15] Maughmer, M. D. (2002). About Winglets. *Soaring Magazine*.
- [16] Mortara, K., & Maughmer, M. (1993). A Method for the Prediction of Induced Drag for Planar. 93-3420.
- [17] Pereira, J. (5 de julho de 2008). *Como seleccionar um projecto?* Obtido de A life committed to learning.: <http://jpereira.eu/2008/07/05/como-seleccionar-um-projecto/>
- [18] Pereira, J. (29 de setembro de 2008). *Como seleccionar um projecto? – Payback Period*. Obtido de A life committed to learning: <http://jpereira.eu/2008/09/29/como-seleccionar-um-projecto-payback-period/>
- [19] PLUS-Força Aérea Portuguesa. (22 de dezembro de 2017). *Anuário Estatístico*. Obtido de PLUS-Força Aérea Portuguesa: http://plus.emfa.pt/MGM_ConsAnuario_UI/MGM_Anuario_List.jsf
- [20] Roche, U. L., & Palffy, S. (1996). Wing-grid, a novel device for reduction of induced drag on wings. 2303-2309.
- [21] Siemens. (21 de novembro de 2017). *STAR-CCM+ Brochure*. Obtido de Siemens PLM Software: <https://mdx.plm.automation.siemens.com/sites/all/themes/basic/assets/downloads/Siemens-PLM-star-ccm+-brochure-66560-A11.pdf>
- [22] SolidWorks. (15 de novembro de 2017). *SOLIDWORKS Products & Solutions*. Obtido de SOLIDWORKS Products & Solutions: <https://www.solidworks.com/products-and-solutions>
- [23] Udris, A. (23 de novembro de 2017). *This Is How Winglets Work*. Obtido de Boldmethod: <http://www.boldmethod.com/learn-to-fly/aerodynamics/winglets-and-wingtip-vortices/>
- [24] Valente, J. (19 de Outubro de 2017). Operação da aeronave Falcon 50. (S. Cabanas, Entrevistador)

“Desenvolvimento de uma bancada de testes para determinação do desempenho de hélices para UAV Classe 1_150 quilos”



Autor: Rui Mendes, Aspirante Aluno do Mestrado Integrado
na especialidade de Piloto Aviador
Academia da Força Aérea, Sintra

Orientador: Carlos Baptista Pereira da Silva, Tenente-Coronel Engenheiro Aeronáutico
Comando Aéreo, Lisboa

Coorientador: Paula Alexandra Veiga Gonçalves, Major Técnica de Manutenção de
Armamento e Equipamento
Base Aérea N°6, Montijo

Resumo: O avanço tecnológico e aumento da exigência operacional nas missões realizadas com as aeronaves não tripuladas, fez com que o Centro de Investigação da Academia da Força Aérea (CIAFA), necessitasse de acompanhar essa evolução. Se no passado, a missão principal do Centro passava por aprimorar o desenvolvimento, a construção, e operação dos UAV, sendo já bastante consistente nessas áreas, atualmente o foco principal centra-se no desenvolvimento de sistemas aviônicos, de modo a dotá-los de uma maior capacidade operacional. No entanto este avanço não é materializado na operação, se a performance da aeronave não for considerada.

Presentemente, o UAV ANTEX-X03 é a aeronave não tripulada operacional da Força Aérea de maiores dimensões, no entanto não existem estudos referentes ao desempenho do sistema propulsivo do ANTEX-X03, e mais propriamente dos hélices pertencentes a esta classe de UAV. Não existindo previamente nenhuma ferramenta para este efeito, surgiu o tema desta dissertação: o desenvolvimento de uma bancada de testes para determinar o desempenho de hélices para UAV classe 1 de 150 quilos.

Na presente dissertação foi levada a cabo uma metodologia que consistiu na realização de testes estáticos e dinâmicos em túnel de vento com diferentes hélices, a fim de se obterem dados para a criação de gráficos de desempenho. Realizou-se a análise comparativa dos resultados obtidos, e foi possível verificar a fiabilidade da bancada desenvolvida, permitiu ainda que fosse determinado o conjunto de hélices, que oferecem melhor desempenho a um certo sistema propulsivo de um UAV de 150 quilos. Tendo sido usado o UAV ANTEX-X03 e o motor UAV ENGINES AR741-38BHP como ferramentas de estudo, foi determinado, entre os hélices testados, o melhor que melhor se adequa ao seu envelope de operação.

Palavras-chave: Bancada de testes; Motor; Hélice; UAV.

1. INTRODUÇÃO

1.1 Contextualização

Atualmente, com o exponencial avanço tecnológico, a aviação militar portuguesa viu-se assim obrigada a seguir o caminho natural da aviação militar internacional e investir também no mundo dos sistemas aéreos não tripulados (*Unmanned Aerial Systems* – UAS). Comparando a realidade da Força Aérea (FA) com outras Forças Aéreas, nomeadamente: Estados-Unidos da América, Rússia ou Israel, podemos observar uma grande discrepância a nível tecnológico, no entanto, tem de se ter em atenção as diferentes realidades e os diferentes tipos de objetivos das missões. Não obstante, a Força Aérea Portuguesa tem vindo a desenvolver um trabalho consistente nesta área.

Com a criação do Centro de Investigação da Academia da Força Aérea (CIAFA), em 2008, foi desenvolvido o Projeto de Investigação e Desenvolvimento em Veículos Não Tripulados (PITVANT), projeto esse que serviu para dar os primeiros passos no mundo dos UAS, tendo terminado no ano de 2015. Esse projeto tinha como principais objetivos desenvolver tecnologias em diversas áreas, tais como: projeto, construção e teste de plataformas de pequena e média dimensão; controlo cooperativo de vários veículos com iniciativa mista; interoperabilidade de sistemas; sistemas de visão avançados; fusão de dados e desenvolvimento de sistemas de navegação (Morgado & Sousa, 2009). Para além destes objetivos, houve também a preocupação de formar pessoal para a operação destes sistemas (Morgado & Sousa, 2009). Em 2015, o CIAFA, migrou parte das suas valências para o então criado Centro de Investigação, Desenvolvimento e Inovação da Força Aérea Portuguesa (CIDIFA). Desde aí, têm sido desenvolvidos vários projetos realizados em parceria com empresas e universidades civis (Caetano, 2016).

A integração de sistemas como: piloto automático; sistemas de comunicações; sistemas de navegação; câmaras e sensores com a capacidade de partilha de vídeo em tempo real, entre aeronaves tripuladas, UAS e navios; sistemas de *Satellite Communications* (SatCom); sistemas de *Search and Rescue* (SAR) veio dotar estes UAV a capacidade de a médio prazo serem empregues em missões de vigilância marítima e de busca e salvamento (Caetano, 2016). No entanto, de pouco vale possuir um sistema muito evoluído tecnologicamente, se ao nível aerodinâmico e de desempenho, se o meio aéreo não acompanhar essa evolução, não sendo possível assim retirar partido dos sistemas que tem a seu dispor. É propósito deste trabalho incidir nessa área, mais especificamente no desenvolvimento de uma ferramenta que permitirá o estudo do desempenho de hélices para UAV classe 1. Os testes realizados permitem constatar que o hélice é um componente fundamental de um sistema motor-propulsor, pois basta alterar apenas o passo ou o diâmetro do mesmo, poder-se-ão obter diferentes desempenhos, que têm impactos diretos na operação da aeronave no qual está aplicado.

No passado, já foram realizados outros estudos aplicados a sistemas propulsivos de UAV, como é exemplo a dissertação desenvolvida com o objetivo de caracterizar o sistema de propulsão do UAV ANTEX-X02 (Pereira, 2015). Embora nesse estudo tenha sido possível determinar qual o sistema de propulsão mais indicado para a operação do UAV em questão, apenas a estrutura do trabalho poderá ser utilizada como orientação na presente investigação, sendo necessário ter sempre em atenção as diferenças referentes às dimensões das plataformas, originando resultados e conclusões diferentes.

1.2 Âmbito, motivação e problemática

A tese de dissertação de mestrado consiste no desenvolvimento de uma bancada de testes onde seja possível avaliar o desempenho de diversos hélices usados por UAV de classe 1 de 150 quilos. O estudo vai permitir ao CIAFA criar uma base sustentável de conhecimento referente aos hélices que tem a seu dispor para esta classe de UAV e assim, possuir as ferramentas necessárias para aferir consoante o desempenho pretendido, qual o melhor conjunto para os diversos tipos de missão. Inserindo-se na área das Tecnologias Aeronáuticas, irá permitir também um forte desenvolvimento ao nível de conhecimento teórico e prático de todo o funcionamento e comportamento de hélices com características diferentes. Sendo materializado, primeiramente, por uma investigação teórica para determinar as metodologias a utilizar na realização dos testes, assim como o processo de *procurement* dos diversos tipos de materiais, sensores, bancadas de ensaio e sistemas dos UAV. A componente prática assentará no desenvolvimento de uma bancada de testes, um *software* de aquisição de dados, a realização de ensaios estáticos e dinâmicos em túnel de vento, e por fim, a elaboração e análise de gráficos de desempenho provenientes dos ensaios realizados.

1.3 Objetivo da dissertação

O objetivo desta investigação é o desenvolvimento de uma bancada de testes, com o intuito de permitir a realização de testes de desempenho de hélices a usar num UAV da classe 1 de 150 quilos. Para o efeito foi necessário desenvolver uma bancada de testes que permitisse uma correta análise dos diversos hélices. Para além disso, foi utilizado o motor do UAV ANTEX-X03, o motor AR741 - 38 BHP, a fim de facultar aos seus operadores a informação adequada para escolherem o melhor sistema de propulsão tendo em consideração o regime de voo a que está sujeito.

A presente investigação tem como objetivo específico:

- Desenvolvimento de uma bancada de testes para determinação do desempenho de hélices para UAV classe 1 de 150 quilos;

O objeto de estudo da presente investigação, como já foi referido anteriormente, será o sistema de propulsão do UAV pertencente à classe 1 de 150 quilos, ANTEX-X03. O UAV ANTEX-X03 é atualmente a aeronave não tripulada com a maior envergadura e máximo peso à descolagem (*Maximum Take Off Weight* – MTOW) da FA, tem a capacidade de carga útil de 30 kg, uma autonomia de 5 horas, uma altitude máxima de 4,5 km, cerca de 15000 ft, tendo uma velocidade máxima de 150 km/h, cerca de 80 Kts. Esta aeronave tem a capacidade de desempenhar missões de *Intelligence, Surveillance and Reconnaissance* (ISR) para o apoio tático de tropas, missões de vigilância de perímetros, intervenção em situações de emergência como terremotos, cheias, poluição e guerra biológica e química, mapeamento de florestas e de zonas agrícolas, e ainda a possibilidade de colaborar na investigação científica. Devido à sua elevada autonomia e à sua capacidade de carga útil, pode ainda executar missões de vigilância marítima de grandes áreas e colaborar ainda na investigação científica na área da gravimetria (Morgado & Sousa, 2009).

O sistema motor-propulsor do UAV ANTEX-X03 é constituído, entre outros sistemas, pelo motor e pela hélice. Este UAV tem instalado o motor AR741, da UAV Engines Ltd., é do tipo *Wankel*, com a capacidade de 208cc, com uma potência máxima de 38,5cv a uma rotação de 7,800 *Revolutions per minute* (RPM), pesando 10,7kgs com o gerador, que lhe está acoplado. O gerador fornece 28V de tensão de saída, tendo duas hipóteses de fornecimento de potência, uma de 900W e uma de 1500W (UAV Engines Ltd., 1999). Nesta investigação irão ser utilizadas seis hélices de dimensões diferentes: 32x16 (diâmetro x passo em polegadas); 36x16; 36x18; 38x14; 38x16; 38x18. A avaliação do desempenho dos diferentes conjuntos será obtida através de testes em túnel de vento, estáticos e dinâmicos.

Apesar de todas as características mencionadas anteriormente, referentes ao UAV e ao seu motor, foram fornecidas, por parte das operações do CIAFA, as condições iniciais do conjunto. Para além dos valores de referência, assumem também um caráter limitativo para este estudo: Aeronave – ANTEX-X03; Velocidade Cruzeiro – 60 Kts; Peso – 150 Kgs; Hélice – 38x16; Regime RPM: 4300-4500 RPM.

1.4 Pergunta de partida

Sendo o principal objetivo desta dissertação o desenvolvimento de uma ferramenta adequada ao teste de hélices para um UAV da classe 1 de 150 quilos, o âmbito foi restringindo à realidade conhecida do ANTEX-X03, com dados de referência definidos (RPM, peso, velocidade). O objetivo só será atingido, se dentro do âmbito definido, for possível dar uma resposta a soluções de hélices. Para tal, a bancada teve de ser testada a fim de se provar ser fiável. Como linha condutora da presente investigação, foi elaborada uma pergunta de partida, para que no final seja possível através da resposta da mesma, resolver a problemática deste estudo.

- Será possível validar a bancada de testes desenvolvida, para a realização de testes de desempenho de hélices de um UAV de classe 1 de 150 quilos?

1.5 Estrutura da dissertação

O percurso metodológico delineado para a presente investigação compreende três fases:

FASE I

Nesta fase, será realizada uma revisão do estado da arte, através de consulta de bibliografia relevante e análise de estudos anteriores. Paralelamente será realizado o *procurement* dos sensores e materiais necessários à realização dos ensaios em túnel de vento, assim como o processo de aquisição.

FASE II

Esta fase compreende a construção da bancada de testes e o desenvolvimento do *software* de aquisição de dados. Após terminada essa tarefa, seguir-se-ão os testes experimentais, tanto a nível estático como dinâmico em túnel de vento.

FASE III

Na terceira e última fase, será efetuada a análise comparativa dos resultados obtidos nos testes realizados na parte prática, que confrontando-os com os dados de referência (ANTEX-X03) e com a teoria, poder-se-á validar ou não a bancada de testes. Caso a bancada demonstre fiabilidade, será possível propor a melhor opção de hélice para um UAV classe 1 de 150 quilos. Uma vez tendo sido usado o ANTEX como ferramenta de estudo, tornar-se-á viável, através dos resultados obtidos, identificar o melhor hélice para esta aeronave em específico.

2. REVISÃO DE LITERATURA

2.1 Sistema de propulsão dos UAS

Quando uma aeronave se encontra em voo, está sujeita a quatro tipos de forças: sustentação; peso; resistência e impulso, que corresponde à força propulsiva. Esta força propulsiva, em nível de voo, deverá ser pelo menos igual à soma das forças de resistências parasita e induzida, ou caso se queira uma aceleração da aeronave, superior a estas resistências. Em subida tem de ser necessariamente superior uma vez que esta força vai originar um aumento de energia potencial (Nordian AS, 2003).

Existem várias formas de gerar a força propulsiva. Pode ser originada por motores *rocket*, motores a jato, motores de combustão interna ou ainda por motorização elétrica. Estes tipos de sistemas de propulsão utilizam modos diferentes de fornecimento da energia. Enquanto os motores a jato, aceleram uma pequena massa de ar a grandes velocidades, nos motores alternativos, o hélice vai acelerar uma grande massa de ar. Existem ainda os motores turbo-hélice, em que uma turbina a jato fornece a potência ao veio (Nordian AS, 2003). Nesta dissertação serão apenas abordados os motores alternativos, uma vez que se trata do tipo de motor do objeto de estudo.

2.1.1 Motores Alternativos

Inicialmente, quando surgiram os motores alternativos, a combustão não ocorria internamente mas sim no exterior do motor, o que causava uma grande perda de energia para a atmosfera (CAE Oxford Aviation Academy, 2015). Em 1862, Beau de Rochas desenvolveu o primeiro motor de combustão interna, no entanto, só em 1876 é que Nikolaus Otto, desenvolveu o primeiro motor tal qual é conhecido atualmente, em que a mistura de ar e o combustível é comprimido dentro de um cilindro por um pistão.

Os motores alternativos de combustão interna podem dividir-se em três categorias: motores de ignição por compressão (Diesel); motores de ignição a dois ou a quatro tempos, e os motores radiais *Wankel* (CAE Oxford Aviation Academy, 2015).

2.1.2 Hélices

Nos motores alternativos, o componente do sistema de propulsão, responsável por transformar a potência exercida pelo motor em força propulsiva à aeronave é o hélice. Este componente mecânico tem a função de transformar a energia mecânica proveniente do motor em energia cinética da aeronave. Pela

terceira Lei de Newton, quando se tem o impulso da massa de ar originado pelo hélice, será gerada uma força igual em sentido oposto, impulsionando a aeronave para a frente.

Os hélices podem ser classificados de vários modos: sentido de rotação para a direita ou para a esquerda; passo fixo ou passo variável, sendo que na presente dissertação apenas os hélices de passo fixo serão abordados. O posicionamento do hélice pode ser à frente da aeronave, “puxando-a”, ou na traseira da aeronave, “empurrando-a” (Nordian AS, 2003).

Tal como as asas, as pás dos hélices são compostas por diversas partes que lhe conferem o seu perfil aerodinâmico, nomeadamente: as duas faces, o bordo de fuga, o bordo de ataque; a raiz da pá e a ponta da pá (Nordian AS, 2003).

Para um melhor entendimento do funcionamento de um hélice, tem de se ter presente os conceitos de ângulo e trajetórias das pás do hélice.

A velocidade total de escoamento de ar causado pelo hélice provém da soma de dois vetores, o vetor do escoamento de ar causado pelo próprio hélice e o vetor da velocidade total. Isto acontece porque, a própria rotação do hélice provoca um fluxo de ar relativo em relação a ele, que é igual em magnitude, mas em direcção oposta em relação à trajetória helicoidal. Temos assim que, o ângulo de ataque da pá do hélice que é o ângulo formado entre a corda da pá do hélice e o escoamento de ar relativo, ver Figura 2.1 (Nordian AS, 2003).

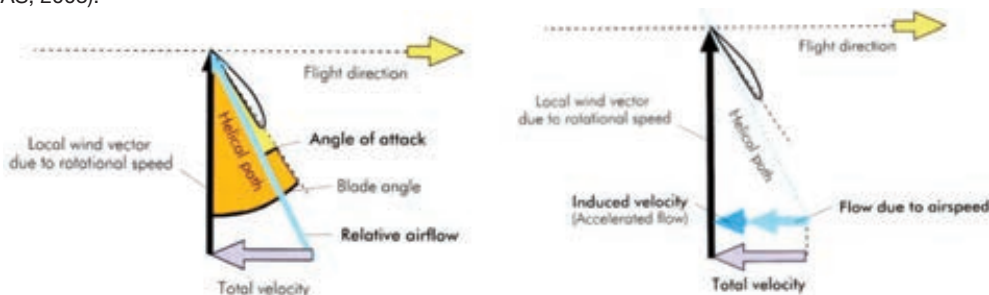


Figura 2.1 – Ângulo de ataque e ângulo da pá do hélice, adaptado de (Nordian AS, 2003)

Com velocidades mais elevadas, o ângulo de ataque vai ser menor, podendo ser demasiado baixo para a eficiência pretendida. Por outro lado, com velocidades baixas, o ângulo de ataque da pá pode ser tão elevado que se aproxima do ângulo crítico de perda da pá do hélice, não retirando qualquer tipo de eficiência ao hélice. Por isso, é preciso estabelecer um compromisso entre o ângulo da pá num determinado ponto de referência e a velocidade para a qual o hélice foi concebido para ter a melhor eficiência. A esta relação designa-se de passo do hélice, ver Figura 2.2 (Nordian AS, 2003).

No caso de RPM elevadas, velocidades de escoamento de aproximação constantes, originam ângulos de ataque da pá maiores, analogamente, RPM baixas originam ângulos de ataque menores.

A distância percorrida numa rotação do hélice dá-se o nome de passo geométrico. Tendo o conhecimento deste parâmetro do hélice, é possível determinar a relação entre o passo do hélice e as velocidades que queremos atingir na nossa aeronave. Um hélice concebido para velocidades elevadas deverá ter um passo elevado, enquanto um hélice concebido para velocidades inferiores um passo pequeno, ver Figura 2.2.

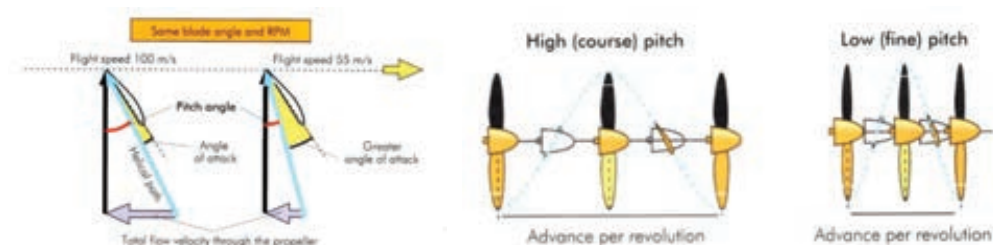


Figura 2.2 – Passo do hélice, adaptado de (Nordian AS, 2003)

Tal como já referido anteriormente, podemos comparar os princípios aerodinâmicos de um hélice aos de uma asa, sendo assim, a pá de um hélice irá criar uma força aerodinâmica total que pode ser decomposta em duas componentes, uma perpendicular ao fluxo de ar relativo, a sustentação, e outra paralela ao fluxo de ar, a resistência, ver Figura 2.3 (Nordian AS, 2003). Analogamente, a força aerodinâmica gerada no hélice divide-se em duas componentes, a perpendicular ao plano de rotação do hélice, o impulso e outra no plano de rotação do hélice, a força de resistência, ver Figura 2.3. Ao multiplicar a força de resistência pelo seu braço obtém-se o binário exigido pelo hélice. Binário é o momento de torção criado pela potência do motor que contraria a força de resistência criada pela rotação do hélice (Nordian AS, 2003).

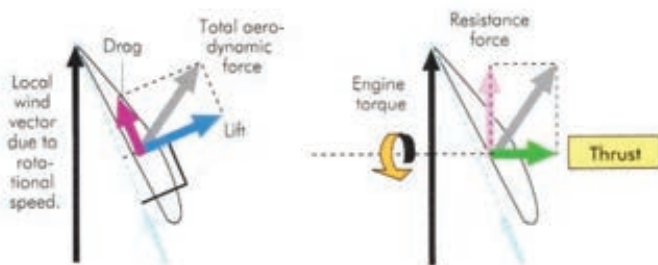


Figura 2.3 – Forças que atuam na pá de um hélice, adaptado de (Nordian AS, 2003)

Para analisar o desempenho dos hélices é necessário ter presente um conjunto de fórmulas que permitem determinar os parâmetros necessários à elaboração de gráficos de desempenho, nomeadamente: a força, o binário, a potência e a eficiência. Estas fórmulas podem ser agrupadas consoante as suas relações com parâmetros referentes às componentes estáticas ou dinâmicas dos hélices.

Relativamente à componente estática existem diversos calculadores compostos por modelos simplificados que permitem calcular de uma forma expedita a força propulsiva, a potência e o binário, originando assim as seguintes três fórmulas (Torrinha, 2010):

$$F = 2,4672 \times 10^{-5} \times RPM^2 \times D^4 \times p \quad (2.1)$$

Onde: F – Força propulsiva [N], RPM – Rotações por minuto, D – Diâmetro do hélice [m] e p – Massa específica [Kg/].

$$P = 5,0419 \times 10^{-7} \times RPM^3 \times D^4 \times p \quad (2.2)$$

Onde: P – Potência [W] e p – passo [m].

Para se obter o valor de binário, usando o valor de potência, obtido da equação (2.2), pode ser usada a fórmula da potência do motor:

$$P = (B \times RPM) \div 9,549 \Leftrightarrow B = (9,549 \times P) \div RPM \quad (2.3)$$

Onde: B – Binário [N.m].

No que diz respeito aos ensaios dinâmicos, é possível calcular outros parâmetros que permitem a determinação do desempenho dos hélices. São eles: o coeficiente de impulso, o coeficiente de potência, que conjuntamente com os valores de razão de avanço vão permitir o cálculo dos valores de rendimento dos hélices.

A razão de avanço (J) é um valor adimensional que é definido pela velocidade da aeronave, pelas rotações por segundo do hélice e pelo diâmetro do mesmo (Spakovszky, 2009):

$$J = V \div (RPS \times D) \quad (2.4)$$

Onde: V – velocidade da aeronave [m/s], RPS – Rotações por segundo, D – Diâmetro do hélice [m].

O coeficiente de impulso (Ct) permite analisar a variação de impulso de um hélice de modo adimensional (Spakovszky, 2009):

$$Ct = F \div (\rho \times RPS^2 \times D^4) \quad (2.5)$$

Onde: F – Força [N], ρ – Densidade do Ar [Kg/m³], RPS – rotações por segundo, D – Diâmetro do hélice [m].

O coeficiente de potência (Cp) permite analisar a variação de potência de um hélice de modo adimensional (Spakovszky, 2009):

$$Cp = P \div (\rho \times RPS^3 \times D^5) \quad (2.6)$$

Onde: P – Potência [W], ρ – Massa específica [Kg/m³], RPS – rotações por segundo, D – Diâmetro do hélice [m].

Finalmente, tendo todos estes parâmetros é possível calcular a eficiência de um hélice através da seguinte fórmula:

$$Eficiência = (Ct \div Cp) \times J \quad (2.7)$$

Uma vez tendo os parâmetros Ct e Cp calculados, estes podem também ser apresentados graficamente em função do J, como se pode observar no gráfico da Figura 2.4, onde também é feita uma comparação consoante o ângulo da pá. Esta forma de calcular a eficiência e de a representar graficamente é uma boa opção aquando da realização de testes em túnel de vento com velocidade constante de escoamento, apenas variando as RPM.

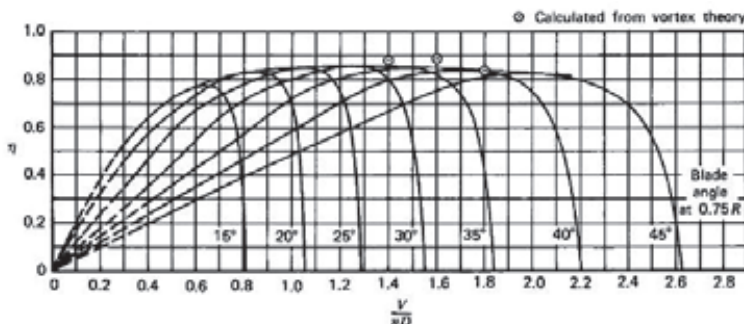


Figura 2.4 - Comportamento típico das curvas de eficiência em função do J, retirado de (Spakovszky, 2009).

3. METODOLOGIA

3.1 Metodologia dos testes

A metodologia utilizada na presente dissertação para determinação dos parâmetros de desempenho dos diferentes hélices de forma a validar a bancada desenvolvida, consiste na realização de ensaios estáticos e dinâmicos a fim de se obterem dados para o desenvolvimento dos gráficos de desempenho. Assim, a metodologia consubstancia-se em quatro fases: a primeira fase que consiste na concepção da bancada de testes que irá ser utilizada para realizar os testes estáticos e dinâmicos em túnel de vento; a segunda fase que irá consistir no desenvolvimento do *software* de aquisição de dados; a terceira fase, dividida em duas partes, a primeira que consiste na realização de testes estáticos e a segunda que visa a realização de testes dinâmicos em túnel de vento; por último a quarta fase compreenderá a elaboração de gráficos de desempenho e análise de resultados.

3.2 Desenvolvimento da bancada de testes

O motor UAV ENGINES AR741-38BHP em estudo possui dimensões consideráveis quando comparado com os casos revistos no capítulo anterior, sendo que a força e as vibrações sobre a bancada muito elevadas. É um motor de 208 , pesando cerca de 11 Kgs, incluindo o gerador, pelo que a bancada terá que ser manufacturada num material robusto. No entanto, deverá simultaneamente permitir um certo grau de liberdade de movimento ao motor, a fim de que seja possível efetuar a leitura do binário debitado pelo hélice. O binário será medido através do deslizamento de duas placas que estão assentes uma na outra, mas com grau de liberdade para rodar. Uma placa (placa 1) estará ligada através de um braço a um sensor de força, funcionando assim como sensor de binário, e a outra (placa 2) com quatro rasgos com a mesma direção do movimento rotacional, permitindo assim a rotação entre as duas. A placa 2 está fixa, e segura através de três sensores de força, no sentido longitudinal ao suporte de toda a bancada, que é solidário com a plataforma do túnel de vento (ver Figura 3.1). Os três sensores que estão a suportar as duas placas solidárias irão efetuar a leitura dos valores de impulso do sistema propulsor. Teremos por isso, quatro sensores de força, um para medir o binário, e os restantes para medir o impulso. Relativamente à leitura do impulso, os três sensores utilizados estão equidistantes ao eixo de rotação do motor, conseguindo-se assim, dividir a força em três pontos, sendo a força de impulso total igual à soma dos três sensores.



Figura 3.1 – À esquerda a primeira placa – Placa 1 (livre de rodar), ao lado direito a segunda placa – Placa 2 (fixa)

A bancada desenvolvida composta por dois componentes: um bloco constituído por duas placas adjacentes, com dimensões de 30x30cm, e uma placa que é fixa ao suporte vertical do túnel de vento com dimensão de 40x40cm. Relativamente ao material usado na construção da bancada, recorreu-se a placas de ferro com espessura de 4 mm. O desenho das respectivas placas foi realizado no *SolidWorks*, tendo

sido necessário fazer um levantamento das dimensões do motor, do posicionamento dos sensores e das diversas furações necessárias para a montagem da bancada e do motor com o gerador. Para reduzir ao máximo o atrito existente entre as duas placas, e evitar a adulteração do valor de binário, ambos os lados das superfícies em contacto foram preparados e lubrificados para reduzir o atrito. Adicionalmente, os quatro rasgos desenhados de forma radial na placa 2, na direção de rotação do motor, sendo que a placa 1 desliza nesses rasgos através de quatro parafusos solidários com quatro rolamentos, permitem o movimento livre do motor. O sensor de força que está ligado a esta placa atua como bloqueador do movimento, resultando na medição do valor do binário, ver Figura 3.2. Na figura 3.2, pode-se observar a montagem do braço, que faz a ligação da placa móvel ao sensor de força correspondente ao binário. Este braço foi fixo à placa através de um parafuso, passando por uma rótula, que permite que o braço esteja sempre paralelo às placas, pois a rótula mantém sempre um ângulo de 90° entre o parafuso e o braço. O braço é composto por um varão roscado de 12mm, sendo aparafusado numa ponta diretamente ao sensor e na outra ponta, à rótula que vai encaixar no parafuso de ligação à placa.

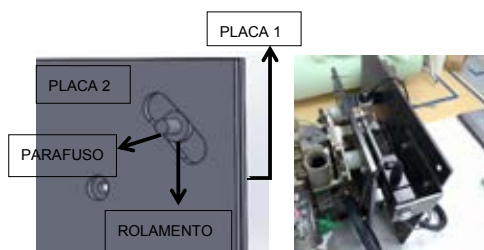


Figura 3.2 – À esquerda, exemplo de um dos quatro furos com o parafuso e rolamento, à direita, imagem representativa da montagem do braço do sensor de binário

Por fim, a terceira e última placa está fixa ao suporte do túnel de vento, possui uma dimensão superior às outras duas devido às dimensões do gerador. Esta placa para além da furação para a fixação ao suporte do túnel possui a furação dos três sensores, e do motor. Tem-se assim o conjunto final, correspondente à bancada de testes do motor que será utilizada no presente estudo. Na figura 3.3 podemos observar o motor, os três sensores de força, e ainda o sistema de leitura de binário.



Figura 3.3 – Constituição final da bancada de testes

3.3 Hardware/software de aquisição de dados

Terminada a conceção e manufatura da bancada de testes, e montados os diversos sensores, procedeu-se ao desenvolvimento de um *software* com a capacidade de receber todos os *inputs* dos vários sensores,

converter em grandezas e enviá-los para um computador onde pudessem ser processados a fim de se obter os parâmetros desejados. Na presente investigação, foi utilizado um Arduíno, *Ardupilot*, para a receção dos diversos *inputs* por parte dos sensores (Força, Binário e RPM).

Para a modelação do Arduíno recorreu-se ao *software* Matlab. A placa Arduíno funciona como um ponto intermédio entre a bancada de testes e o *software* *MatLab*, sendo através deste último, observados os valores em tempo real dos diversos sensores da bancada. Para o efeito, foi necessário a elaboração de várias linhas de código de modo a programar o *software* em *MatLab* para que se conseguisse mostrar em tempo real a informação relevante respeitante ao sistema propulsivo, nomeadamente: a tensão dos três sensores de força e do sensor de binário (0 a 5V) e ainda o valor RPM do sensor correspondente.

3.4 Testes estáticos e dinâmicos

A fase experimental subdivide-se em dois momentos. No primeiro momento, foram realizados testes estáticos, ou seja, testes que usam o *setup* de montagem tal como já foi descrito anteriormente, mas sem escoamento no túnel de vento. O segundo momento da fase experimental corresponde aos testes dinâmicos, nos quais foi utilizado o escoamento do túnel de vento para a realização dos ensaios.

3.5 Elaboração de gráficos de desempenho e análise de resultados

A elaboração dos gráficos de desempenho e a análise de dados é transversal às duas fases dos testes práticos. Pretende-se assim, determinar o hélice, ou os hélices, que melhor desempenho podem fornecer ao sistema propulsivo. Através dessa análise será possível avaliar a fiabilidade da bancada de testes desenvolvida.

4. ENSAIOS ESTÁTICOS E DINÂMICOS

4.1 Ensaios Estáticos

Os ensaios estáticos permitiram aferir a fiabilidade do sistema constituído pela bancada de testes e do programa de aquisição de dados desenvolvido. Procedeu-se à comparação entre os valores obtidos nos testes estáticos e os valores teóricos determinados, através das características dos diversos hélices que foram experimentados. O sistema propulsivo testado utilizou o motor UAV ENGINES AR741-38BHP, tendo nele, sido testados seis hélices diferentes: 32x16 (Tri-pá); 36x16; 36x18; 38x14; 38x16; 38x18.

A configuração da bancada utilizada nestes testes foi conforme o descrito no capítulo três. Relativamente ao procedimento dos testes, iniciou-se através do programa de recolha de dados, sendo a potência do motor controlada por patamares com intervalos de 30 segundos. O primeiro patamar foi 2500/3000 RPM, visto ser o regime onde se obteve uma estabilidade razoável do motor para a recolha de dados coerentes. A partir desse primeiro patamar, os seguintes foram estabelecidos de 1000 em 1000 RPM até ao máximo que o diâmetro do hélice permitiu.

Após a análise dos resultados obtidos para cada hélice, pôde-se fazer uma comparação entre eles, tanto ao nível da força, como também do binário debitado pelo hélice. Através dessa comparação, foi possível confrontar com os conceitos teóricos de modo a verificar a fiabilidade dos resultados. Na tabela 4-1, para além dos valores máximos de força correspondentes a cada hélice, estão também representados valores de referência fornecidos pelas operações do CIAFA. Estes valores correspondem também aos valores máximos de força debitada por cada hélice, tendo sido obtidos através de medições realizadas com um dinamómetro. Pelo facto das medições terem sido efetuadas em condições meteorológicas diferentes,

assim como o hélice 36x16 usado foi diferente ao utilizado neste estudo, não poderão ser tidas como referências exatas. No entanto, sendo os únicos valores de referência existentes, serviu para ter uma ideia se a comparação dos hélices é coerente com a determinada neste estudo. Observando a tabela 4-1, assinalado a vermelho estão representados os valores de referência e respetivas RPM máximas. Relativamente às RPM máximas constatou-se uma grande semelhança às alcançadas nos testes realizados usando a bancada de testes. Comparando os valores obtidos neste estudo com os valores de referência à exceção do hélice 32x16, que apresenta um desvio menor, todos os hélices apresentam um desvio na ordem dos 20% quando comparados com os valores de referência. Isto significa, que as ordens de grandeza naturalmente vão ser inferiores, mas que a comparação entre eles é constante, dando assim credibilidade aos valores obtidos. O decréscimo constante em todos os hélices dever-se-à ao facto das condições meteorológicas terem sido diferentes como já mencionado anteriormente, aliado a um possível erro do instrumento utilizado. O facto do hélice 32x16 ter sido o único que apresentou um desvio menor, 12 %, deve-se ao facto de ser o único hélice tri-pá, com um diâmetro inferior aos restantes hélices testados. Pode-se também constatar o efeito do esgotamento das RPM dos hélices 36x18, 38x16 e 38x18. Isto pode ser explicado pelo aumento do passo e do diâmetro dos hélices. Para um mesmo diâmetro, quando se aumenta o passo do hélice, aumenta-se o ângulo de ataque da pá e por sua vez origina uma maior resistência. Essa resistência vai esgotar a potência que o motor tem para debitar, não conseguindo alcançar RPM superiores. Tal efeito pode ser observado na tabela 4-1, onde estão representados os valores máximos de força debitados por cada hélice, tendo em conta o valor de RPM máximo alcançado. Não obstante, de não serem alcançados valores de RPM superiores, mas como são hélices de maior passo vão produzir uma força maior para RPM menores.

Tabela 4 1 – Valores máximos de força debitada pelos diferentes hélices

	Força (N)					
RPM	32x16	36x16	36x18	38x14	38x16	38x18
4500/ 4630						414/ 539 (23%)
4700/ 4850			418/ 530 (21%)			
4800/-					436/-	
5230/ 5230				469/ 569 (18%)		
5500/ 5400		450/ 569 (21%)				
6200/ 6030	510/ 579 (12%)					

4.2 Ensaios Dinâmicos

A segunda fase da parte experimental compreendeu a realização dos ensaios dinâmicos, ou seja, com o túnel de vento a debitar escoamento sob o *setup* experimental.

O UAV ANTEX-X03 é uma aeronave cuja velocidade cruzeiro ronda os 60 Knots, aproximadamente 30 m/s. E assim, os ensaios em túnel de vento foram conduzidos com a velocidade de escoamento de 30 m/s.

O procedimento utilizado foi igual ao efetuado nos ensaios estáticos. Iniciou-se o programa de recolha de dados, sendo a potência do motor controlada por patamares com intervalos de 30 segundos. Devido ao escoamento do túnel de vento, entre as 2500/3000 RPM, obteve-se uma estabilidade razoável do motor para a recolha de dados coerentes, e daí ter-se assumido esse valor, como o primeiro patamar do ensaio. Sendo que os seguintes foram estabelecidos de 1000 em 1000 RPM até ao máximo que o diâmetro do hélice permitiu. A única diferença existente nestes testes, relativamente ao *setup* utilizado, foi a exclusão do hélice 38x18, única e exclusivamente por ter sido um hélice que nos ensaios estáticos demonstrou

provocar valores de binário muito elevados, não tendo sido possível avaliar com coerência e precisão o seu desempenho.

A realização dos testes dinâmicos permitiu assim o cálculo de novos parâmetros fundamentais para a obtenção da eficiência dos hélices, através dos gráficos resultantes desses parâmetros, e também verificar a integridade dos resultados. Por fim, tendo os valores de eficiência, pode-se então, construir o gráfico com as diferentes eficiências correspondentes aos diversos hélices, e através da comparação dos mesmos definir o melhor hélice.

Analisando a Figura 4.1, referente ao gráfico de eficiência, existem certos comportamentos que são esperados, o aumento do passo do hélice, implica o aumento do ângulo de ataque. É expectável, valores de eficiência máxima associados a passos mais elevados, e que estes ocorram para valores de J mais elevados, pois ocorrem a RPM menores. Aumentando os diâmetros das hélices são expectáveis valores de eficiência máximos superiores, uma vez que se consegue produzir valores maiores de força face ao exigido pelo binário.

Observando ainda o gráfico da Figura 4.1, pode-se confirmar que os hélices com valores maiores de eficiência são os de maior diâmetro (38x14 e 38x16). O hélice 36x16 apesar de ser de dimensões inferiores tem um comportamento muito idêntico a estes dois casos. O facto do hélice 36x18 apresentar um valor de eficiência baixo, pode ser justificado pelo facto do hélice exigir um valor maior de binário face à força que ele consegue debitar. Como era expectável, o hélice 32x16 é também um dos casos que apresenta menor valor de eficiência máxima. Na tabela representada na Figura 4.1 pode observar-se os valores de forma mais detalhada respeitantes às eficiências de cada hélice. Pode-se concluir que os três hélices que apresentam melhores eficiências são o 36x16, o 38x14 e o 38x16, sendo que, estes dois últimos apesar de serem de passos diferentes apresentam os seus valores de máxima eficiência para os mesmos valores de J. Comparando o hélice 36x16 com o hélice 36x18, comprova-se positivamente o efeito descrito anteriormente, o hélice 36x18 tem um passo maior, obteve a sua eficiência máxima para um valor de J mais elevado que o hélice 36x16.

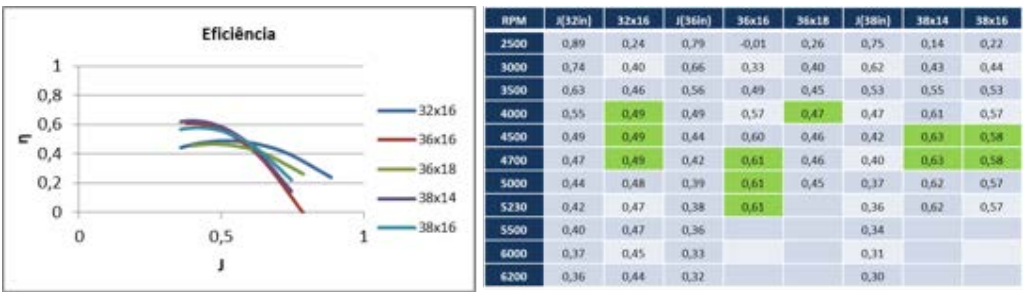


Figura 4.1 – À esquerda, gráfico de eficiência dos diferentes hélices testados, à direita, tabela com os valores de eficiência em função do J dos diferentes hélices

Por último, após da análise de todos os parâmetros individualmente, pode-se concluir que a bancada desenvolvida fornece condições para que seja feita uma comparação entre todos os hélices, e assim, definir-se a melhor opção de hélice para um UAV classe 1 de 150 quilos. As conclusões obtidas assentaram nos dados de referência do UAV ANTEX-X03: velocidade 60 Kts; massa 150 Kgs; hélice 38x16 e envelope de voo, 4300-4500 RPM.

Relembrando os dados obtidos nos testes estáticos, o hélice que debitou mais força foi o 32x16. Excluiu-se o hélice 38x18 desta análise, pelas razões referidas anteriormente, o hélice que demonstrou maior limitação em termos de RPM foi o hélice 36x18, produzindo também o valor mais baixo de força. Restaram três hélices: 36x16, 38x14 e o 38x16. Destes três hélices só o 38x16 limitou o motor nas 4800 RPM. Relativamente aos valores de binário, o hélice que debitou um binário maior foi também o hélice 32x16. Dos três hélices que produziram valores força maiores, e que debitou um binário maior foi o hélice 38x14.

Tendo em conta os dados operacionais do UAV ANTEX- X03, e confrontando-os com os valores das tabelas do fabricante do motor conclui-se que é neste regime que também o SFC é mais reduzido, o que auxilia na determinação da melhor solução para este UAV. Através dos dados obtidos, às 4500 RPM, o hélice foi capaz de produzir cerca de 300 N. Pode-se assumir então, que para um voo de nível a 60 Kts, o UAV ANTEX-X03 exige cerca de 300 N. Na tabela 4-1, estão assinalados a amarelo, os valores de RPM correspondente aos 300 N referentes aos hélice 36x16 e hélice 38x14, Apenas estes hélices estão assinalados, por serem a par do hélice 38x16, os que obtiveram melhores desempenhos. Através da fórmula 2.4 apresentada no capítulo 2, e com os valores de RPM determinados na tabela 4.1, determinou-se o valor de J para o qual o hélice é capaz de produzir os 300 N exigidos pela aeronave. Como se pode observar de forma detalhada na Tabela 4-2, apresentam valores de eficiência interessantes, bem como o hélice 38x16.

Tabela 4 2 – Valores de Força obtidos nos ensaios dinâmicos

RPM	32x16 (N)	36x16 (N)	36x18 (N)	38x14 (N)	38x16 (N)
4500	220	236	315	271	304
4700	244	263	352	304	338
5000	284	309	414	358	393

Tabela 4 3 – Valores de eficiência em função do J dos diferentes hélices

RPM	J(32in)	32x16	J(36in)	36x16	36x18	J(38in)	38x14	38x16
4500	0,49	0,49	0,44	0,60	0,46	0,42	0,63	0,58
4700	0,47	0,49	0,42	0,61	0,46	0,40	0,63	0,58
5000	0,44	0,48	0,39	0,61	0,45	0,37	0,62	0,57

Perante os resultados obtidos, foi possível propor o hélice mais adequado ao caso de estudo, o UAV ANTEX-X03. Atendendo a que o hélice está montado na parte traseira da aeronave, logo a seguir à fuselagem, quanto menor for o seu diâmetro, maiores serão os efeitos das perturbações, diminuindo o escoamento existente para produzir força. E assim, dos hélices que melhor desempenho apresentaram, exclui-se o hélice 36x16 por ser o mais pequeno. Em relação ao binário debitado pelos hélices, que está intimamente relacionado com os consumos específicos, constatou-se que o hélice 38x14 debita um binário maior. Assim, o hélice 38x16, para além do seu valor de eficiência máxima ser coincidente com o regime deste UAV, sendo maior que o hélice 36x16, e conseguindo debitar um binário menor que o hélice 38x14, torna-se na melhor opção de hélice para o UAV ANTEX-X03.

Resumindo, os três hélices em análise (Hélice 36x16, o 38x14 e o 38x16), apresentam-se como boas opções para um UAV de classe 1 de 150 quilos. No entanto, a escolha irá depender da aeronave em causa, uma vez que as características aerodinâmicas influenciam os regimes de voo.

Relembrando o objetivo principal deste trabalho, e respondendo à pergunta de partida apresentada levantada no capítulo 1, pode-se afirmar, que a bancada desenvolvida fornece condições para que nela seja testado o desempenho de hélices de UAV classe 1 de 150 quilos.

5. CONCLUSÕES

5.1 Síntese da dissertação

O desenvolvimento da bancada de testes para determinação do desempenho de hélices abrangeu várias tarefas, desde o desenho, à concepção, incluindo a aquisição de todos os sensores necessários para a realização dos testes. Finalizada a bancada de testes, e tendo sido adquirido todo o *hardware* de recolha de dados, foi necessário desenvolver um *software* para a aquisição de dados, mais concretamente para a interpretação dos mesmos. Assim, o *software* foi desenvolvido com recurso a um Arduino como *hardware* de interligação entre o *hardware* integrado na bancada e o software criado em Matlab. Este *software* permitiu para além da recolha de todos os dados respeitantes a RPM, força e binário, a amostragem em tempo real dos gráficos respeitantes às curvas de força de modo a permitir ao utilizador ter uma perceção da validade dos ensaios. Tendo a bancada, o respetivo *hardware* e software bem consolidados, deu-se início à fase dos testes práticos de seis hélices diferentes: 32x16 (tri-pá); 36x16; 36x18; 38x14; 38x16; 38x18. Esta fase dividiu-se em dois momentos, primeiramente foram realizados testes estáticos, ou seja testes sem escoamento a incidir no sistema propulsivo. Nestes testes, foram realizadas algumas aferições a nível de erro que a bancada poderia suscitar aos valores obtidos, recolheram-se os valores de força e binário que cada hélice debitou. O segundo momento compreendeu a realização dos ensaios dinâmicos, testes com a inclusão de escoamento no túnel de vento. Através da configuração do túnel de vento para um escoamento de 30 m/s, simulou-se o regime de voo a que aeronave ANTEX-X03, com 150 kgs, está sujeita na sua operação. Nestes ensaios, foi retirado do estudo o hélice 38x18, uma vez que excedeu o limite máximo admissível pelo sensor de binário nos ensaios estáticos, indo assim ao encontro de uma das limitações desta dissertação.

Após a realização dos testes práticos aos diferentes hélices que compuseram este estudo, foram calculados os diversos parâmetros de desempenho dos hélices, e criados os respetivos gráficos com o intuito de perceber a fiabilidade da bancada desenvolvida. Perante as constatações efetuadas, três hélices: o hélice 36x16, o hélice 38x14 e o hélice 38x16, apresentam-se como boas opções. A escolha irá sempre depender da aeronave em causa e do próprio motor, porque características aerodinâmicas diferentes originarão regimes de operação não compatíveis com o UAV ANTEX-X03. Foi ainda, determinada a melhor opção de hélice para o UAV ANTEX-X03.

Os resultados obtidos permitiram responder à pergunta de partida de forma positiva, tendo sido possível validar a bancada desenvolvida para o teste do desempenho de hélices de UAV classe 1 de 150 quilos. Relativamente à escolha dos hélices, não será possível definir um melhor hélice para a classe 1 de UAV, uma vez que vai depender do regime de voo da aeronave em causa. No entanto, pode-se identificar as três opções de hélice mencionadas anteriormente, tendo demonstrado os melhores valores de desempenho na realização dos ensaios, serão certamente as melhores opções.

5.2 Limitações

As maiores limitações que foram sentidas na realização do presente estudo relacionaram-se principalmente com a bancada de testes desenvolvida. A necessidade do desenvolvimento de uma bancada de testes deveu-se ao facto de não existir nenhuma na FA, mais concretamente no CIAFA. Tendo em conta as dimensões do

motor em causa, o motor AR741-38BHP, tal como referido no capítulo 3, o ideal seria a construção de uma bancada tipo berço, em que o motor estaria assente em rolamentos de modo a garantir a rotação livre do motor, permitindo assim, a leitura do binário. No entanto, esta hipótese teoricamente mais válida, foi abandonada pois iriam ser necessários rolamentos de dimensões não comportáveis, sendo necessários processos de construção que saíam fora dos objetivos desta dissertação. Para além disso, acrescia a dificuldade referente à medição de força do conjunto. Tendo em conta todas estas condicionantes, desenvolveu-se uma solução, que embora não fosse a ideal, adequou-se aos objetivos e às capacidades para a execução existentes no CIAFA. A bancada tal como descrita no capítulo 3, e que sustentou a realização do estudo efetuado, apresentou a sua maior limitação na medição do valor de binário. Como se pode constatar no capítulo 4, os valores que pontualmente surgiram fora do expectável, estão relacionados com os valores de binário, provenientes das elevadas vibrações que o sensor de binário sofreu. Conforme o foi descrito no capítulo 3, o binário foi medido através do deslizamento relativo de duas placas onde estava afixado o motor. Foram realizados inúmeros esforços referentes ao polimento e à lubrificação das duas placas, para reduzir ao máximo o atrito existente entre ambas. É o caso das próprias furações que apesar de terem sido desenhadas em *SolidWorks* e executadas através de máquinas laser, não foi possível eliminar a totalidade das folgas existentes. Com o mesmo propósito foi utilizada uma rótula para retirar o máximo da folga do braço e garantir um posicionamento o mais paralelo possível, as ligeiras folgas apresentadas, configurou-se uma limitação adicional. Por isso, apesar de todos os esforços realizados para minimizar os impactos das dificuldades da medição do binário, este foi severamente afetado em termos de precisão. E assim, o hélice 38x18 teve de ser retirado do estudo. Embora os resultados de binário tenham sido afetados por algumas das limitações descritas, estes não devem ser descurados nem desvalorizados pois, foram úteis para a fiabilidade e validação da bancada de testes desenvolvida.

5.3 Perspetivas para trabalhos futuros

Tendo em conta as limitações apresentadas anteriormente, existem algumas melhorias que poderão ser efetuadas na bancada de testes desenvolvida. Estas melhorias assentam em dois aspetos: redução das vibrações e das folgas. As vibrações causadas pelo motor à bancada poderão ser reduzidas eventualmente, através da adição de sinoblocos nas fixações diretas ao motor. Esta solução não foi utilizada neste trabalho, pois embora os sinoblocos absorvam grande parte das vibrações, vão também adulterar em certa parte os valores de força, pois também vão absorver o impulso do motor. No entanto, o facto de se reduzir as vibrações, pode ser benéfico à leitura do binário, sendo assim um aspeto que seria interessante averiguar. Outro pormenor que poderia ser melhorado relaciona-se com as folgas existentes na bancada, principalmente no braço do sensor de binário e nas restantes furações, seja do motor ou dos diversos sensores. Visto tratar-se de um trabalho mecânico, será sempre uma tarefa desafiante, pois será difícil a eliminação completa de folgas em todo o sistema, no entanto qualquer melhoria neste aspeto levará certamente a resultados mais precisos.

Para além das melhorias mencionadas em cima referentes à bancada de testes, seria benéfico a introdução de uma componente prática de ensaios em voo, pois permitirá a realização de uma “triagem” dos hélices que obtiveram melhores desempenhos. Provavelmente, através dos ensaios em voo, reduzir-se-ia o conjunto de três hélices, a um hélice. Os ensaios em voo poderiam ser realizados através da técnica *The Bootstrap Approach* (TBA).

Por último, efetuar a validação da proposta dos três hélices (36x16; 38x14; 38x16), como boas opções para um UAV classe 1 de 150 quilos, e o caso específico do 38x16 para o UAV ANTEX-X03, através de um trabalho hipotético-dedutivo assente em referências analíticas e experimentais.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] Arduino. (2018). Arduino UNO. Retrieved from <https://store.arduino.cc/arduino-uno-rev3>
- [2] Baptista, C. S., & Sousa, M. J. (2011). *Como Fazer Investigação, Dissertações, Teses e Relatórios Segundo Bolonha*. (Pactor, Ed.). Lisboa.
- [3] Blom, J. D. (2010). *Unmanned Aerial Systems: a historical perspective*. Retrieved from <http://usacac.army.mil/cac2/cgsc/carl/download/csipubs/OP37.pdf>
- [4] Borges, M. (2015). *Design of an Apparatus for Wind Tunnel Tests of Electric UAV Propulsion Systems*. Instituto Superior Técnico.
- [5] CAE Oxford Aviation Academy. (2015). *Powerplant ATPL Ground Training Series Book 4*. United Kingdom.
- [6] Caetano, J. (2016). *Aeronaves Não Tripuladas na Força Aérea*. Sintra: Centro de Investigação, Desenvolvimento e Inovação da Força Aérea (CIDIFA).
- [7] Caetano, J., Matos, M., Morgado, J., & Sousa, J. B. (2015). From Research to Operations: The PITVANT UAS Training Experience. In *Handbook of Unmanned Aerial Vehicles* (pp. 2525–2560).
- [8] Chaney, C. S., Bahrami, J. K., Gavin, P. A., Shoemake, E. D., Barrow, E. S., & Matveev, K. I. (2014). Car-Top Test Module as a Low-Cost Alternative to Wind Tunnel Testing of UAV Propulsion Systems. *Journal of Aerospace Engineering*, 27(6), 6014005. [https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)AS.1943-5525.0000425](https://doi.org/10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000425)
- [9] Fortin, M.-F. (2003). *O processo de investigação: da concepção à realização*. (3ª). Loures: Lusociência.
- [10] Freixo, M. J. V. (2009). *Metodologia científica: fundamentos, métodos e técnicas*. Lisboa: Instituto Piaget.
- [11] JAPCC. (2010). *Strategic Concept of Employment for Unmanned Aircraft Systems in NATO*. (Joint Air Power Competence Centre, Ed.).
- [12] Morgado, J., & Sousa, J. (2009). O Programa de Investigação e Tecnologia em veículos aéreos autónomos não-tripulados da Academia da Força Aérea. In 4 (pp. 9–24). Cadernos do IDN.
- [13] Nardian AS. (2003). *Principles of Flight*. Nardian AS.
- [14] Oxford Aviation Academy. (2008). *Principles of Flight* (Fourth).
- [15] Pereira, A. (2015). *Caracterização do sistema de propulsão do UAS ANTEX-X02*. Academia da Força Aérea.
- [16] Richmond Industries. (2017). *Certificate Of Conformity*.
- [17] Richmond Industries. (2018). S Beam Load Cell 500N 1kN 2.5kN 5kN. Retrieved from <https://www.loadcellshop.co.uk/load-cells/s-beam-load-cells/s-beam-load-cell-500n-1kn-2-5kn-5kn-detail>
- [18] Spakovszky, Z. S. (2009). *Thermodynamics & Propulsion*. Retrieved from <http://web.mit.edu/16.unified/www/SPRING/propulsion/notes/index.html>
- [19] Torrinha, I. (2010). *Desenvolvimento de Software em LabVIEW para Banco de Ensaios de motores de UAV* ' S. Universidade da Beira Interior.
- [20] UAV engines Ltd. (1999). *Operators manual for the rotary engine*.
- [21] UAV Engines Ltd. (1999). *AR741-38BHP For small surveillance UAVs*.
- [22] Vilelas, J. (2009). *Investigação - O Processo de Construção do Conhecimento* (1ª). Lisboa.

Developing an Efficient Bioinspired Flapping Wing Micro Aerial Vehicle for Research



Autor: Bernardo Ferreira, Aspirante Aluno do Mestrado Integrado
na Especialidade de Piloto Aviador
Academia da Força Aérea, Sintra

Orientador: João Vieira Caetano, Capitão Engenheiro Aeronáutico
Academia da Força Aérea, Sintra

Abstract: This research aims at developing a flight capable Flapping Wing Micro Aerial Vehicle (FWMAV) for video surveillance purposes, with a considerably reduced cost. It focuses on the clap and peel mechanism for both lift generation enhancement and ease of construction; the stability and control are assured via a tail in an “X” configuration, equipped with an elevator and a rudder. This configuration showed to be suitable for video recording as it reduces the flapping induced oscillations. The prototype is powered through a 100 mAh battery and is capable of 3 minutes of flight, with a total weight of 13.2 grams.

Palavras-chave: Bancada de testes; Motor; Hélice; UAV.

1. INTRODUCTION

1.1 Background and Motivation

such as Alessandro Volta's invention of the first battery through the study of electrical fishes (Finger & Piccolino, 2011). However, this was not the case with human flight. With regard to heavier than air flight, the first flight took place in Kitty Hawk beach by the Wright Brothers, whose aerial vehicle had rigid fixed wings and a propeller for generating forward propulsion, not resembling any flying animal. Later developments improved on this main concept, making faster and sturdier aircraft with more powerful means of propulsion. Other than fixed wing aircraft, rotary wing vehicles were developed, e.g. helicopters and gyrocopters, leaving aside nature's flapping wing systems.

Only many years later, in the second half of the twenty first century, the first real efforts were made to comprehend flapping flight, enabled by the technological advances. The study of flying species can be divided in three strategies (Caetano 2016): i) the first strategy consists of the analysis of natural flapping species in controlled environments, in order to study their kinematics and aerodynamics, e.g. Wood (1970); ii) the second strategy uses computer simulation modeling of flapping wings systems, through aerodynamic, kinetic and inertial principals, as is the case with Gebert and Gallmeier (2002); iii) the last strategy creates and studies flapping wing aerial vehicles, a current example is Caetano et al. (2015) with the Delft University of Technology DelFly II Flapping Wing Micro Aerial Vehicle (FWMAV). As in the last category, this dissertation aims to create and develop a FWMAV.

2. AERODYNAMIC PRINCIPLES

In order to understand the aerodynamics of flapping flight, basic aerodynamic principles, such as Reynolds number, fluid viscosity, vorticity, unsteadiness, circulation and the Kutta condition will be considered as understood, and will form the basis of the aerodynamic principles of flapping flight. Moreover, an approach to a standardization of the flapping flight kinematics will be explained.

2.1 Kinematics of Flapping Systems

Flapping wing kinematics are composed of three main movements, plunging (heaving), sweeping and pitching. Plunging () refers to the vertical movement of the wings. The plunging motion plays a vital role in defining the wing tip trajectory, as seen in Figure 1 through the dotted lines, which is a key factor in determining the lift force generated (Sane & Dickinson, 2001). There are two main patterns of plunging and movement of the wing in hummingbirds and insects: a figure-of-eight pattern (Figure 1) and a circular pattern without a crossing point (Percin, 2015).

Thereafter, is the sweeping motion, which comprehends the movement of the wing back and forth along the stroke plane. The stroke plane represents a center plane of movement, around which the wing flaps. The sweeping motion is composed of two movements: upstroke and downstroke. The upstroke is the forward movement of the wing, which transitions to the downstroke through a phase called pronation, represented by the red dots. Inversely, the downstroke transitions to upstroke through the supination, represented by the green dots (Figure 1).

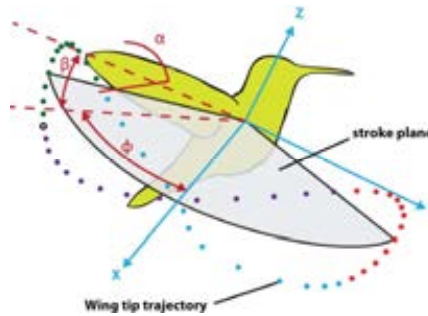


Figure 1- The colored dots illustrate the forward stroke (blue), the pronation (red), backward stroke (purple) and supination (green) (Leys et al., 2016)

The last of these three motions is called pitching, which refers to the rotation of the wing with respect to the variation of the angle in relation to the XY Plane. Furthermore, during the explanation of the rotational forces, the relevance of pitching will be explained, with regard to a significant force generation capability.

2.2 Principles of Aerodynamic Force Generation

Hereafter, the more complex aerodynamics, known as unsteady forces, which explain the flight of most flapping wing systems will be described, namely: leading edge vortex; rotational force;

wing-wake interaction. Furthermore, a flapping system that has been found to hold specific aerodynamic advantages, which could suit the requirements of this project, will be analyzed.

Firstly, the leading edge vortices (LEVs) are explained, which are fundamental for flapping wing systems and represent one of the main reasons for flapping force generation. Starting with a description, LEVs develop at angles of attack (AOA) higher than the stall AOA, as airflow encounters the leading edge at a high angle it cannot remain laminar and detaches. This separation is responsible for forming the LEV, as flow detaches and reattaches further down the chord, creating an area of low pressure near the surface which develops its own suction force. Moreover, the suction force, in addition to the drag force, results in a lifting force which is perpendicular to the plane of the wing (Sane, 2003). Additionally, in a study by Ellington et al. (1996), a spanwise flow was found, with origin at the wing hinge and up to three-quarters of the wing tip, which maintained the LEV stable and attached. This is explained by a conical spanwise rotation that redirected the vorticity generated by the LEV, while inhibiting it of growing larger and shedding.

As previously explained, during the sweeping motion, a high pitch is mostly maintained in order to create the previously discussed LEVs. As the wing reaches its maximum forward or aft limit, a rotation of the wing is required in order to start the new sweeping motion with a positive angle of attack. This rapid rotation, near the point of stroke reversal, is at the core of the rotational forces. In a study by Dickinson et al. (1999), the rotation and the circulation, created to re-establish the Kutta condition, displays a remarkable lift enhancing

capability that can reach up to 50% of the total lift. Furthermore, depending on the position of the rotation axis and its timing, the rotation could have a large constructive or destructive influence on the lift generated.

During flapping flight, as the wing begins stroke reversal, leading and trailing edge vortices are created. Furthermore, the shed vortices generate induced velocity fields, which contribute positively to force generation, adding a velocity gradient to the flapping wing during the reverse wing stroke. Moreover, this effect is proved to be strongly dependent on the wing kinematics, more precisely on their rotation during stroke reversion (Dickinson et al., 1999).

Lastly, the clap-and-fling mechanism will be explained, which has proved successful in various projects, e.g.: Berkley s H Bird (Rose, 2015) and the DelFly family (The DelFly Project, 2017). The clap-and-fling motion begins with the clap of the wings, joining first at the leading edge, and expelling the air downwards as the rest of the wings touch, see Figure 2a. Thereafter, the gap between the wings closes, which reduces the volume of air between them (Figure 2b). The following stage, the peel, is described by the separation of the two wings (c). Normally, standard leading edge vortices would be created by the movement of the wings, however with this configuration the vortices are intensified by the airflow towards the area of low pressure, which is created between the wings by the peel (d). Once this space fills with air (e) the pressure gradient increases and a positive pressure can be noticed. This positive pressure will contribute positively to the magnitude of the LEVs. After this fling stage, the wings reverse and clap again, and the process repeats.

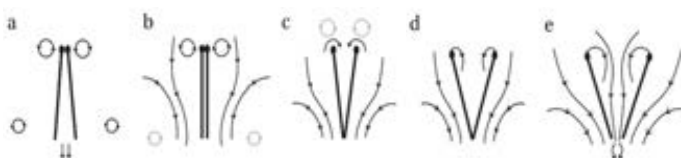


Figure 2- Clap-and-fling motion by position. The black lines and arrows represent the flow of air, while the circulatory lines indicate the presence and direction of vortices (Caetano, 2016)

A similar configuration called clap-and-peel is used for flexible wings and brings a number of advantages. During the peel, the flexible wings inertia and suction reduce their AOA, hereby reducing drag, and also promoting an increase in the LEVs (Caetano, 2016). Additionally, this configuration is found to reduce the formation of the starting vortex, which is justified by the influence of the circulation in the opposing wing (Sane, 2003). As such, reducing the intensity of the starting vortex will ease the establishment of the Kutta condition, resulting in faster lift force generation. This configuration has proven, in insects, to result in up to 25% more aerodynamic lift, compared to conventional flapping wing motions (Marden, 1987).

3. CONCEPTUAL DEVELOPMENT AND DESIGN OF THE FWMAV

3.1 Conceptual Design Decision

best suited structure for the project. Referring to the conceptual development of the FWMAV, the following conclusions and corresponding decisions of this analysis were made, with regard to the wings and tail.

The wing configuration selected for the FWMAV is a biplane “X” configuration, similar to TU Delft s and Berkeley s FWMAV. This is justified as follows: the biplane configuration allows for wings with only active degree of freedom (DOF), hereby simplifying the design process and, most importantly, reducing the

weight. Furthermore, this configuration benefits from the advantages of the clap-and-fling effects which, as mentioned before, have shown to augment total aerodynamic lift generation. In terms of tail configuration, the choice made for the tail is a standard inverted T-tail, as it is the simplest of designs, and is therefore the design choice for the first prototypes. Additionally, the standard tail is also the lightest configuration, requiring only two servos and light surfaces. A great importance is placed on the weight of the first prototypes, given that the priority is to have a flight capable system, which should have a sufficient weight margin for an extra payload. The structural design explained above is illustrated in Figure 3.

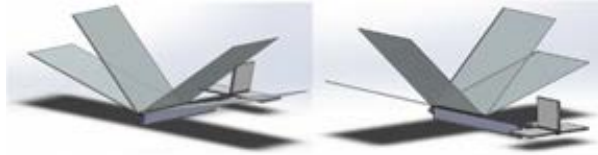


Figure 3- Conceptual representation of the chosen design structure for the FWMMAV

This section aims to elaborate the final decisions that will incorporate the project, specifically regarding the following: flapping mechanism; wings; tail. In the search for a flapping mechanism, existing solutions were studied, since the design and creation of a mechanism would be far too demanding both time wise and financially. A study by Bruggeman (2010) on the DelFly II and its flapping mechanism (Figure 4a) proves as a valuable solution and has the advantage of having its detailed information available to the public.

As a means of comparison, Berkeley's H Bird uses a similar mechanism, hereby proving the value of this solution, which is also compatible with the intended biplane "X" configuration. However, this mechanism was produced according to particular specifications (Delft University of Technology, 2017) and, as such, is not commercially available. Nonetheless a commercially available solution was found by Micronwings (Micronwings, 2017) and fulfilled all the requirements (Figure 4b).

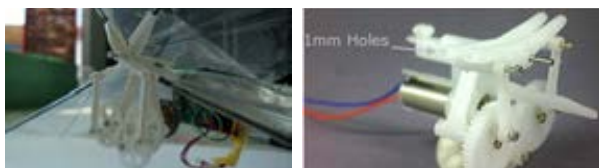


Figure 4- a) DelFly II flapping mechanism; b) Flapping mechanism acquired from Micronwings

Following, the type of wing to design was determined, to this extent existing wing designs and corresponding publications were researched, e.g. Bruggeman (2010), being the following choice for the wing design an adaptation that incorporates the most beneficial parameters. Consequently, the solution found is composed of a wing with a 1 mm thick main rod, an aspect ratio of 1.75 and the dimensions displayed in Figure 5a. Regarding the stiffeners, their thickness should be around 0.28 mm, and their placement as displayed according to Figure 5a. The reasons for these choices are, this design has been studied experimentally by a detailed scientific work, which intended on its optimization. Comparatively, another research possibility, Berkeley's MAV wing, stems from a commercial product with no modifications made to the wings. Thereafter, allowing for future adaptation to the motor's output force, three different wing proportions were designed: wing 140, 119 and 98, after their main rod length.

Regarding the selected inverted T-tail design, the decision made was to assemble a similar tail design to the ones found in existing FWMAVs. In order to achieve this, research started from one of the few publications found with specific tail dimensions (Caetano, 2016, p. 27). The main dimension adapted was the trailing edge length of the horizontal stabilizer, of 134 mm. Given that the wing area would be approximately the same, this comparison would be suitable for the FWMAV in development. Following, the decision on the shape of the horizontal stabilizer was conducted and the solution of an elliptical design for the leading edge of the stabilizer, was chosen. Afterwards, the maximum chord length had to be decided for the horizontal stabilizer. As the intention was to build an elliptical shape, the value adapted was 55 mm, in comparison, 67 mm would make the structure of the horizontal stabilizer circular in shape. Thereafter, the vertical stabilizer was designed with the intent to make a proportional tail. The total height of the tail was designed to be half of the horizontal length, of 135 mm, therefore the final value of 67 mm was selected. The last step was to decide on the length of the moving surfaces, the decision was approximately one quarter of the total length of the stabilizing surfaces. This proportion was chosen due to the low speeds at which the surfaces would have to be effective, resulting in a length of 20 mm for the moving surfaces. After adapting all these specifications in SolidWorks 2016, the final design is represented in Figure 5b, which was used for the construction of the first prototypes.

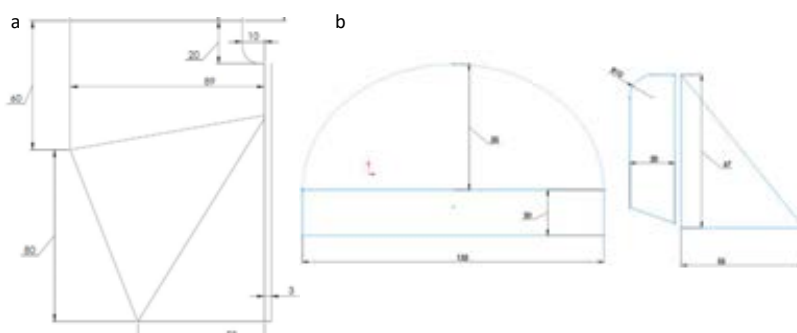


Figure 5- Proposed design and dimensions: a) 140 wing; b) tail

3.3 Electronic Hardware

Lastly, the control system corresponds to the assembly of an electronics system which allows for remote control of the FWMAV, and is composed of the following components: receiver; actuator; motor; battery. From the selection of electronic solutions researched, the following were selected for the construction of the project. The receiver used was DelTang's RX31d, which displayed two brushed electronic speed controllers, four actuator outputs, was compatible with 2.4 GHz frequency and weighed 0.24 grams. With regard to the control components, from the three acquired solutions, two electromagnetic actuators, weighing 0.35 grams and 0.68 grams, and a mechanical actuator (1.5 grams) were acquired. The best compromise found, between weight and force generation, was the 0.68 grams magnetic actuator. The motor acquired was a 6 mm brushed motor, compatible with the receiver and the flapping mechanism acquired, which presented a valuable solution in comparison to brushless motors researched. Lastly, the batteries acquired were lithium-ion with a 3.7V output and three different capacities: 100 mAh; 150 mAh; 180 mAh. As seen further, the two batteries with the highest capacity were too heavy for flight.

4. DESIGN IMPROVEMENTS

4.1 Flapping Mechanism

Necessary improvements to the lift generation system were required to enable the project to fly, the three components which made part of this system, the motor, the flapping mechanism and the wings, were analyzed. The outcome of this analysis indicated the following two issues with the flapping mechanism.

The first, is found at the closed position of the flapping connectors and regards the 4 mm separation of the leading edges (Figure 4b). This separation hindered one of the most important effects of clap-and-fling, which is induced by the clap of the wings, and is crucial in generating the pressure differences responsible for maintaining and enhancing the lift generating LEV s. The second issue resulted from the maximum wing angle. As mentioned before, the lift created stems greatly from the LEV s generated and maintained through the different stages of the clap-and-fling process. If the wing angle is small, some stages of the process where the LEV s should grow and attach will also be reduced, hereby impacting the total lift generated. The mechanism acquired features a maximum wing angle of 65° , comparatively the previously studied mechanisms, which have a maximum wing angle of approximately 90° .

Upon analysis of the flapping mechanism, it became clear that the issues could be solved while maintaining some parts of the flapping mechanism. Moreover, the solution went through a replacement of the pushrods and flapping connectors, hereby maintaining the flapping mechanism structure, which includes the motor support and the gear mechanism. Therefore a CAD design was created for the initial mechanism (Figure 6a). In the research for new flapping connectors a design was found which proved essential for the development and can be seen in the connectors displayed in Figure 6b. This new connector featured a relatively simple symmetric form, which allowed the manufacturer to design one piece, which would work in pairs, and met one of the requirements: vertically aligned connectors. The next step regarded solving the second requirement, which was to increase the maximum wing angle from 65° to approximately 90° . Altering the point at which the pushrod connected to the gears, changed the movement of the flapping connectors, consequently changing the maximum angle of the wings. Having found the solution, a suitable position for the new hole in the gears was discovered, with 4.5 mm away from the center of the gears. Lastly, new pushrods were designed, which assured that in the lowest position the wings would close and in the highest position have an approximate 90° angle. The design was created and assembled in Solidworks, the proposed solution is illustrated below through Figure 6b.

After the solution the digital design was materialized, being the priority set on the flapping connectors, given that the pushrods simple design enabled easy manufacturing, which could be done by hand. This attempt was achieved through multi jet fusion, using high precision nylon, due to its durability, and displayed enough precision and quality to allow the two connectors to fit without gaps and minimal resistance. Lastly, the pushrods had to be built, given that the new design required shorter pieces to properly fit the design. The pushrods were made using 1 mm thick carbon fiber sheet, drilled with a 1.6 mm drill on the connectors end and 0.8 mm on the other end, hereby suiting all the requirements.

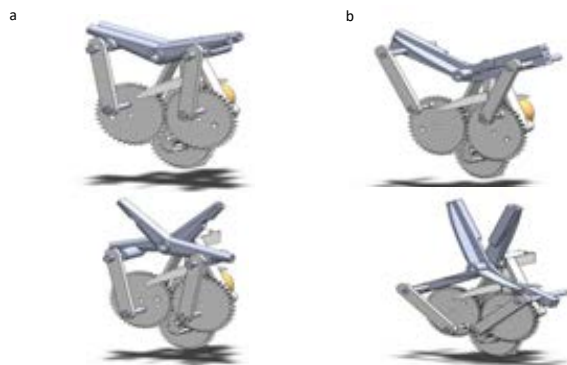


Figure 6- Side by side comparison after design optimization, of CAD version of original flapping mechanism a) (left), and newly designed flapping mechanism b) (right). The connectors are displayed in blue, while the pushrods are represented and link the connectors to the gears

4.2 Wings

The wings were analyzed through hover tests carried out to verify which of the manufactured wing proportions develops the highest lift, and consequently is able to carry the heaviest payload. The second and third part, analyze how the flight of the FWMAV is influenced by changes to the configuration and components, moreover their impact on the stability and controllability of the flight.

This test analyzes which of the manufactured wings generates the highest lift and will be able to carry the maximum capacity. To achieve this, the payload is varied using different batteries and, by securing weights onto the FWMAV. To begin, the FWMAVs flight capabilities with the 180 and 150mAh batteries was analyzed and concluded that neither combination of wings and batteries was capable of maintaining hover, with a total mass between 15.1 and 15.9 grams. Therefore, referring to the 100 mAh batteries, the two biggest wings, 140 and 119, were studied. After the flight tests, wing 140 displayed the best lift generation capability, by allowing hover, with a weight addition of 1.3 grams, for 50 seconds compared to wing 119 s 30 seconds. Without the additional payload, flights are able to range between 2-3 minutes of continuous flight or up to 5 minutes of smaller interrupted flights. The final step of this study determined the maximum payload with which the FWMAV, at maximum power, could maintain hover for a minute. The determined value corresponded to a total mass of 14 grams, with an additional payload of 0.9 grams (Figure 7a).

4.3 Tail

The tail improvement analyzed how instability induced by the rudder inputs could be reduced. To achieve this, the study offered two different approaches. The first involved changes to the orientation of the tail, in which the tail was placed on a “T” position, trying to verify how this affects the instability caused by the rudder. The second, involved changes to the configuration of the tail, which featured adding a vertical stabilizer, in an “X-Tail” configuration (Figure 7b). The results showed that the first solution was not suitable, since this position featured a drastic change to the center of gravity (COG) of the FWMAV, when in a vertical position, furthermore due to the wake directed by the positive dihedral angle of the wings, a clear reduction of the rudders controllability could be noticed. The second approach was to stabilize the FWMAVs control by augmenting the vertical stabilizers area in an “X” configuration. To achieve this, a vertical stabilizer was designed, featuring a weight addition of 0.1

grams, moreover the design was represented of the vertical moving surface and stabilizer, with a reduction of the stabilizer surface length by half, as shown in Figure 7b. Furthermore this configuration allows for a key difference, since the tail now allows the FWMAV to take-off from a vertical position.

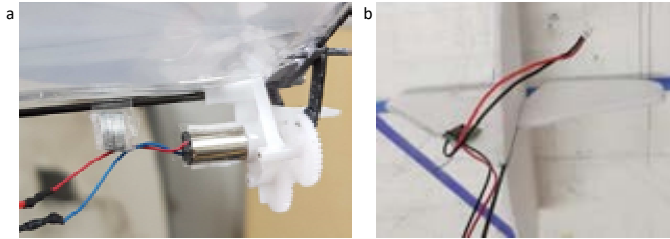


Figure 7- a) Mass addition of 0.9 grams, to achieve the MOP b) Top view of the X-Tail design

4.4 Flying Qualities

The final test aimed at determining the locations of the COG which enable a specific flight envelope, viz., forward flight and hover. The purpose is to allow a future operator to easily adapt the configuration of the FWMAV to the desired flight envelope. In order to achieve this, the only component to be moved is the battery which, due to its weight and mobility allows for the required COG differences. The measurements made represent the distance from the rear of the motor to the beginning of the battery, and consisted of six different COG positions, each with a 2 cm battery displacement (Figure 8). After these tests were carried out, three groups of locations were determined, according to different flight properties displayed.

The first group, displayed in red, represent COGs not advisable for any type of flight, as the FWMAV displayed a very significant natural oscillation. Furthermore, upon elevator inputs this oscillation worsened, which made control efforts very difficult. The second group, displayed in yellow, can be characterized by an improvement to the effectivity of the elevator, which previously only caused an induced oscillation. Moreover, the actuation of the elevator is translated into a controlled forward oscillation, which allows for slow forward flight. The third group, displayed in green, can be identified through an increase in the effectivity of the tail, which allows for faster forward flight. Furthermore, the natural oscillation of the FWMAV features faster forward flight, however this increase in the effectivity, aggravated by the forward COG position, corresponds to greater instability.

After the analysis conducted from the flight tests two battery positions were determined, which better suited the required flight types of hover and forward flight. For hover flight, the best COG is found with the battery at 4 cm. In this position, the best compromise between a reduced natural oscillation and the stability induced by a low COG position, is found. Moreover, at this location the elevator inputs begin to have a good effectivity, which is a requirement for any type of flight. For forward flight, the best battery position is at 2 cm, where the best compromise between horizontal speed, tail effectivity and FWMAV stability can be found (Figure 8).

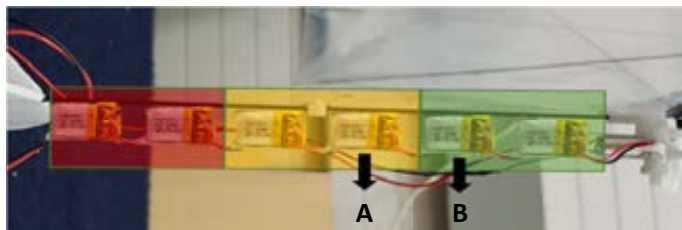


Figure 8- Illustrative design of the 6 different battery positions, enabling different COGs. Battery position A and B represent respectively the best hover and forward flight positions.

5. CONCLUSIONS

The final version of the vehicle created features a biplane configuration with 10 micron Mylar wings, 1mm carbon rods as leading edges and 0.25mm carbon rod stiffeners. Connecting the wings to the tail is a 1.5 mm carbon rod, which is the central body structure of the FWMAV. The tail featured an increase of 0.1 grams, through the addition of a vertical stabilizer, changing the tail design from inverted “T” to “X”, made from 3mm Styrofoam. Due to its tail configuration, the FWMAV is able to stand vertically and take-off from that position.

Furthermore the electronics, the 0.24 grams receiver selected, DelTang s RX31d, proved a valuable solution, centralizing the entire control system without displaying limitations or signal interferences. Furthermore, the 0.68 grams magnetic actuator also showed no limitations, being able to deflect the moving surfaces on demand, even in forward flight. Conversely, two components set the most restrictive limitations of the created vehicle, the battery and the motor. From these, the component that most limits the vehicle is the 6mm brushed motor. The motor is nonetheless able to power the wings for enough lift to fly, and carry an additional operational payload. With the present motor, this capacity corresponds to a total maximum mass of 14 grams, already accounting for the additional maximum payload of 0.8 grams, due to the 0.1 grams tail addition.

The second limitation regards the endurance and is imposed by the batteries. Since the motor limits this FWMAV to the lightest batteries of 100 mAh, the 150 and the 180 mAh batteries are not usable, and the FWMAV is restrained to the smallest battery capacity and consequently shortest endurance. The 100 mAh Lithium-Ion batteries weighing 3.2 grams, are able to sustain flight for 1 minute while carrying the maximum payload. Without the additional payload, flights are able to range between 2-3 minutes of continuous flight or up to 5 minutes of smaller interrupted flights.

Regarding the Center of Gravity (COG), the results presented indicated two optimal COG positions, depending on the flight type required. These COGs were obtained through two battery positions, namely with the battery 4 and 2 centimeters away from the rear of the motor, being optimal positions for hover and forward flight, respectively.

Moreover, components such as wings, tail structure and flapping mechanism presented a sufficient durability, throughout the tests. The high precision nylon used for 3D printed material proved resistant enough to withstand the strains of the flapping mechanism. Moreover, upon tear and wear caused by significant impacts and normal use, the components of the FWMAV proved easy to repair and replace.

Future studies will concern the enhancement of the current capabilities, through the acquisition and adaptation of a more powerful, possibly brushless motor. The addition of this motor would enable the FWMAV to carry more weight, allowing for the use of heavier batteries and enhancing the flight endurance. Consequently, a study will be carried out to verify the most beneficial wing size, possibly augmenting the wings and the lift generation.

The mission of the FWMAV, which currently involves research and acquisition of specific knowledge, displays possibilities for expansion. To achieve this, the FWMAV could be fitted with a downlink system enabling this project to carry surveillance missions. Additionally, electronics such as gyroscopes and sensors, could be adapted to the FWMAV, allowing for the integration of an autopilot, thus the possibilities would be greatly enhanced, by having a self-controlled programmable vehicle.

Concluding, the possibilities of such vehicles are still being discovered and invented around the world. Given this fairly new field of aerodynamics, research is a continuous valid option, considering that various challenges and barriers still persist, such as the example of miniaturization.

BIBLIOGRAPHY

- [1] M. P. S. Finger, *The shocking history of electric fishes: From ancient epochs to the birth of modern neurophysiology.*, New York: Oxford University Press, 2011.
- [2] J. V. Caetano, *Model Identification of a Flapping Wing Micro Aerial Vehicle*, Delft: Ipskamp, 2016.
- [3] J. Wood, "A Study of the Instantaneous Air Velocities in a Plane behind the Wings of Certain Diptera Flying in a Wind Tunnel," *Journal of Experimental Biology* , vol. 52, no. 1, pp. 17-25, 1970.
- [4] G. Gebert and P. Gallmeier, "Equations of motion for flapping flight," in *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*, 2002.
- [5] C. Rose, "Modeling and Control of an Ornithopter for NonEquilibrium," *Electrical Engineering and Computer Sciences University of California at Berkeley*, Technical Report No. UCB/EECS-2015-250, 17 December 2015.
- [6] Q.-V. Nguyen, W. Chan and M. Debiasi, "An insect-inspired flapping wing micro air vehicle with double wing clap-fling effects and capability of sustained hovering. InSPIE ProceedingsBioinspiration, Biomimetics and Bioreplication,," in *In SPIE Proceedings Bioinspiration, Biomimetics and Bioreplication*, 2015.
- [7] Delft University of Technology, "The DelFly Project," 20 October 2017. [Online]. Available: <http://www.delfly.nl>.
- [8] B. B. S. Bruggeman, "Improving flight performance of DelFly II in hover by improving wing design and driving mechanism," *TU Delft*, 2010.
- [9] S. P. Sane, "The aerodynamics of insect flight," *Journal of Experimental Biology*, vol. 206, no. 23, pp. 4191-4208, 2003.
- [10] C. P. Ellington, C. van den Berg and A. Willmott, "Leading-edge vortices in insect flight," *Nature*, p. 384(19/26):626–630, 1996.
- [11] M. H. Dickinson, . F. Lehmann and S. P. Sane, "Wing Rotation and the Aerodynamic Basis of Insect Flight," *Science*, p. 284(5422):1954–1960, 1999.
- [12] J. H. Marden, "Maximum lift production during takeoff in flying animals,," *The Journal of Experimental Biology* , p. 130:235–238, 1987.
- [13] L. Hines, D. Campolo and M. Sitti, "Liftoff of a motor-driven, flapping-wing microaerial vehicle capable of resonance," *IEEE Transactions on Robotics*, vol. 30, no. 1, p. 220– 232, 2014.
- [14] F. Y. Hsiao, T. M. Yang and W. C. Lu, "Dynamics of flapping-wing MAVs: Application to the tamkang golden snitch,," *Journal of Applied Science and Engineering*, vol. 15, no. 3, p. 227–238, 2012.
- [15] J.-S. Lee and J.-H. Han, "(2012). Experimental study on the flight dynamics of a bioinspired ornithopter: free flight testing and wind tunnel testing," *Journal of Smart Materials and Structures*, vol. 21, 2012.
- [16] M. Percin, "Aerodynamic Mechanisms of Flapping Flight," *TU Delft*, 2015.
- [17] S. P. Sane and M. H. Dickinson, "The control of flight force by a flapping wing: lift and drag production,," *The Journal of Experimental Biology*, p. 204(Pt 15):2607–26, 2001.
- [18] R. Randall, R. Kumar and S. Shkarayev, "Bio-inspired design of micro ornithopters with emphasis on locust hind wings," in *International Micro Air Vehicles Conference*, 2012.

Linhas Orientadoras para a implementação de um Modelo de Gestão por Competências na Força Aérea



Autor: Margarida Vitorino, Alferes Aluna do Estágio Técnico-Militar na especialidade
de Técnico de Pessoal e Apoio Administrativo
Academia da Força Aérea, Sintra

Orientador: Nuno Quirino Martins, Major Técnico de Pessoal e Apoio Administrativo
Divisão de Recursos do Estado-Maior da Força Aérea, Alfragide

Resumo: Numa altura em que o contexto organizacional é cada vez mais volátil e em que se sente necessidade de mudanças rápidas e ágeis, surge a gestão por competências que dá primazia à exploração das capacidades, habilidades, conhecimentos e motivações dos indivíduos, alinhados com as necessidades de competências e estratégia organizacional, para a gestão eficiente dos recursos humanos. A Força Aérea (FA) traçou como Objetivo Estratégico, desenvolver uma organização assente na gestão de pessoal sustentável que, entre outras coisas, promova a valorização do seu potencial humano. Como tal, seguindo evidências empíricas que comprovam a mais valia da gestão por competências, foi proposta a implementação de um Sistema de Gestão de Recursos Humanos, com base nos requisitos da Norma Portuguesa 4427, que tenha por base uma gestão por competências. O presente artigo tem por objetivo construir um modelo inicial de gestão por competências aplicável à FA. Esse modelo segue as fases previstas num **roadmap**, criado no âmbito desta investigação, que contempla as competências a constar do modelo, os graus de proficiência e respetivos indicadores comportamentais observáveis, bem como algumas linhas orientadoras para a avaliação de competências e planos de desenvolvimento das mesmas.

Palavras-chave: Competências específicas, Competências transversais, **Core competencies**, Força Aérea, Gestão por competências, Gestão de Recursos Humanos, Modelos de Gestão por Competências.

1. INTRODUÇÃO

As práticas de Gestão de Recursos Humanos (GRH), ao longo de todos estes anos, têm sido maioritariamente sustentadas numa gestão por funções sendo que todas as ações de recrutamento, avaliação, benefícios/recompensas e formação se desenvolviam através das mesmas. Neste sentido, a análise e descrição de funções assumiam uma especial relevância por parte da GRH. Contudo, com as mudanças organizacionais que se têm assistido nos últimos anos, nomeadamente a nível tecnológico e de globalização, o paradigma tem sido alterado e tem-se assistido a um crescente interesse nas competências e capacidades. Com o ambiente organizacional cada vez mais volátil é necessário desenvolver uma rápida capacidade de resposta e consequentemente uma capacidade de aprender novas competências e de uma mudança ágil. É neste contexto, que a descrição de funções vai perdendo relevância visto que se torna estática e pouco flexível não permitindo a agilidade necessária neste novo ambiente organizacional (GOMES, et al., 2008).

A gestão por competências surge nos anos 70, através de McClelland, na tentativa de demonstrar que o desempenho profissional ia além de aptidões académicas ou conhecimentos procurando outros preditores, nomeadamente as competências. Desde os contributos de McClelland, muitos autores têm desenvolvido as suas abordagens sobre o conceito de competência, não havendo um conceito universal. Independentemente da corrente seguida, a literatura é consensual no que diz respeito à ideia de que as organizações que contenham uma GRH com base em competências terão maior facilidade a adaptar-se às mudanças visto que elas exigem um esforço constante de atualização (SANTOS, 2014).

Nas Forças Armadas e mais concretamente na FA têm sido estudados alguns caminhos para que a Gestão de Pessoal seja feita de forma sustentável melhorando as práticas de GRH como o recrutamento, a formação, a valorização do potencial humano incentivando o mérito, a motivação e a retenção. Neste sentido, a Repartição de Pessoal, da Divisão de Recursos, do Estado-Maior da Força Aérea, propôs que fosse criado um Sistema de Qualidade na área da GRH através da implementação da Norma Portuguesa 4427:2004. Esta norma foi concebida para aplicação da GPC em organizações que apresentassem um modelo de GRH baseado em competências ou que pretendessem evoluir nesse sentido. Como tal, surge a

pertinência do tema do presente estudo constituindo a gestão por competências como objeto de estudo.

O presente trabalho pretende definir linhas orientadoras para a criação de um Modelo de Gestão por Competências (MGPC) que seja aplicável à FA, na categoria de oficiais, e que permita a implementação total da NP 4427:2004 contribuindo para a implementação de um Sistema de Gestão de Recursos Humanos (SGRH) que seja integrador de todos os níveis hierárquicos e áreas de atividade da organização. Partindo deste objetivo geral, foram criados objetivos específicos tais como: identificar as diversas competências que constroem o modelo –as **core competencies**, as competências transversais e as específicas; definir os diversos perfis de competências; e desenhar um roteiro de competências. Uma vez que a organização apresenta uma grande diversidade de especialidades (24 para a categoria de oficiais e 18 para a categoria de sargentos) e o estudo está limitado a nível temporal, serão identificadas pistas para a implementação de um modelo geral dando resposta à seguinte pergunta de partida: **De que modo poderá ser implementado um Modelo de Gestão por Competências na Força Aérea?**.

2. GESTÃO DE COMPETÊNCIAS

A. Definição de Competências

O primeiro contributo sobre competências surge por McClelland em 1973 com a publicação de ***Testing for competence rather than intelligence***, onde o autor demonstra que os testes tradicionais de medida de aptidões académicas e conhecimentos não eram preditores do desempenho profissional e do sucesso na vida o que o levou a procurar outros métodos que fossem realmente preditores de um melhor desempenho: as competências (MCCLELLAND, 1973; CEITIL, 2012). Mais de quarenta e cinco anos passados, ainda permanece a incerteza conceptual. Como resultado desta incerteza conceptual, existem atualmente diversas interpretações sobre o conceito de competências não sendo possível encontrar uma definição universal. Contudo, há uma certa unanimidade, entre os diversos autores, em relação à importância da Gestão por Competências (GPC) na obtenção de vantagem competitiva para as organizações (SANTOS, 2014).

Fruto dessa incerteza conceptual, existem diversas perspetivas de abordagem ao conceito de competências resultando numa panóplia de conceitos. Por ser uma definição abrangente, que associa as competências não só aos conhecimentos, mas também às capacidades e aptidões e à sua aplicação para efeitos de desenvolvimento não só profissional mas também pessoal, assumimos neste trabalho, como conceito de competências o sugerido pela Organização para a Cooperação e Desenvolvimento Económico (OCDE). Neste sentido, as competências surgem associadas à “**capacidade comprovada de utilizar o conhecimento, as aptidões e as capacidades pessoais, sociais e/ou metodológicas, em situações profissionais ou em contextos de estudo e para efeitos de desenvolvimento profissional e/ou pessoal**” (CEDEFOP, 2014, p.50).

De ressaltar que as competências não são apenas elementos cognitivos, mas englobam também aspetos funcionais, interpessoais e valores.

B. Grupos ou tipos de competências

A dificuldade em encontrar um conceito universal de competência tem reflexo na diversidade de tipologias que este mesmo conceito poderá adotar. As diferentes tipologias têm como intuito diferenciar “a natureza que a competência poderá assumir, existindo em alguns casos, uma hierarquização de tipologias, o que nos permite assumir a existência de uma relevância distinta entre competências, no contexto da organização” (ANDRÉ, 2013, p. 21).

Clusters de competências: Pela magnitude de competências existentes, elas surgem agrupadas em grupos ou **clusters**, ou seja, conjuntos de competências homogêneas de acordo com a sua natureza. Cada um desses clusters, dada a sua dimensão, divide-se em subgrupos ou **subclusters** sendo que cada um deles é orientado para uma das vertentes incluídas no **cluster** principal (CAMARA, 2017). A literatura dá especial destaque a três grandes **clusters**: liderança e gestão, técnico-profissional e o comportamental. No Quadro 2 é possível verificar os três **clusters** e respetivos **subclusters** bem como as competências que lhes estão associadas, de acordo com a visão de Camara (2017).

Quadro 1 – Clusters de Competências (Fonte: Adaptado de CAMARA, 2017)

Clusters	Orientação das competências	Subclusters	Competência
Liderança e Gestão	Alinhamento estratégico das pessoas com os objetivos da organização em que se inserem.	Alinhamento Estratégico	Visão Estratégica Inovação e Rapidez Alianças e Parcerias
	Mobilização e compromisso das pessoas.	Mobilização e Compromisso	Saber Comunicar Conhecer a Organização Aprendizagem Contínua
	Tomada de uma ação para concretizar uma qualquer mudança.	Passar à Ação	Liderança Fazer com que as coisas aconteçam Determinação
Técnico-Profissionais	Conhecimentos técnicos ou skills e a experiência profissional necessária para que um determinado colaborador consiga desempenhar a função desejada com o sucesso esperado.	Tantos subclusters, quanto áreas de conhecimento relevantes existirem na organização	
Comportamentais	Qualidades pessoais, atitudes e comportamentos da pessoa.	Comportamentais Pessoais	Intrínsecas ao indivíduo Proatividade Ambição Integridade
		Interpessoais ou Relacionais	Interação/ Relação com os intervenientes na organização Comunicação Trabalho em Equipa Relacionamento interpessoal

Tipos de competências: Ceitil (2016) acrescenta mais uma classificação identificando o tipo de competências: as competências transversais e as competências específicas. As competências transversais caracterizam-se por dois fatores: a transversalidade que se traduz na descontextualização das competências, isto é, na ausência de especificidades e necessidade de adaptação a contextos particulares; e a transferibilidade que significa que estas competências devem ser transferíveis a todos os colaboradores, uma vez que são adquiridas no decorrer de uma atividade, mas são passíveis de serem postas em prática, espontaneamente, num outro qualquer domínio. No que diz respeito às competências específicas, ao contrário das anteriores, são somente aplicáveis às funções que integram a mesma família de funções, ou seja, que estão diretamente associadas à atividade profissional e são hierarquizadas (CEITIL, 2016; CAMARA, 2017). Estes dois tipos de competências somados constituem o perfil de competências de uma determinada função (CAMARA, 2017).

Ainda dentro desta classificação, alguns autores defendem um novo grupo de competências: as **core competencies**. As **core competencies** integram capacidades e conhecimentos acumulados que são significativos para que as empresas obtenham vantagens competitivas (LIN; LEE; TAI, 2012). Este tipo de competências encontra-se intrinsecamente ligado à missão, aos princípios operativos e aos valores da empresa (CAMARA; GUERRA; RODRIGUES, 2010) acrescentando valor para todas as funções de uma

organização e, atuando em conjunto, contribuem para o sucesso total da mesma (OCDE, 2014).

C. Graus e indicadores de competências

Grau de exigência/proficiência: O grau de exigência das várias funções existentes na organização varia com o grau de complexidade e nível de responsabilidade dessas mesmas funções, sendo por isso importante que mesmo antes de se identificar o grau de exigência da função exista uma segmentação da população da organização estabelecida de acordo com a complexidade/responsabilidade das funções desempenhadas. O princípio é de que quanto maior for o grau de complexidade e o nível de responsabilidade de uma determinada função, maior será o grau de exigência relativo às competências (CAMARA, 2017).

Posteriormente, é necessário aplicar uma escala de Likert, com graus de exigência, que seja aplicável a todas as competências que espelhará os diferentes níveis de proficiência em que o titular da função deve deter essa competência de acordo com o perfil ideal da função.

Camara (2017) propõe a criação de uma escala, muito idêntica com cinco graus de exigência, acrescentando-lhe uma descrição associada a cada grau, cuja caracterização surge na tabela abaixo:

Quadro 2 – Graus de exigência/proficiência (Fonte: CAMARA, 2017)

Grau	Descrição
1 – Fraco	Raras vezes demonstra possuir a competência.
2 – Razoável	Por vezes demonstra possuir a competência.
3 – Bom	Em regra demonstra possuir a competência.
4 – Muito Bom	Demonstra sempre possuir a competência.
5 – Excelente	Demonstra possuir a competência em grau muito elevado, sendo um exemplo a seguir.

Indicadores comportamentais observáveis: Após serem definidos os graus de exigência deve ser-lhes associado um conjunto de indicadores comportamentais. Esses indicadores são numerados e existem para os vários níveis de exigência, sendo a sua redação ajustada a esse mesmo nível. Os indicadores comportamentais observáveis são identificados pelos painéis de gestores que selecionaram a competência ao perfil de funções (gestores de topo no caso de competências transversais e gestores seniores/especialistas de cada família de funções, no caso de competências específicas). Para a definição desses indicadores, os membros dos painéis devem analisar em grupo quais são os indicadores que caracterizam o desempenho excelente contemplando o comportamento dos colaboradores que sejam, em consenso, excecionais. Devem ter a preocupação de os definir de forma exata e de forma a que sejam observáveis durante o desempenho da tarefa (CAMARA, 2017).

3. MODELOS DE GESTÃO POR COMPETÊNCIAS

Definido o conceito e as diversas tipologias de competências importa perceber a aplicação prática das competências. É neste contexto que surgem os Modelos de Gestão Por Competências (MGPC) que se caracterizam exatamente por serem o resultado do processo de identificação de competências (CEITIL, 2016).

O desenvolvimento de sistemas de GPC surge na sequência de desenvolvimentos teóricos em torno do conceito, impulsionados por Mclelland, em 1973, e tornam-se mais populares nas práticas de gestão quando se desenvolve o conceito de **assessment center**, destacando a possibilidade de as competências serem avaliadas. Esta inovação conceptual permitiu suportar de uma forma mais evidente a validade empírica das práticas de gestão a partir das competências (GOMES et al., 2008). Um sistema de GPC envolve a identificação de competências que distinguem desempenhos superiores dos medianos em todas as atividades da organização e, portanto, são características de um alto desempenho e sucesso num determinado trabalho, configurando-se pela criação de um modelo que sirva de base a todos os processos de GRH. O desenvolvimento deste modelo permite que os colaboradores alcancem resultados que estejam em linha com os objetivos da organização para promover o seu sucesso. As organizações devem identificar as suas principais necessidades de competências fundamentais para obter resultados inovadores orientados para o seu sucesso (cit. por WILLIAMS – A Benchmarking Study of Air Force Program Manager Competencies, p. 17).

Como tal, a GPC não pode ser vista de forma isolada, ela integra um sistema maior de gestão organizacional fazendo parte de um processo contínuo que tem como referência a estratégia organizacional. Tendo por base a GPC há inúmeras ações de GRH que se desenvolvem, nomeadamente o Recrutamento e Seleção, a Formação, a Avaliação de Desempenho, entre outras (SANTOS, 2014). A GPC cria assim um entendimento partilhado e direciona os desempenhos para resultados concretos, tornando expectáveis os desempenhos e facilita a comparação entre o perfil de competências exigido para uma função e a respetiva adequação pelo indivíduo. Torna a gestão ainda mais estratégica uma vez que torna estreita a ligação entre os RH e a estratégia da organização, considerada no seu todo (cit. por SANTOS – A conveniência da gestão de competências no Serviço de Gestão de Recursos Humanos da Universidade de Coimbra, p. 19). Podemos assim afirmar que o modelo de competências constitui uma ferramenta essencial para a utilização dos sistemas de gestão de pessoas nela existente (CAMARA, 2017).

Existem inúmeras metodologias para a criação de um MGPC sendo que, devido à flexibilidade e adaptabilidade desta ferramenta, cada organização pode adaptá-la ao seu caso concreto (CASCÃO, 2014).

Um exemplo de um modelo é proposto por Camara (2017) cujas fases se encontram representadas na figura 1.

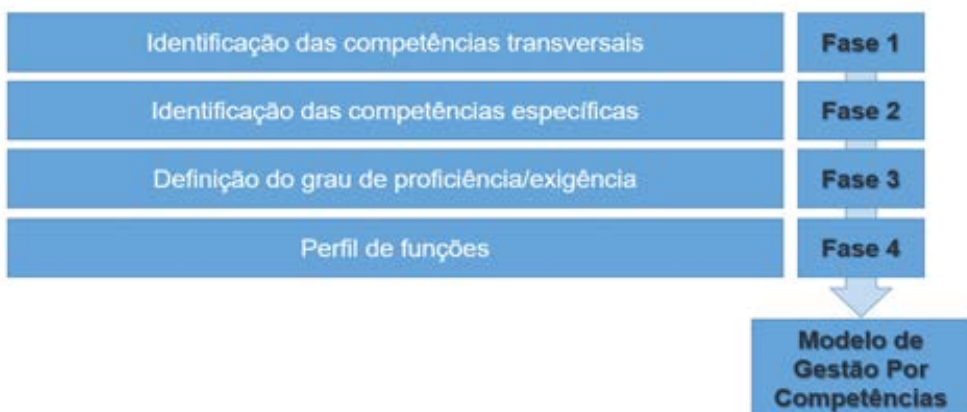


Figura 1– Representação da metodologia de gestão por competências (Fonte: CAMARA, 2017)

O modelo de Camara (2017) é composto por quatro fases distintas dando especial destaque à identificação de competências uma vez que marca de forma clara a diferença entre a fase de identificação das competências transversais e a fase da identificação das competências específicas.

Outro modelo bastante presente na literatura, é o modelo proposto pelo Centro de Estudos de Gestão e Organização Científica⁽¹⁾ descrito por Ceitil (2016), representado na figura 2.



Figura 2 – Representação da metodologia de gestão por competências segundo o modelo CEGOC (Fonte: CEITIL, 2016)

Este segundo modelo, ao contrário do proposto por Camara, não faz a distinção entre a identificação de competências transversas e específicas, mas vai mais além uma vez que define fases concretas para a avaliação das competências e para a construção e avaliação de planos de ação de desenvolvimento de competências.

A apresentação dos dois modelos permite verificar a flexibilidade desta ferramenta. Esta característica dos MGPC permite que as organizações, atendendo às suas próprias particularidades, adotem e/ou adaptem um modelo que melhor se adequa à sua realidade.

4. PLANO DE AÇÃO: CONSTRUÇÃO DE UM MODELO DE COMPETÊNCIAS PARA A FORÇA AÉREA

A investigação realizada para o presente trabalho permite que se inicie o desenho do MGPC para a FA. Com base nos modelos apresentados anteriormente aliados e adaptados às especificidades da instituição,

(1) Centro dedicado à prestação nas áreas de formação, consultoria e recrutamento e seleção. Integra o Grupo CEGOS, constituindo-se no maior grupo de formação e desenvolvimento da Europa.

foi criado um **roadmap** para a criação e implementação desse mesmo modelo na FA, que compreende cinco fases distintas e indica os intervenientes em todo o processo bem como as ações a tomar para a implementação do MGPC, como é possível observar na figura 3.

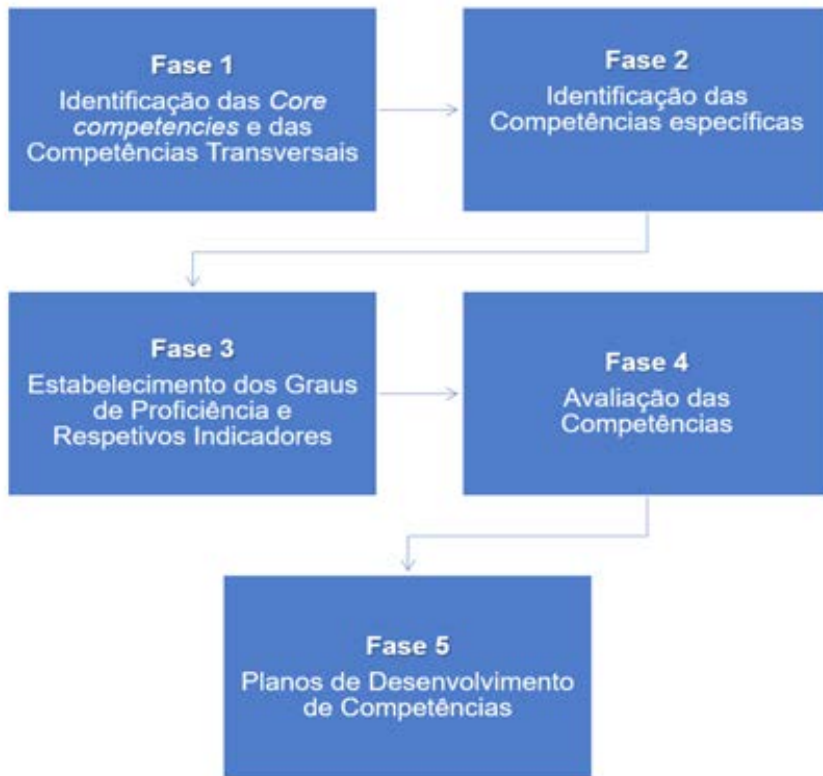


Figura 3 – Roadmap para implementação de um MGPC na FA (Fonte: Elaborado pelo Autor)

Tendo como base o **roadmap** apresentado, que se considera o ponto de partida para a criação do MGPC, a presente investigação, traça as primeiras linhas desse mesmo modelo às quais é necessário dar destaque. Como tal importa detalhar as fases do modelo:

Fase 1 – Identificação das Core Competencies e das Competências Transversais: Nesta fase, a primeira ação a desenvolver prende-se com a identificação clara das **core competencies** e das competências transversais a constar no MGPC. Para isso, propõe-se que o trabalho seja iniciado com base em contributos já existentes como por exemplo, as competências existentes no RAMMFA. Para esta fase propõe-se que sejam afetos os seguintes órgãos de ação: grupos de trabalho com elementos de diversas especialidades, o Estado-Maior da Força Aérea e a Gestão de Topo para validação e aprovação das referidas competências;

Fase 2 – Identificação das Competências Específicas: À semelhança da Fase 1, propõe-se que sejam desenvolvidas ações no sentido de identificar as competências específicas a constar do modelo utilizando contributos já existentes e tendo em conta as competências identificadas anteriormente para a Fase 1 para que não existam duplicação. Propõe-se que para esta fase possam ser envolvidos órgãos como os Conselhos de Especialidades isto para que sejam membros da própria especialidade a definir as competências que mais sentido fazem para o desempenho das suas funções específicas;

Fase 3 – Estabelecimento dos Graus de Proficiência e Respetivos Indicadores: Para um MGPC aplicável à FA propõe-se a aplicação de uma escala de cinco pontos para o estabelecimento de graus de proficiência. Como tal torna-se essencial a definição do modo mais concreto possível, dos graus de proficiência para cada competência e dos respetivos indicadores que permitam identificar com clareza os comportamentos considerados de excelência. Para que tal aconteça, é necessário que os órgãos que identificaram as competências nas fases 1 e 2 se mantenham envolvidos nesta fase para que os graus de proficiência e respetivos indicadores espelhem exatamente o esperado;

Fase 4 – Avaliação das Competências: Para esta fase propõe-se uma avaliação de competências inicial no primeiro posto da carreira dos militares de modo a detetar eventuais **gaps** entre o que é pretendido e o que os militares mostraram no desempenho das suas funções, bem como as razões desses mesmo **gaps** para evitar que se vão repetindo entre militares e ao longo da carreira. O facto de serem avaliadas no primeiro posto de carreira permite que os **gaps** sejam identificados com a maior brevidade possível para que se possa atuar eficazmente sobre eles. Além da identificação dos gaps é também fundamental conhecer a sua razão. Como órgãos de ação para esta fase, propõe-se o envolvimento da chefia direta para identificação/avaliação das competências e os próprios militares cujas competências são alvo de avaliação;

Fase 5 – Planos de Desenvolvimento de Competências: Após a identificação de gaps, torna-se necessário eliminá-los devendo para tal, ser criados planos de desenvolvimento de competências. A aplicação desses mesmos planos bem como a escolha das estratégias de ação deverão ter em conta as especificidades do próprio **gap** e do militar podendo passar por formação (coletiva/individual), por experiência profissional, **mentoring**, entre outros.

A presente investigação é inovadora não só porque define concretamente todas as etapas a seguir para a criação e implementação de um MGPC na FA identificando concretamente quem são os atores a fazer parte deste processo, mas também porque dá os primeiros passos no desenho desse mesmo modelo.

Assim, o modelo apresenta as competências divididas por tipo (**core**, transversais e específicas) e com referência à sua origem (nomeadamente o RAMMFA). Para cada competência deverá também estar associada uma escala com cinco graus de proficiência esperados para cada subcategoria de postos (Oficiais Gerais, Oficiais Superiores, Capitães e Oficiais Subalternos). Neste sentido, deverá ser criada uma matriz de referência a preencher com o decorrer das fases do modelo proposto para a FA, como é possível observar na figura 4:

Tipo de Competência	Competência	Descritor	Indicadores	Subcategorias de Postos														
				Oficiais Superiores					Oficiais Capitães					Oficiais Subalternos				
				Graus de Proficiência														
1	2	3	4	5	1	2	3	4	5	1	2	3	4	5				
Core Competencies																		
Competências Transversais																		
Competências Específicas																		

Figura 4 – Matriz de referência para implementação de um MGPC na FA (Fonte: Elaborado pelo Autor)

5. CONCLUSÕES

A presente investigação pretendia definir linhas orientadoras para a criação de um MGPC que fosse aplicável à FA de modo a implementar totalmente a NP4427, contribuindo para a implementação de um SGRH integrador de todos os níveis hierárquicos e áreas de atividade da organização. A implementação deste sistema contribuiria para uma gestão mais eficiente dos recursos humanos militares, favorecendo a concretização dos objetivos estratégicos definidos pelo CEMFA. Neste sentido, foi criada a seguinte pergunta de partida que orientou a investigação: **De que modo poderá ser implementado um Modelo de Gestão por Competências na Força Aérea?**.

Após a investigação verificou-se que, para a implementação de um modelo de gestão por competências na FA deverão ser respeitadas três grandes etapas: identificação de competências (**core competencies**, transversais e específicas); criação de graus de proficiência, em estreita ligação com indicadores comportamentais observáveis adequados com o perfil de competências; e por fim, intervir a nível de planos de desenvolvimento de competências, numa fase inicial de carreira, por forma a conseguir aplicar soluções que favoreçam o desempenho dos militares.

Estas etapas traduziram-se no MGPC composto por cinco fases, que se propõe que seja aplicável à FA. É desenhado pela primeira vez um **roadmap** com a definição concreta das ações a tomar e dos órgãos a envolver para a criação e implementação desse mesmo modelo à organização. Esse **roadmap** levou à construção de uma matriz que será completada à medida que o modelo for sendo construído. Esta investigação assume uma importância particular para a DIVREC uma vez que é complementar ao estudo inicial desenvolvido pela divisão e consequentemente, a ser aplicado, pelos órgãos de gestão de pessoal uma vez que com a criação de um SGRH transversal e integrador de todos os níveis, todos estarão envolvidos.

Durante a realização do presente trabalho existiram algumas limitações nomeadamente a nível temporal. O limite temporal existente para a realização desta investigação acabou por se traduzir noutros limites sobretudo na impossibilidade de detalhar o modelo ao nível da descrição das competências e dos respetivos indicadores.

Partindo das limitações anteriormente identificadas, é possível avançar com sugestões para investigações futuras. Seria interessante investigar o momento da avaliação das competências e concretizar os planos de desenvolvimento de competências para que posteriormente, com o modelo completo, fosse possível replicá-lo não só para as restantes especialidades mas também para a categoria de sargentos. Outro estudo pertinente, seria investigar como é que todas as áreas de GRH na FA (como por exemplo, o recrutamento, a avaliação de desempenho e as colocações dos militares) se poderiam relacionar com o presente modelo, funcionando de forma interligada entre si.

Para finalizar é deixada para reflexão a seguinte afirmação:

“A revolução das competências requer novas mentalidades, devendo ser acompanhada a dois níveis: pelas empresas que querem desenvolver uma força de trabalho que requer novas competências e pelas pessoas que ambicionarem progredir nas suas carreiras profissionais. (...) Mais do que nunca, esta é a altura certa para e os líderes assumirem os desafios e potenciarem o desenvolvimento sustentado e continuado dos colaboradores para que, em conjunto, consigam responder efetivamente às alterações constantes que lhes são apresentadas”(MARQUES, 2018).

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1.] ANDRÉ, Ana Rita – As competências transversais e as práticas de gestão por competências: Um estudo exploratório de diferentes realidades organizacionais. Vila do Conde: Escola Superior de Estudos Industriais e de Gestão do Instituto Politécnico do Porto, 2013. Dissertação de Mestrado.
- [2.] CAMARA, Pedro – Dicionário de Competências. 1.ª Edição. Lisboa: Rh editora, 2017. ISBN 978-972-8871-63-5.
- [3.] CAMARA, Pedro; GUERRA, Paulo; RODRIGUES, Joaquim – Novo Humanator Recursos Humanos e Sucesso Empresarial. 4.ª Edição. Alfragide: D. Quixote, 2010. ISBN 978-972-20-3524-8.
- [4.] CASCÃO, Ferreira – Gestão de competências, do conhecimento e do talento. 1.ª Edição. Lisboa: Edições Sílabo, 2014. ISBN 978-972-618-755-4.
- [5.] CEDEFOP – Terminology of European education and training policy. 2.ª Edition. Luxembourg: Publications Office of the European Union, 2014. 978-92- 896-1165-7.
- [6.] CEITIL, Mário – Competências. In NEVES, Augusto Lobato; COSTA, Ricardo Fortes – Gestão de Recursos Humanos de A a Z. 1.ª Edição. Lisboa: Editora RH, 2012. ISBN 978-972-8871-41-3. p. 131-135.
- [7.] CEITIL, Mário – Gestão e Desenvolvimento de Competências. 2.ª Edição. Lisboa: Edições Sílabo, 2016. ISBN 978-972-618-834-6.
- [8.] GOMES, Jorge; CUNHA, Miguel Pina; REGO, Arménio; CUNHA, Rita Campos; CABRAL-CARDOSO, Carlos; MARQUES, Carlos Alves – Manual de Gestão de Pessoas e do Capital Humano. 1.ª Edição. Lisboa: Sílabo, 2008. ISBN 978-972-618-506-2.
- [9.] LIN, Hsiu Chuan; LEE, Yen Duen; TAI, Chein – A Study On The Relationship Between Human Resource Management Strategies And Core Competencies. The International Journal of Organizational Innovation. Vol. 4, n.º 3 (2012), p. 153-173.
- [10.] MARQUES, Carla – A Revolução das Competências: porque é que as pessoas são mais valiosas do que nunca. INFORH. [Em Linha]. 2018. [Consult. 08 Set. 2018] Disponível em WWW: <<http://inforh.pt/a-revolucao-das-competencias-porque-e-que-as-pessoas-sao-mais-valiosas-do-que-nunca/>>.
- [11.] MCCLELLAND, David – Testing for Competence Rather Than for “Intelligence”. American Psychologist. Washington. ISSN 0003-066X. Vol. 28. n.º 1 (1973), p. 1-14.
- [12.] OCDE. Competency Framework. [Em linha]. 2014. [Consult. 06 Set. 2018] Disponível em WWW: https://www.oecd.org/careers/competency_framework_en.pdf.
- [13.] SANTOS, Sónia – A conveniência da gestão de competências no Serviço de Gestão de Recursos Humanos da Universidade de Coimbra. Coimbra: Faculdade de Direito da Universidade de Coimbra, 2014. Relatório de Estágio.
- [14.] WILLIAMS, Kristy N. – A Benchmarking Study Of Air Force Program Manager Competencies. Ohio: Air Force Institute Of Technology, 2012. Thesis.



Academia da Força Aérea

Granja do Marquês – 2715-021 Pêro Pinheiro

Tel.: 219 678 956 – Fax: 219 678 956

