



REVISTA CIENTÍFICA **ACADEMIA DA FORÇA AÉREA**

"E não menos por Armas que por Letras"



Nº 12, PUBLICAÇÃO ANUAL, 2022

Revista Científica

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 atividade da Academia da Força Aérea, no domínio da investigação científica, designadamente Teses de Mestrado, Doutoramento e Trabalhos de Final de Curso.

As opiniões expressas nesta revista pertencem aos respetivos autores.

N.º 12, publicação anual, 2022

Ficha Técnica

Diretor

Comandante da Academia da Força Aérea

Major-General Piloto Aviador Rui José dos Santos Pedroso Pinheiro de Freitas

Conselho Editorial

Diretor da Direção de Ensino da Academia da Força Aérea

Coronel Engenheiro Aeronáutico, Luís Pessanha

Comandante do Corpo de Alunos

Coronel Piloto Aviador, João Silva

Chefe do Gabinete de Avaliação e Qualidade

Coronel Técnico de Manutenção de Material Terrestre, Cunha Silva

Chefe do Gabinete de Estudos e Planeamento

Coronel Polícia Aérea, António Churro

Diretor do Centro de Investigação da Academia da Força Aérea

Tenente-Coronel Engenheiro Aeronáutico, Luís Félix

Conselho Consultivo

Luís Pereira, Major Engenheiro de Aeródromos

Pedro Guerreiro, Major Técnico de Meteorologia

Tiago Oliveira, Major Engenheiro Eletrotécnico

Artur Guerreiro, Major de Administração Aeronáutica

Gonçalo Cruz, Major Engenheiro Eletrotécnico

Ana Gomes, Capitão Psicóloga

Ana Castanho, Capitão de Administração Aeronáutica

Propriedade:	Academia da Força Aérea
Título:	Revista Científica da Academia da Força Aérea
Composição da Capa:	Patrícia Jesus, Segundo Sargento e Miguel Pereira, Segundo Sargento
Periodicidade:	Anual, Número 12, 2022
Impressão e Acabamento:	What Colour is this? info@wcit.pt 219267950
ISSN:	2182-2182
Depósito legal:	328295/11
Tiragem:	250 exemplares
Morada:	Academia da Força Aérea, Granja do Marquês
Código Postal:	2715-021 Pêro Pinheiro, Portugal
Correio eletrónico:	gabcmd@academiafa.edu.pt



Mensagem de Abertura



Decorridos 11 anos desde a edição do primeiro número da *Revista Científica da Academia da Força Aérea*, é por mérito próprio que esta publicação – destinada a uma audiência, militar e civil, mais ligada quer ao meio académico, quer ao público em geral interessado por estas matérias e por uma abordagem de constante melhoria e qualidade –, é reconhecida como um distinto meio de partilha, difusão e promoção de saberes e de conhecimentos académico-científicos referentes ao Poder Aéreo e Aeroespacial.

Por este motivo, a par do extraordinário compromisso com o ensino e a ciência em matérias de vanguarda, ainda mais notório no ainda recente período fortemente pautado por todo um conjunto de condicionamentos provocados pela pandemia COVID-19, dirijo publicamente à Academia da Força Aérea – que continua a fazer o seu melhor na preparação de quadros altamente qualificados, no âmbito das ciências militares, com competência e capacidade para comandar, dirigir e chefiar este Ramo das Forças Armadas Portuguesas – uma mensagem de felicitação e de estímulo a todos quantos tornaram possível a publicação de mais uma *Revista Científica da Academia da Força Aérea*.

Neste enquadramento, o número que é agora trazido à estampa integra um conjunto de resumos alargados de investigações realizadas por alunos da Academia da Força Aérea, no âmbito do desenvolvimento das suas dissertações de mestrado, que, alicerçadas no rigor metodológico exigido a estas abordagens, se constituem como importantes evidências técnicas e científicas concernentes a matérias enquadradas no contexto aeronáutico e militar.

Investigações que, dada a sua forte cientificidade, realçam a importância estratégica da Força Aérea e a significativa mais-valia do ensino superior militar aeronáutico, e concorrem para tornar a Força Aérea cada vez mais moderna, mais capaz, mais flexível, mais inclusiva, mais sustentável, mais motivada e mais resiliente, e, ao mesmo tempo, sempre alinhada com o futuro e com os mais vanguardistas meios, Forças e organização, a fim de responder eficazmente às missões que lhe forem atribuídas ao serviço do País e dos seus cidadãos.

Por tudo isto, e na qualidade de Chefe do Estado-Maior da Força Aérea, manifesto a minha especial estima e pública gratidão aos alunos, docentes, oficiais, sargentos, praças e trabalhadores civis que têm prestado serviço na Academia da Força Aérea, contribuindo com toda a propriedade para os superiores interesses da Força Aérea, das Forças Armadas e da Nação Portuguesa.

Termino expressando a toda a audiência os meus votos de uma profícua leitura.

João Guilherme Rosado Cartaxo Alves, General
Chefe do Estado-Maior da Força Aérea



Editorial



A Academia da Força Aérea sempre contribuiu para o saber, ao longo de todos os anos da sua existência.

Continuamos a incentivar, com resultados notáveis, os alunos desta Academia a ir sempre mais além. Fruto deste empenho, têm sido produzidos trabalhos de investigação, que são publicados, com todo o mérito, na nossa revista científica. Este ano, fazemos, de novo, jus à tradição com esta edição repleta de artigos que abordam as temáticas das Relações Internacionais e das Engenharias.

Numa leitura, conseguimos identificar a profundidade e a atualidade dos temas abordados e a contribuição que é dada ao conhecimento. Serve esta mesma publicação para partilhar, com toda a comunidade científica e académica, o que de bom se faz na Instituição Militar, ao nível dos trabalhos de investigação.

A Academia da Força Aérea continua a dar os seus passos no Ensino Superior, nomeadamente no Ensino Superior Militar, onde estão bem vincadas as exigências do ensino e as singularidades da vida militar, e, onde ambas convivem, de uma forma harmoniosa, e com resultados de elevada qualidade, que estão espelhados nesta revista.

Não sendo em si um fim, com certeza os trabalhos agora publicados são parte de uma formação que os nossos alunos epilogram e que lhes será de uma utilidade fundamental, para prosseguirem a carreira que abraçaram, com toda as suas habilitações e capacidades, a fim de se tornarem os Chefes do amanhã.

Neste número, são abordadas várias disciplinas, com um foco especial nas tecnologias associadas aos veículos de controlo remoto e toda a sua abrangência, onde os temas são escarpelizados em diversas vertentes imaginativas, sem esquecer a visão do emprego prático. Acrescento, ainda, a relevância dos trabalhos vocacionados para as Relações Internacionais, pois apesar dos recentes acontecimentos mundiais de elevado impacto na geopolítica mundial, as investigações, sem se desviarem do seu foco, mantiveram a atualidade necessária.

Termino, reconhecendo todo o empenho e valorizando o conhecimento produzido e a mais valia que esta publicação acrescenta à comunidade científica, difundindo o bem e o bom que se faz nesta casa, enquanto parte do Ensino Superior Público Militar.

Bem-hajam,

Rui José dos Santos Pedroso Pinheiro de Freitas, Major-General Piloto Aviador
Comandante da Academia da Força Aérea

Introdução



A Academia da Força Aérea (AFA) combina a formação técnica e científica de nível universitário com uma sólida educação militar, moral e cívica com vista ao desenvolvimento de qualidades de comando, gestão e liderança aeronáutica.

No intuito de "Preparar Hoje os Chefes de Amanhã", a Academia tem vindo a promover mudanças na sua oferta formativa, transitando de Mestrados Integrados para dois Ciclos de Estudo, Licenciaturas em Ciências Militares Aeronáuticas e Mestrados em Aeronáutica Militar, ministrados em associação com outras Instituições de Ensino Superior de referência, designadamente, Instituto Superior Técnico e Instituto Superior de Economia e Gestão, da Universidade de Lisboa.

Neste sentido, tem acreditados pela Agência de Avaliação e Acreditação do Ensino Superior (A3ES), as Licenciatura em Ciências Militares Aeronáuticas de Piloto-Aviador, de Engenharia (única) e de Administração Aeronáutica, bem como os Mestrados em Aeronáutica Militar das especialidades de Piloto Aviador, Engenharia Aeronáutica, Engenharia Eletrotécnica, Engenharia de Aeródromos e Administração Aeronáutica.

Esta formação, única em Portugal, concilia as competências técnico-científicas com as competências militares, e é conseguida por uma adequação rigorosa dos planos de estudo e das unidades curriculares, dos estágios curriculares e das dissertações de mestrado, permitindo dotar os alunos de conhecimentos alargados das especificidades científicas, normativas e legislativas, exclusivas do meio aeronáutico nas áreas de pilotagem, engenharia e administração.

Na décima segunda edição da publicação da Revista Científica da AFA, para além do valor técnico e científico das dissertações de mestrado e das investigações realizadas, forma elaborados pelos alunos (autores) e selecionados, enquadrado com as linhas de investigação do Centro de Investigação da Academia da Força Aérea (CIAFA), cinco artigos da Área Científica de Pilotagem Aeronáutica; quatro artigos da Área Científica de Engenharia Eletrotécnica e quatro artigos da Área Científica de Engenharia Aeronáutica.

Luís António Monteiro Pessanha, Coronel Engenheiro Aeronáutico
Diretor da Direção de Ensino



Revista Científica

Academia da Força Aérea

Índice

A projeção da União Europeia como um ator global através da sua ação no Sahel: o estudo de caso do Mali	13
Miguel Freitas, Aspirante a Aluno do Mestrado Integrado em Aeronáutica Militar na Especialidade de Piloto Aviador	
Ciberespaço: domínio estratégico da soberania de um estado	23
Diogo Alves, Aspirante a Aluno do Mestrado Integrado em Aeronáutica Militar na Especialidade de Piloto Aviador	
A Covid-19 e o reforço da resiliência da UE face a ameaças sanitárias transfron- teiriças	43
Claudio Gomes, Aspirante a Aluno do Mestrado Integrado em Aeronáutica Militar na Especialidade de Piloto Aviador	
Aerodynamic detailed design of an unmanned aerial vehicle with VTOL capabilities	53
Vasco Coelho, Alferes Aluno do Mestrado Integrado em Aeronáutica Militar na Especialidade de Engenharia Aeronáutica	
Multidisciplinary optimization of an unmanned aerial vehicle with a fuel cell powered energy system	69
Bernardo Alves, Alferes Aluno do Mestrado Integrado em Aeronáutica Militar na Especialidade de Engenharia Aeronáutica	
Propulsive system detailed design of an unmanned aerial vehicle with VTOL capa- bilities and a hydrogen fuel cell	83
Pedro Silva, Alferes Aluno do Mestrado Integrado em Aeronáutica Militar na Especialidade de Engenharia Aeronáutica	
Projeto estrutural de um veículo aéreo não tripulado com uma célula de com- bustível de hidrogénio	97
Paulo Sá, Alferes Aluno do Mestrado Integrado em Aeronáutica Militar na Especialidade de Engenharia Aeronáutica	
Coverage Improvement of navigation and communication aeronautical services based in the Azores	113
Beatriz Ferreira, Alferes Aluna do Mestrado Integrado em Aeronáutica Militar na Especialidade de Engenharia Eletrotécnica	

3D head pose estimation and movement classification from 2D data 129

Gabriel Santos, Alferes Aluno do Mestrado Integrado em Aeronáutica Militar na Especialidade de Engenharia Eletrotécnica

Quality and management of a MV-LV grid: analysis of the power network and optimization considering new strategies 145

Catarina Bordalo, Alferes Aluna do Mestrado Integrado em Aeronáutica Militar na Especialidade de Engenharia Eletrotécnica

Controlo de voo de formação para missões de busca em ambiente marítimo com UAVs..... 159

Luis Santos, Alferes Aluno do Mestrado Integrado em Aeronáutica Militar na Especialidade de Engenharia Eletrotécnica

Design of a fixed-wing tilt-rotor quadcopter class I mini unmanned aircraft - propulsion system design and prototype manufacturing 175

Pedro Mendes, Aspirante a Aluno do Mestrado Integrado em Aeronáutica Militar na Especialidade de Piloto Aviador

Demonstrador modular de estabilidade e controlo de voo para túnel aerodinâmico 187

Rafael Sousa, Aspirante a Aluno do Mestrado Integrado em Aeronáutica Militar na Especialidade de Piloto Aviador

A PROJEÇÃO DA UNIÃO EUROPEIA COMO UM ATOR GLOBAL ATRAVÉS DA SUA AÇÃO NO SAHEL: O ESTUDO DE CASO DO MALI



Fonte: EUTM Mali, 2021

Autor: **Miguel Afonso Figueira Cerdeira de Freitas**

Aspirante a Aluno do Mestrado Integrado na especialidade de Piloto Aviador
Academia da Força Aérea, Sintra

Orientadora: **Professora Associada com Agregação Teresa de Almeida e Silva**
Instituto Superior de Ciências Sociais e Políticas da Universidade de Lisboa, Ajuda

Coorientador: **COR/TODCI Luís Manuel Pinto de Almeida da Rocha**
Força Aérea Portuguesa, Academia da Força Aérea, Sintra

Resumo

O papel da União Europeia (UE) e a sua relevância no sistema internacional continuam a ser temas de debate na academia. Num mundo cada vez mais complexo e com ameaças multidimensionais, recentemente exacerbadas pela pandemia Covid-19, a UE pretende alcançar uma autonomia que lhe permita atuar autonomamente na defesa dos seus interesses estratégicos. Este artigo argumenta que a UE se projeta no sistema internacional como um ator relevante na gestão de conflitos, tendo como objeto de estudo a presença europeia no Mali e a aplicação dos seus instrumentos de política externa para a resolução do conflito.

Deste modo, neste artigo, é explorada a capacidade de gestão de crises da UE, neste caso, no cenário complexo e multidimensional que o Mali representa. Tendo por objetivo tentar compreender, de uma forma holística, as variáveis que caracterizam a realidade maliana, recorre-se a uma análise PMESII-PT. O conhecimento do contexto maliano permite-nos compreender os principais fatores de debilitação do país, que vão servir de ponto de partida para explorar a atuação da UE no Mali.

Por último, são analisados os principais elementos da política externa europeia aplicados na resolução da crise no Mali. Assim, é possível entender o modo de atuação da UE e compreender as suas principais forças e dificuldades e o que a destaca dos outros atores do sistema internacional. O artigo culmina numa análise SWOT da atuação europeia no Mali, fazendo assim as perspetivas políticas em termos de potencialidades e constrangimentos que a presença no país pode oferecer à UE.

Palavras-chave: União Europeia, Política Externa, Mali, PCSD, PMESII-PT, SWOT.

1 Introdução

1.1 O conflito no Mali – Análise PMESII-PT

O Mali situa-se na região árida do Sahel. Considerando a definição da UE para região, o Sahel compreende-se como uma faixa de território que se estende ao longo do Continente africano, tendo o deserto do Saara como limite Norte e as savanas húmidas como limite Sul, o Senegal a Oeste e a Eritreia a Leste (Pichon, 2020).

O contexto securitário em que o Mali se insere é bastante complexo, não só apenas a nível regional como a nível nacional. As comunidades do país têm-se deparado com várias rebeliões armadas, ataques terroristas, narcotráfico e com a proliferação de armas (Galito, 2013). Em conjunto, todos estes fatores contribuem para uma instabilidade significativa na região e no país.

A história do Mali, apresenta-se repleta de conflitos e guerras internas. Apesar das raízes temporalmente e socialmente profundas dos conflitos, atualmente, são o resultado das pressões exercidas por vários grupos armados que se instalaram na região do Sahel (ONU, 2020).

No fim de 2011, após a queda do regime de Muammar Gaddafi, os combatentes tuaregues retornaram da Líbia em direção ao Mali. Em conjunto com o grupo tuaregue Movimento Nacional para a Libertação de Azawad (MNLA), e com alguns grupos armados islâmicos incluindo o Ansar Dine, a Al-Qaeda *Islamic Magreb* (AQIM), o Movimento pela unidade e pela *jihād* na África do Oeste (MUJAO) e alguns desertores das Forças Armadas Malianas (FAM), iniciaram, em janeiro de 2012, uma série de ataques contra as forças do Estado no Norte do país (ONU, 2020b).

Em resposta ao surgimento destes movimentos, foram enviadas duas missões por parte da UE no quadro da Política Comum de Segurança e Defesa (PCSD): a *European Union Training Mission in Mali* (EUTM Mali) e a *European Union Capacity Building Mission in Mali* (EUCAP Sahel Mali). A primeira, enviada a pedido do governo maliano, em 2013, tinha como objetivo principal o treino e aconselhamento das FAM na luta contra o terrorismo no Norte do país (SEAE, 2020). A segunda, enviada em 2014, foi enviada com o propósito de apoiar as forças policiais e de segurança malianas na reafirmação da autoridade governamental ao longo de todo o território (SEAE, 2016).

Por forma a se compreender o cenário de insegurança e instabilidade que se instalou no Mali, recorreu-se ao modelo de análise PMESII-PT – análise aos fatores político, militar, económico, social, infraestrutura, informação e ambiental. Este modelo é utilizado nas operações da Organização do Tratado do Atlântico Norte (NATO) para se compreender a natureza dos conflitos, o comportamento humano e organizacional, tanto das populações locais como dos insurgentes (Angelelli & Maymir-Ducharme, 2015).

1.2 Fator Político

O Mali, outrora considerado um modelo da democracia no Continente africano, viu o seu sistema entrar em declínio nas últimas décadas. O poder económico e representação política desiguais aprofundaram o ressentimento contra o Estado, e motivaram um conjunto de rebeliões nas comunidades do Norte que, por sua vez, conduziram ao abandono estatal desta região (Chauzal & van Damme, 2015). Deste modo, a retirada do Estado e a falta de um sentido de unidade conduziram a uma fragmentação comunitária e a um vácuo de segurança aproveitado por alguns grupos para mobilizarem a população contra o Estado (*ibidem*). Os acontecimentos de 2012, vieram provar que o abandono deliberado desta região permitiu o aumento da influência e do poder dos grupos armados sobre as comunidades.

Estes eventos levaram a um golpe de estado e foi eleito, um governo de transição que se encontra “totalmente dedicado ao seu principal dever de prestação de serviços aos seus cidadãos ao longo de todo o território” (Cisse, 2021). Ainda assim, esta tarefa é dificultada pela crise da pandemia Covid-19, bem como pelas dificuldades económicas, pelos problemas persistentes no domínio da segurança e por todos os tipos de pressões sociais por melhores condições de vida (*ibidem*).

1.3 Fator Militar

As FAM estão focadas principalmente no combate aos grupos islâmicos e rebeldes no país. O Mali é apoiado pelos países vizinhos do G5 Sahel, e conta com o apoio da UE, da França e dos Estados Unidos da América (EUA) na assistência ao treino dos militares e forças de segurança. A EUTM Mali, cujo mandato foi estendido até 2024, continua a treinar o exército maliano e também já efetuou algum treino à Força Aérea. As FAM participam em exercícios multinacionais, particularmente naqueles focados em capacidades de contra terrorismo. As capacidades em termos de equipamento e manutenção são deveras limitadas e a aptidão de algumas viaturas para o serviço é questionável (ISS, 2020).

1.4 Fator Económico

A maior fonte de rendimento e emprego para os malianos é a agricultura. Com cerca de 80% da população do Mali a trabalhar em atividades relacionadas com a agricultura, o setor é o principal motor da economia do país e carrega um grande potencial para gerar crescimento na economia (USAID, 2021a; European Parliament, 2014). Outro elemento importante para a economia maliana é a prospeção de ouro. De facto, o Mali é o terceiro maior produtor de ouro no Continente africano, atrás da África do Sul e do Gana, sendo este o produto mais exportado pelo mesmo (WTO, 2020).

Por último mas não menos importante, o aumento do tráfico de droga e de outros bens ilícitos, bem como o aumento dos raptos representa uma das principais formas de rendimento de alguns grupos do sediados no Norte do Mali. De acordo com o *World Drug Report* de 2019, a região da África Ocidental, continua a representar um papel importante no tráfico de droga e o Mali em específico tem um papel importante por ser tanto um país de trânsito como de destino (UNODC, 2019).

1.5 Fator Sociocultural

O Mali é um exemplo notável da coexistência étnico-linguística, onde coabitam diversos grupos étnicos e se falam vinte línguas por todo o país. É possível dividir a população do Mali em dois grandes grupos: as populações subsarianas (90%) e os árabe-bérber (10%) dos quais metade são Tuaregues (OECD/SWAC, 2014). A última concentra-se principalmente – cerca de 95% - ao longo de 800 quilómetros no vale do rio Níger, entre Niafounké e Gao, onde vivem como agricultores sedentários (*ibidem*).

Existem ainda vários grupos étnicos, entre os quais, os Fulani, na sua maioria pastores nómadas e muçulmanos e os Dogon, na sua generalidade politeístas e sedentários. Desde 2015, as relações entre estas duas etnias têm-se tornado significativamente mais antagónicas no seguimento da acusação de que os Fulani têm pastado com o seu gado nos terrenos dos Dogon, bem como de disputas por recursos naturais, em parte devido às perturbações causadas pelas alterações climáticas, abordadas mais adiante neste artigo (Global Security, 2021).

1.6 Fator Infraestrutura

A infraestrutura maliana encontra-se, de forma geral, debilitada e incapaz de fornecer à sociedade em geral a estrutura necessária para o seu desenvolvimento. Não obstante, existem poucos dados recentes à cerca das condições dos vários setores da infraestrutura maliana.

Ainda assim, foi possível aprofundar a análise em vários setores: a maioria das estradas no país encontram-se em condições aceitáveis para a circulação de veículos; existe um potencial na ligação dos caminhos de ferro entre o Mali e o Senegal; a aviação civil e os aeroportos encontram-se em risco devido aos ataques terroristas nas suas proximidades; o acesso à água potável e ao saneamento básico encontra-se significativamente deteriorado no Norte.

1.7 Fator Informação

O advento dos meios de informação no Mali remonta aos tempos coloniais, quando os colonizadores franceses usaram a imprensa como uma ferramenta de propaganda para enviar mensagens com intuito de apoiar o seu domínio (Konaté, 2021). Atualmente, o panorama é dominado pela rádio - que cobre 75% do território - e pela imprensa, apesar de apenas existir em Bamako e algumas capitais regionais (*ibidem*).

Todo o setor, na sua generalidade tem evoluído de forma precária, mesmo com o advento da democracia e das tecnologias de informação que revolucionaram a mídia audiovisual (Konaté, 2021). Ao mesmo tempo, os media malianos experienciam dificuldades que andam em torno da falta de profissionalismo e da precariedade financeira, que ameaça a sua independência: sobrevivem graças aos subsídios anuais do Estado. Para além disso, a crise de 2021 e a instabilidade económica estão a tornar os media cada vez mais influenciáveis politicamente (*ibidem*).

1.8 Fator Ambiental

O Mali contém uma grande diversidade climática dentro do seu território: desde o deserto árido do Saara no Norte, onde a época seca se pode prolongar por mais de nove meses, à região semi-árida do Sahel que é interrompida pela zona do delta do rio Niger - normalmente bastante afetada por cheias - e, por fim, às savanas tropicais e com clima seco no sul (Nagarajan, 2020, pp. 13-14).

De forma geral, no Mali, as alterações climáticas e os conflitos, em conjunto, reduzem a área de recursos naturais que podem ser utilizados pelas comunidades para a sua subsistência. Ao mesmo tempo, o crescimento populacional, a migração derivada dos conflitos e do clima, e os impactos das alterações climáticas aumentam a pressão sobre a competição pelos recursos naturais (Nagarajan, 2020, p. 19).

Tanto a agricultura como a pecuária, os principais motores da economia maliana, são altamente dependentes dos fatores climáticos. De acordo com o *Ministere de l'Environnement et de l'Assainissement* (2011), as alterações climáticas, que se expressam no declínio e irregularidade da precipitação, no aumento das temperaturas médias anuais e da aridez dos solos, contribuem para a diminuição dos dividendos agrícolas e pecuários. Para além disso, estes fatores contribuem para o aumento das tensões intercomunitárias e da transumância no país.

2 A Política Externa Europeia: a construção de uma identidade

2.1 Estratégia Global da EU

Em 2016, a Alta-Representante da UE para os Negócios Estrangeiros e Vice-Presidente da Comissão Europeia (AR/VP) Frederica Mogherini apresentou a Estratégia Global da União Europeia (EGUE) que veio reforçar a ideia de uma Europa unida e coesa, mas que, no entanto, "não disfrutava de todo o seu potencial" (Mogherini, 2016). Em resposta a um mundo em desordem, a ação externa da UE estendeu-se à volta da visão do "pragmatismo de princípios", combinando uma avaliação realista do ambiente estratégico bem como uma aspiração idealista de tornar o mundo num lugar melhor (SEAE, 2016a). Distanciando-se das aspirações de se tornar uma potência normativa que conseguia exportar valores liberais, a UE apresentou-se mais modesta nos seus objetivos e mais cooperativa nos seus métodos (Barbé & Morillas, 2019).

No entanto, em 2020, a pandemia Covid-19 despoletou várias dinâmicas perigosas nas relações internacionais que prejudicaram a progressão da EGUE, tais como a espiral ascendente da rivalidade entre os EUA e a China, o aumento das desigualdades económicas e sociais ou a interrupção de sociedades afetadas pelo conflito com a Líbia, o Sudão do Sul, a Síria, a Ucrânia e o Iémen (Bargués, 2020; Biscop, 2020).

2.2 A Política Comum de Segurança e Defesa

A PCSD tornou-se uma ferramenta crucial entre os diferentes mecanismos da política externa europeia e as suas operações são as manifestações mais visíveis da atividade da UE nos estados frágeis (Cojocar & Bursuc, 2020). No entanto, os esforços da UE relativamente às suas operações de gestão de crises e aos seus mecanismos de apoio têm enfrentado cinco desafios principais que limitam a ação da UE e dos seus Estados-Membro (EM): o intervalo de tempo entre os acontecimentos e as respostas europeias (Juncos & Blockmans, 2018); a cooperação com os parceiros internacionais na prevenção de conflitos e nas operações de construção de paz (SEAE, 2017), a coordenação civil-militar (SEAE, 2018), a garantia da apropriação local (Christie, et al., 2018) e a sensibilidade do conflito (Boás, et al., 2018).

Apesar de todos estes desafios, as operações e as missões PCSD têm permitido à UE desenvolver as suas capacidades num número de áreas cruciais, tais como a Reforma no Setor da Segurança (SSR), o Estado de Direito, o treino civil e militar, segurança marítima e gestão de fronteiras. Na perspetiva de Missiroli (2017), estas atividades são fundamentais para a gestão de crises e provavelmente, vão tornar-se cada vez mais proeminentes nos próximos anos.

3 A ação europeia no Mali

3.1 Panorâmica geral das intervenções internacionais no Mali

A França foi a força motriz do empenho Ocidental e europeu no Mali (Debuysere & Blockmans, 2019a). Apesar de tudo indicar que a crise no Mali, em 2012, poderia vir a desenvolver-se num conflito com implicações significativas para toda a Europa, a França encontrava-se sozinha entre as potências europeias para a intervenção militar no país (Skierka, 2013) e mesmo “a nível internacional houve muitas reservas quanto à intervenção militar no Mali” (Ribeiro, et. al., 2014). Ainda assim, a França acabou por intervir unilateralmente no Mali através da Operação Serval, em 2013. A operação Serval terminou em julho de 2014 e foi seguida pela sua sucessora, a Operação Barkhane (Ministère des Armées, 2021).

Para além da França existiam outros atores no terreno como a Organização das Nações Unidas (ONU), a Comunidade Económica dos Estados da África Ocidental (CEDAO), a União Africana (UA), os EUA, entre outros. Com toda esta panóplia de atores a operarem no Mali, Debuysere e Blockmans (2019a) identificaram três desafios que este multilateralismo poderia trazer para a UE. Primariamente, a falta de coerência na resposta entre atores institucionais tem vindo a dificultar uma gestão de conflitos eficaz. Em segundo lugar, a falta de coerência entre a UE e os EM que tem afetado a eficácia de resposta da UE, nomeadamente a nível de orçamentos, empenhamento e definição de prioridades estratégicas. Por último, as tendências unilateralistas de alguns atores, que acabam por limitar o impacto da UE, como por exemplo a França, que rapidamente lançou uma missão unilateral no Mali (Operação Serval), logo após o golpe de estado de 2012.

3.2 A abordagem europeia no Mali: Estratégias e Instrumentos Operacionais

Ao longo da última década, a UE tem vindo a aumentar o seu apoio ao Mali com diversos instrumentos. No contexto do nexo segurança-desenvolvimento a UE dispõe de duas missões no quadro da PCSD – a EUTM Mali e a EUCAP Sahel Mali – e de múltiplos instrumentos financeiros de apoio ao desenvolvimento do país. Para além disso, ao mesmo tempo que os desafios já existentes na região do Sahel se fundiam com outras ameaças de segurança emergentes, alguns mecanismos da política externa da UE foram ativados com o propósito de formular uma resposta política ao problema (Gstohl & Lannon, 2014, p. 50). O resultado surgiu no Conselho dos Assuntos Estrangeiros, em março de 2011, com a adoção da Estratégia para o Sahel (ESDS).

Mais tarde, a questão migratória tornou-se também uma prioridade no meio da então chamada “crise migratória” que se desenvolveu em 2015 no território europeu, imediatamente após o aumento significativo do número de refugiados que chegaram às costas europeias (Lucia, 2019). Segundo Lucia (2019), este foi um dos principais eventos que levou a uma mudança na abordagem de Bruxelas relativamente ao Sahel, levando à criação do Plano de Ação Regional (RAP) 2015-2020.

O Programa Conjunto europeu (PCe) 2020-2024 é a mais recente estratégia da UE para o Mali. A programação conjunta é um processo através do qual a Comissão Europeia (CE), o Serviço Europeu de Ação Externa (SEAE) e os EM, determinam e desenvolvem conjuntamente uma resposta estratégica para um país em particular, neste caso o Mali, e desenham um documento que contenha as linhas estratégicas para a ação europeia, idealmente substituindo as estratégias bilaterais dos países europeus (Galeazzi et al., 2013). Portanto, o PCe Mali deve ser entendido como um quadro dos objetivos comuns que os EM e as instituições europeias estabeleceram como prioridades para os seus programas de desenvolvimento no Mali para o período de 2020-2024.

Por último, existem as duas missões no quadro da PCSD, já mencionadas. Uma militar, a EUTM Mali, e outra civil, a EUCAP Sahel Mali. Apesar da abordagem compreensiva, as duas missões PCSD funcionam através de diferentes lógicas e, de acordo com as entrevistas realizadas por Eickhoff (2020), existiam diferentes interpretações do seu ambiente de trabalho e das respostas organizacionais.

Os inquiridos da missão EUCAP Sahel Mali expressaram dúvidas quanto ao empenho do governo maliano na Reforma no Setor de Segurança (SSR) (Eickhoff, 2020). Ao mesmo tempo enfatizaram que existia uma pressão significativa para a missão se focar nas prioridades dos EM europeus nos domínios da migração e controlo de fronteiras e nas operações de combate ao terrorismo. Isto segue a mesma linha do que Lopez (2017) argumentou: a Estratégia para o Sahel tendia a priorizar os interesses estratégicos da UE, com consequências potencialmente negativas para a habilidade das missões PCSD e outros atores europeus terem em conta as prioridades dos países do Sahel, tendo por isso efeitos negativos na sensação de apropriação doméstica.

Do lado da EUTM, os inquiridos sublinharam a importância do cumprimento do mandato e de apenas apoiarem os processos que favoreciam ou promoviam as partes malianas (*ibidem*). A "aderência às prioridades malianas" foi apontada como o guia principal das interações da EUTM com as partes malianas, possibilitando, ao mesmo tempo, que estas exercessem o controlo de fatores importantes em atividades partilhadas como, por exemplo, a escolha dos instruendos (*ibidem*).

3.3 A ajuda financeira da UE para o Mali

Os instrumentos financeiros da UE, estabelecidos no Quadro Financeiro Plurianual (MFF) 2014-2020, tiveram alguma dificuldade no que toca à coerência e flexibilidade para responder ao contexto internacional em constante mudança (Debuysere & Blockmans, 2019b). Num esforço para responder a estas dificuldades, a CE desenvolveu uma proposta para um novo Quadro Financeiro Plurianual (QFP) correspondente ao período 2021-2027 estabelecendo, assim, as prioridades e o quadro orçamental geral para a ação externa europeia, através do Instrumento de Vizinhança, Desenvolvimento e Cooperação internacional (NDICI) (Immenkamp, 2020). A proposta pretende reunir nove instrumentos e fundos do QFP 2014-2020, bem como do EDF, por forma a estruturar uma nova alternativa ao financiamento da presença europeia no quadro internacional (*ibidem*).

A simplificação proposta da arquitetura de financiamento para a ação externa europeia está desenhada para ajudar a UE a responder da melhor forma possível ao número crescente de desafios globais, cada vez mais complexos, multidimensionais e que rapidamente evoluem (Immenkamp, 2020).

No contexto da segurança e defesa, a UE depara-se com uma situação paradoxal nos seus esforços de paz e estabilização no exterior. Apesar desta ser o maior fornecedor de ajuda humanitária e de desenvolvimento no mundo e um grande fornecedor de missões de treino militar (atualmente com três missões que mobilizam, em conjunto, mais de 1,000 pessoas), existe uma lacuna quanto ao fornecimento de ajuda militar e equipamento diretamente aos países terceiros para que estes possam apropriar-se da sua própria segurança (Morcos & Ruy, 2021).

Esta lacuna pode vir a ser preenchida pela recente adoção da Facilidade Europeia de Apoio à Paz (EPF), sobre a qual os EM chegaram a um acordo no final de 2020. Inicialmente proposta pela antiga AR/VP Federica Mogherini em 2018, a facilidade pretende expandir a "caixa de ferramentas" da ação externa europeia, permitindo à UE o fornecimento de equipamento e infraestruturas militares diretamente aos países parceiros e de ter "mais responsabilidade como um fornecedor de segurança na nossa região e mais além" (Mogherini, 2018). Ao mesmo tempo, pretende, de certa forma, garantir a disponibilidade permanente dos fundos a fim de se permitir uma mobilização rápida e flexível dos meios europeus (Comissão Europeia, 2018b).

Por forma a efetuar uma análise mais aprofundada acerca do desenvolvimento do apoio financeiro da UE, foram compilados os dados de 157 ações de financiamento no período de 2011-2019, divididas entre os setores da análise PMESII-PT. A partir desta análise, tornou-se evidente que os setores de apoio prioritários para a UE são o militar, o de infraestrutura e o político – que representam, em conjunto, uma alocação de 88,8% do financiamento da UE neste período.

3.4 Perspetivas para a permanência europeia no Mali

3.4.1 Forças

A natureza complexa das ameaças que UE enfrenta necessitam de uma resposta sóbria que tem necessariamente de ser ela própria complexa e compreensiva. Este pode ter sido, discutivelmente, o propósito da EGUE lançada em 2016.

Para além disso, e como se pode aferir, desde o início da crise em 2012, a UE tem colocado a região do Sahel e, consequentemente, o Mali num lugar de destaque cada vez maior na sua agenda de política externa. A presença europeia no Mali, nomeadamente através das missões PCSD e apoio financeiro e humanitário, demonstra o elevado grau de empenho da UE na estabilização da região do Sahel. A chegada a uma estratégia comum para a região do Sahel que identifica os principais domínios de interesse para toda a UE foi um passo crucial para a projeção da identidade europeia na região.

O novo PCe, veio renovar o empenho europeu na estabilização do Mali. Para além disso, os instrumentos financeiros de que a UE dispõe permitiram um financiamento contínuo e consistente de apoio ao Mali desde o início da crise em 2012, tanto ao nível do desenvolvimento como da segurança.

Neste sentido a UE demonstra-se unida e com um sentido de convergência relativamente à sua ação no Mali. A presença de 11 EM no terreno, o investimento sem precedentes e o facto da UE se deparar com um cenário significativamente complexo em várias dimensões, tornam o Mali um "bom terreno de treino" (*ibidem*) para a política externa europeia.

3.4.2 Fraquezas

As várias iniciativas da UE parecem tender, de certa forma, para as prioridades de Bruxelas como o terrorismo, o tráfico ilícito e os refugiados nomeadamente. Neste sentido, vários autores (Peters, 2018; Cissé, et al., 2017) sugerem que parece existir a falta de uma clara sensibilidade do conflito, resultado do desenvolvimento de políticas em Bruxelas com uma consulta limitada com os parceiros locais no Mali e entidades do governo. Para além disso, o conflito dificulta a monitorização precisa da evolução do desenvolvimento no país.

Todavia, a UE deve ainda reconhecer que as suas prioridades – notavelmente a luta contra o terrorismo e a crescente migração para o território europeu – podem não estar necessariamente alinhadas com os interesses do Estado maliano e dos vários segmentos das populações locais. Este facto foi demonstrado com a investigação realizada por Eickhoff (2020) às missões no quadro da PCSD, em que as divergências entre aquelas que são as prioridades para a UE e as da contraparte maliana dificultam o desenvolvimento das missões.

Neste sentido, tal como Bøås et al. (2018) investigaram, existe a perspetiva de que o Mali é visto como um laboratório para as políticas de resposta da UE às crises. Isto pode sugerir que existe um interesse limitado por parte dos EM no desenvolvimento de políticas à medida do contexto maliano. No entanto, se a intenção for a de promover o sentimento de apropriação local, a UE deve procurar ativamente trabalhar com as ideias e pontos de vista dos malianos, "apesar das diferentes culturas e da divergência entre valores".

Alguns membros não demonstram a vontade política necessária ou negam até o uso de meios militares (Simon et al., 2011). De um ponto de vista realista, pode argumentar-se que esta falta de vontade política surge, por um lado, do facto das missões militares serem muito dispendiosas e, pelo outro, dos interesses próprios de cada um dos EM da UE, que podem ser divergentes.

3.4.3 Oportunidades

A presença da UE no Mali, resultou num novo ímpeto para a política externa europeia. Para além disso, existem outros atores presentes no país, pelo que é importante que a UE se posicione estrategicamente como um parceiro fundamental ao desenvolvimento do Mali, tal como Borrel (2020).

Os focos da ação europeia devem ser aqueles em que a UE pode trazer um maior contributo, aquelas em que a UE pode marcar pela diferença. Por exemplo, no que toca às energias renováveis, a UE possui a *expertise*, a tecnologia e as capacidades de financiamento. O desenvolvimento sustentável é o próximo grande desenvolvimento económico (Borrel, 2020) e por isso, não só deve a UE procurar partilhar a sua experiência e *know-how* com o Mali para que o país se desenvolva sustentavelmente, mas também porque este será um investimento que pode vir a trazer uma quantidade significativa de retorno.

Deste modo, a presença europeia no Mali representa uma oportunidade para a UE de se posicionar no palco internacional como um ator de relevo e distinto no seu modo de agir. Neste sentido, o novo quadro plurianual 2021-2027, onde constam o NDCIC e a EPF vêm reforçar a ideia de uma UE com uma maior capacidade e flexibilidade. Ao mesmo tempo, a nova EPF pode representar um novo papel para a UE no sistema internacional, visto que permite o fornecimento de equipamento militar diretamente aos países terceiros, algo mais em linha com o que outras potências como os EUA e a Rússia, reconhecidos pela sua capacidade de *hard power*, têm feito até à atualidade.

3.4.4 Constrangimentos

Alguns dos constrangimentos à ação europeia surgem de alguns fatores externos à organização. A gestão interna do Mali, encontra-se debilitada. Por um lado, trata-se de um país com fronteiras porosas e de grandes dimensões. Pelo outro, a crise política atual, dificulta o diálogo entre a UE e o governo do Mali. Para além disso, o deserto a noroeste criou uma fronteira porosa com a Mauritânia, o deserto a nordeste uma fronteira porosa com o Níger e o Burkina Faso e os terrenos montanhosos a norte uma fronteira porosa com a Argélia. Estas fronteiras porosas permitiram que o tráfico de droga proliferasse (Raineri & Strazzari, 2015; Rousseau, 2017).

Como já foi referido, os grupos armados no norte e centro do Mali recorrem ao tráfico de droga para financiar as suas rebeliões e, mais especificamente, os custos de recrutamento e de armamento. Sendo que o Continente europeu é o maior mercado para as drogas ilícitas originárias da América do Sul, a proximidade das fronteiras do norte do Mali com a Europa, torna o país um importante ponto de passagem de narcóticos para o mercado europeu (Rousseau, 2017).

Tal como as fronteiras porosas a Norte permitem o florescimento do tráfico de droga para o Continente europeu, também encorajam o tráfico humano e fluxos de migração. Cerca de 400.000 pessoas foram deslocadas, devido aos conflitos e às alterações climáticas no Mali. Como resultado, estas pessoas procuram refúgio em qualquer parte, incluindo a Europa.

4 Conclusão

Como podemos notar, a presença da UE no Mali tem vindo a intensificar-se, surgindo como um dos parceiros principais do país no combate ao terrorismo, no desenvolvimento, na promoção dos direitos humanos e na gestão do controlo de fronteiras.

O Mali enfrenta um conflito complexo, onde existem diversos fatores que aprofundam os seus efeitos. A análise PMESII-PT efetuada, embora limitada pela falta de literatura atual sobre alguns dos setores em análise, permitiu-nos identificar, naqueles fatores, os pontos estruturantes do conflito atual no Mali.

A UE surge então como um dos principais parceiros do Mali para a gestão da crise no país. Assistimos a uma tentativa de agilizar o processo da política externa europeia, revelando um sentido de unidade e de coerência entre os EM, um fator estritamente necessário para o sucesso das operações europeias.

Através da análise SWOT foi possível observar que a UE, nas suas forças, dispõe de múltiplos instrumentos e estratégias para a sua ação no Mali, que revelam um bloco unido e convergente no sentido de apoiar o Mali na gestão da crise e desenvolvimento do país.

Quanto às perspetivas em termos de oportunidades para a permanência europeia no Mali, a criação de novos instrumentos para a política externa revelou um novo ímpeto para a resolução de conflitos. Assim, a UE pretende assumir-se como um ator relevante no cenário da gestão de crises. Deste modo, a intervenção europeia pode servir de ensaio para as futuras intervenções europeias em outros cenários de crise.

Ainda assim, surgem alguns constrangimentos para a permanência da UE no território maliano. As ameaças persistentes à segurança europeia que o terrorismo e a migração em massa representam, colocam alguma pressão na atuação europeia. Não obstante, a pandemia Covid-19 é sem dúvida um dos maiores constrangimentos à ação europeia na dimensão externa.

Deste modo, a UE projeta-se no sistema internacional como um ator relevante na gestão de conflitos, através da aplicação dos seus instrumentos de política externa e da cumplicidade com o multilateralismo. O caso do Mali revelou-nos a potencialidade dos seus instrumentos através da sua aplicação no cenário altamente complexo que o país enfrenta. Assim, através da sua presença no Mali, a UE pretende assegurar a estabilidade e a segurança da sua vizinhança próxima e dos interesses europeus, ao mesmo tempo que encontra um novo ímpeto para o projeto europeu quanto à sua segurança e defesa comum, em direção a uma UE mais autónoma e global. A política global é atingida perante o compromisso político dos seus EM na participação de missões e operações, com destaque

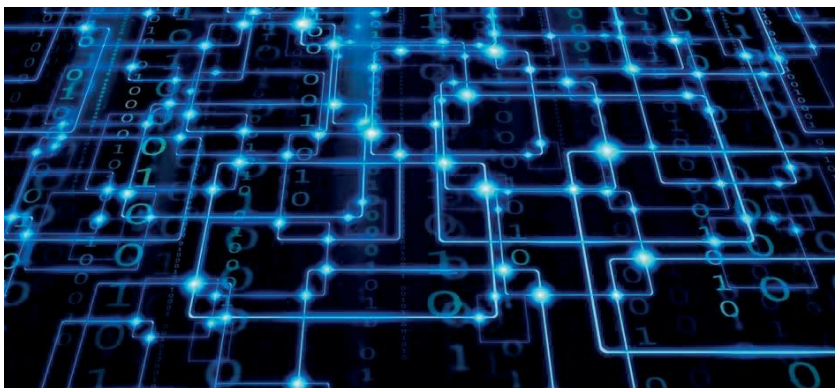
para a presença de Portugal, ao longo da última década, em missões no quadro da UE, ONU e multilateral traduzindo os esforços complementares por parte das várias organizações para atingir a paz e segurança internacionais.

Referências

- Angelelli, L., & Maymir-Ducharme, F. (2015) *Decision Making by Reducing Uncertainty in Complex Systems Systems*. Bethesda: NATO.
- Barbé, E., & Morillas, P. (2019). *The EU Global Strategy: The Dynamics of a more Politicized and Politically Integrated Foreign Policy*. Cambridge: Cambridge Review of International Affairs.
- Bargués, P. (2020). *UN @ 75: Rethinking Multilateralism*. CIDOB.
- Biscop, S. (2020). No Peace from Corona: Defining EU Strategy for the 2020s. *Journal of European Integration*, 42(8), 1009-1023. doi:<https://doi.org/10.1080/07036337.2020.1852230>
- Bøås, M., Cissé, A. W., Diallo, A., Drange, B., Kvamme, F., & Stambøl, E. (2018). *Working paper on implementation of EU crisis response in Mali*. EUNPACK. Obtido de <http://www.eunpack.eu/sites/default/files/publications/2018-01-31%20D7.4%20Working%20paper%20on%20implementation%20of%20EU%20crisis%20response%20in%20Mali.pdf>
- Chauzal, G., & van Damme, T. (2015). *The Roots of Mali's conflict*. Haia: Clingendael.
- Christie, R., Algar-Faria, G., Juncos, A., Dokic, K., Ignjatijevic, M., Habbida, N., . . . Gillette, E. (2018). *Preventing and Responding to Conflict: Developing EU CIVILIAN CAPabilities for a sustainable peace*. Bristol: EU-CIVCAP.
- Cisse, A. M. (28 de fevereiro de 2021). Dissecting challenges facing Mali's transitional government. SABC News. Obtido em 10 de março de 2021, de <https://www.youtube.com/watch?v=PgMw7FZcyYo>
- Cissé, A. W., Dakouo, A., Bøås, M., & Kvamme, F. (2017). *Perceptions about the EU crisis response in Mali - a summary of perception studies*. EUNPACK.
- Cojocar, M. I., & Bursuc, D. (2020). Dynamics and Operational Engagement of the European Union in Managing the crises and conflicts in northern and eastern parts of Africa. Em *Strategic Changes in Security and International Relations*. Bucureste: Carol I National Defence University.
- Comissão Europeia. (2018b). *Facilidade Europeia de Apoio à Paz*.
- Debuysere, L., & Blockmans, S. (2019a). *Crisis Responders: Comparing Policy Approaches of the EU, the UN, NATO and OSCE with experiences in the Field*. European Foreign Affairs Review 24, no.3.
- Debuysere, L., & Blockmans, S. (2019b). *A Jumbo Financial Instrument for EU External Action?* Amsterdão: Bertelsmann Stiftung. Obtido em 4 de abril de 2021, de <https://www.ceps.eu/a-jumbo-financial-instrument-for-eu-external-action/>
- Eickhoff, K. (2020). *National Ownership and Security Sector Reform in Mali*. Springer.
- European Parliament. (2014). *Mali: Economic Factors Behind the Crisis*. Brussels.
- Galeazzi, G., Helly, D., & Krätke, F. (2013). *All for One or Free-for-All: Early experiences in EU joint programming*. Maastricht: European Centre for Development Policy Management.
- Galito, M. S. (2013). *Terrorismo na região do Sael*. Lisboa: Centro de Estudos sobre África e do Desenvolvimento.
- Global Security. (2021). *Fulani-Dogon Conflict*. Obtido de Global Security: <https://www.globalsecurity.org/military/world/war/fulani-dogon.htm>
- Gstohl, S., & Lannon, E. (2014). *The Neighbours of The European Unions Neighbours Diplomatic and Geopolitical Dimensions Beyond the European Neighbourhood Policy*. Ashgate Publishing Limited.
- Immenkamp, B. (2020). *A new neighbourhood, development and international cooperation instrument*. Bruxelas: European Parliamentary Research.
- ISS. (2020). *The Military Balance 2020*. The International Institute for Strategic Studies.
- Juncos, A., & Blockmans, S. (7 de agosto de 2018). The EU's role in conflict prevention and peace building: Four key challenges. *Global Affairs*, 4(2-3), 131-140. doi:<https://doi.org/10.1080/23340460.2018.1502619>
- Konaté, M. (2021). *Mali*. Obtido em 16 de março de 2021, de Media Landscapes: <https://medialandscapes.org/country/mali>
- Lucia, E. L. (2019). *The European Union Integrated and Regionalised Approach Towards the Sahel*. Centre FrancoPaix en résolution des coonflits et missions de paix.
- Ministere de l'Environnement et de l'Assainissement. (2011). *Politique Nationale sur les Changements Climatiques*. Bamako: Republique du Mali.
- Ministère des Armées. (2021). *Operation BARKHANE*.

- Missiroli, A. (2017). *The EU and the World: Players and Policies Post-Lisbon*. Paris: European Union Institute for Security Studies.
- Mogherini, F. (2016). Em E. Union, *European Union Global Strategy* (pp. 3-5).
- Morcos, P., & Ruy, D. (2021). *A European Facility to Bolster European Foreign Policy?* Center for Strategic and International Studies.
- Nagarajan, C. (2020). *Climate-Fragility Risk Brief: Mali*. Berlin: Climate Security Expert Network.
- OECD/SWAC. (2014). *An Atlas of the Sahara-Sahel: Geography, Economics and Security*. West African Studies. OECD Publishing. doi:<http://dx.doi.org/10.1787/9789264222359-en>
- ONU. (2013). *Resolution 2100*. Security Council.
- ONU. (2020). *Situation in Mali*. ONU, Conselho de Segurança.
- ONU. (2020b). *United Nations Multidimensional Integrated Stabilization Mission in Mali*. Obtido de minusma.unmissions.org: <https://minusma.unmissions.org/en/history>
- Peters, I. (2018). *Lessons to be learned from the EU Crisis Response in the Extended Neighbourhood: EU Security Sector Reform in Afghanistan, Iraq and Mali*. Freie Universität Berlin.
- Pichon, E. (2020). *Understanding the EU Strategy for the Sahel*. Bruxelas: European Parliamentary Research Service.
- Ribeiro, P. A., Costa, A. P., & Fernandes, H. M. (2014). *Intervenção Militar Francesa no Mali - Operação "Serval"*. Lisboa: Instituto Universitário Militar.
- Rousseau, R. (2017). *West Africa - the Region's Pivotal Role in International Drug Trafficking*.
- SEAE. (2016). *The EUCAP Sahel Mali civilian mission*. Obtido de https://eeas.europa.eu/csdp-missions-operations/eucap-sahel-mali/3900/about-eucap-sahel-mali_en
- SEAE. (2016a). *European Union Global Strategy*. Bruxelas: European External Action Service. Obtido de European External Action Service: https://eeas.europa.eu/archives/docs/top_stories/pdf/eugs_review_web.pdf
- SEAE. (2017). *The European Union and the Sahel, Fact Sheet*. European External Action Service. Obtido de https://eeas.europa.eu/headquarters/headquarters-homepage/4099/european-union-and-sahel-fact-sheet_en.
- SEAE. (26 de setembro de 2018). *Effective humanitarian civil-military coordination*. Obtido em 2021 de março de 2, de https://eeas.europa.eu/headquarters/headquarters-homepage/51117/reinforcing-eu-un-strategic-partnership-peace-operations-and-crisis-management_en
- SEAE. (2020). *EUTM MALI Mandates*. Obtido de EUTM MALI: <https://eutmmali.eu/mandates/>
- Skierka, I. (24 de January de 2013). *The Reluctant Power: Germany and the Mali Crisis*. Obtido de World Politics Review: <https://www.worldpoliticsreview.com/articles/12662/the-reluctant-power-germany-and-the-mali-crisis>
- Thérroux-Bénoni. (2012). From MICEMA to AFISMA: The evolving Response of the International Community to the Situation in Mali. *International peacekeeping in Africa*, (p. 23). Zürich.
- UNODC. (2019). *World Drug Report 2019*. United Nations Office on Drugs and Crime.
- USAID. (12 de January de 2021a). *Agriculture and Food Security*. Obtido em 13 de março de 2021, de <https://www.usaid.gov/mali/agriculture-and-food-security#:~:text=While%20only%20seven%20percent%20of,expansion%20in%20Mali%20is%20high>.
- WTO. (2020). *Trade Profile: Mali*. World Trade Organization. Obtido em 22 de março de 2021, de https://www.wto.org/english/res_e/statis_e/daily_update_e/trade_profiles/ML_e.pdf

CIBERESPAÇO: DOMÍNIO ESTRATÉGICO DA SOBERANIA DE UM ESTADO



Autor: Diogo Manuel Costa Alves

Aspirante a Aluno do Mestrado Integrado na especialidade de Piloto Aviador
Academia da Força Aérea, Sintra

Orientadora: Professora Doutora Sandra Maria Rodrigues Balão
Instituto Superior de Ciências Sociais e Políticas, Universidade de Lisboa

Coorientador: COR/TODCI Luís Manuel Pinto de Almeida da Rocha
Força Aérea Portuguesa, Academia da Força Aérea, Sintra

Resumo

O Ciberspaço conseguiu, em pouco tempo, ser integrado em todos os aspetos da sociedade moderna. A sua utilização proporcionou à humanidade um vasto número de benefícios e oportunidades que antes, devido às limitações dos domínios tradicionais, estavam bloqueados ao ser humano. No entanto, as vantagens proporcionadas pelo Ciberspaço vieram acompanhadas por uma quantia igualmente volumosa de desafios, ameaças e riscos para o indivíduo, instituições e para o Estado.

O Ciberspaço evoluiu com base num modelo de autorregulação onde os utilizadores ditavam praticamente todas as regras em conjunto. Apesar disso, a perceção de ameaças provenientes deste domínio que se tornou estratégico para qualquer Estado, levou os governos de vários países a adotarem uma postura protecionista e medidas que procuram aumentar o controlo do Estado sobre o segmento nacional do Ciberspaço.

Ainda assim, nem todos os Estados tomaram a mesma posição, no que toca à forma como o domínio deve ser controlado e regulado. Por um lado, temos Estados que defendem a manutenção de um ambiente aberto e inclusivo, onde todos os atores que participam no Ciberspaço têm uma palavra a dizer nos processos de tomada de decisão (Multistakeholderism). Por outro, temos Estados que advogam a necessidade de o Ciberspaço ser inteiramente controlado por entidades estatais (Cyber Sovereignty).

Tomando como base uma abordagem qualitativa e descritiva da problemática, maioritariamente através uma análise documental, procurou-se perceber todas as variáveis existentes e consequências causadas pela adoção de cada um destes modelos, formular contributos para um possível modelo híbrido, agregador de vontades e vantagens de cada modelo estudado e mitigando os pontos fracos de cada um.

Após uma análise extensiva a toda a problemática proposta, conclui-se que a importância estratégica do Ciberspaço é reconhecida por todos os atores que nele procuram atuar e, como tal, surgindo diferentes perspetivas sobre como deverá este ser regulado e moldado, é possível verificar uma divisão cada vez maior entre os diferentes atores, tendo sido identificados padrões de pensamento entre os dois grandes grupos e o que estes padrões poderão significar para o futuro deste domínio. Para os defensores do modelo de Cyber Sovereignty, a perceção de ameaças que o Ciberspaço apresenta, é a maior razão para o pretenderem controlar através dos mecanismos estatais. Por outro lado, sob a perspetiva de Multistakeholderism, procura-se manter este domínio aberto e permissivo para todos os atores.

Através de uma análise SWOT, foi possível evidenciar que ambos os modelos proporcionam vantagens e desvantagens, oportunidades e ameaças para todos os atores, sendo a pesagem destes fatores o fator decisivo para a tomada de decisão dos vários intervenientes sobre o futuro de todo este domínio.

Palavras chave: Ciberspaço; Governance; Multistakeholderism; Cyber Sovereignty; Estado; Relações Internacionais.

1 Introdução

O Ciberspaço é um ambiente completamente criado e moldado por pessoas, conferindo-lhe características únicas, decorrentes da vontade dos seus arquitetos. Criado em meados do século XX, este novo domínio, constituído por infraestruturas físicas (cabos, servidores, satélites, etc), uma componente lógica (*software*) e pelos seus criadores/utilizadores foi, e continua a ser, a fonte de uma nova revolução global, afetando todos os setores da civilização, desde os mais óbvios, como as comunicações, até aos mais inesperados, surgindo como uma forma totalmente nova de fazer política (Florida, 2014).

A componente mais visível do Ciberspaço é a *Internet*. O surgimento da *Internet* foi um processo progressivo que começou, nos anos 60 do século XX, com a criação da *Advanced Research Projects Agency Network* (ARPANET). A rede servia como uma forma de comunicação inovadora entre universidades dos Estados Unidos da América (EUA), onde era possível partilhar recursos. Em 1973, a ARPANET foi alargada à Inglaterra e à Noruega. Só nos anos 90 do mesmo século é que se começou a verificar o alargamento da tecnologia à generalidade da população que, desde aí, tem vindo, todos os anos, a aumentar a sua presença na *Internet* (Cohen-Almagor, 2015). Uma das principais razões para o sucesso da *Internet* reside na sua filosofia inicial de liberdade e abertura para os seus utilizadores, bem como na quase total ausência de regulação por parte dos governos à época (*ibidem*).

O grande alcance da *internet* veio demonstrar, progressivamente, as vantagens do Ciberspaço, aliadas, ao mesmo tempo, aos riscos e ameaças que dele nasceram. Estes foram, desde cedo, alvo de atenção dos atores estatais que, já naqueles anos 90 apresentavam preocupações com as vulnerabilidades que aquele novo domínio representava para a

segurança dos mesmos (Ivanov, 1998). Decorrente dessas preocupações, uma grande parte de Estados e Organizações, desenvolveram políticas e estratégias de cibersegurança, revelando o estatuto estratégico que este novo meio assume e representa para aqueles(as) (D. J. Betz & Stevens, 2011).

Ainda assim, apesar do aumento das atenções estatais, a *internet* foi evoluindo como um espaço relativamente aberto e sem restrições. Nos últimos anos, no entanto, este paradigma tem vindo a sofrer alterações com o crescimento generalizado de ataques tanto a indivíduos como a organizações privadas e Estados, estando a verificar-se um aumento das vozes que defendem um papel mais ativo dos Estados no controlo da esfera de informação. Um dos maiores acontecimentos catalisadores desta retórica foram as revelações de Edward Snowden em 2013, em relação a atividades de vigilância e espionagem do governo dos EUA (Balke, 2018).

Desta forma, a presente investigação procura estudar o Ciberespaço como domínio estratégico da soberania dos Estados, e os desafios que este tem vindo a colocar à sociedade internacional, centrando a investigação sobre as duas perspetivas de modelo de *governance* do Ciberespaço, por forma a perceber o que motiva os diferentes atores a defenderem um modelo, em detrimento do outro, e também, qual tem sido a evolução na forma como a sociedade internacional tem procurado aplicar estes modelos, através do estudo de alguns atores específicos. A informação obtida, será, no fim da investigação, utilizada para elaborar algumas propostas para a adoção de um modelo híbrido, que procure conjugar as mais valias de ambos os modelos em estudo (*Multistakeholderism* e *Cyber Sovereignty*).

1.1 Contextualização e Problemática

A aparência imaterial do Ciberespaço causou, nos primeiros passos da evolução do novo mundo, uma pretensão, por parte dos seus utilizadores, de assegurar um ciberespaço livre, sem a intervenção do Estado, tendo-se mesmo chegado a declarar a independência do Ciberespaço em relação aos Estados, afirmando que a sua construção seria livre e permaneceria fora do domínio da ação estatal (Barlow, 1996).

Hoje, o novo mundo é um organismo criado pela ligação entre milhares de milhões de computadores em todo o mundo que, através de infraestruturas físicas como servidores e cabos submarinos, permite a interação entre pessoas, a criação, edição, processamento, manipulação e o aumento do acesso a informação, de uma forma quase instantânea. Tais características e capacidades são, por agora, fornecidas, em geral, por um sistema descentralizado, constituído por um grande número de organizações privadas em todo o mundo. Estas características do Ciberespaço têm, no entanto, vindo a pôr em causa a conceção tradicional do sistema internacional, baseado no modelo de Estado Vestefaliano (Choucri, 2014).

Devido à perceção das ameaças decorrentes do uso generalizado do Ciberespaço, a Federação Russa propôs, pela primeira vez, em 1998, na sede das Nações Unidas, uma Resolução com vista a promover a Cibersegurança, dando já a entender a crescente preocupação que as Tecnologias da Informação e Comunicação (TIC) representavam para a soberania estatal Russa (Ivanov, 1998).

A par e apesar do aumento dos discursos protecionistas, o Ciberespaço evoluiu, na generalidade, como um domínio livre, sem o controlo principal dos Estados e assente num modelo de *multistakeholderism* que se mantém até hoje. Mesmo a Organização das Nações Unidas (ONU), sentiu necessidade, logo no início do século, de criar uma plataforma para garantir que todos os maiores atores envolvidos tinham uma palavra a dizer, buscando criar um ambiente internacional onde a cooperação e transparência seja a norma. Surgiu, assim, a Cimeira Mundial da Sociedade da Informação (WSIS), dividida em duas fases (2003 e 2005) que foi a base do modelo atual da *governance* do Ciberespaço. Desde então, com uma periodicidade anual, realizam-se um conjunto de fóruns de discussão derivados desta mesma cimeira com o objetivo de continuar a fomentar esta visão de inclusão e abertura (WSIS, 2016).

Apesar de, inicialmente a retórica de proteção da soberania, defendida pela Rússia e China, não ganhar muita expressão Internacional, o facto é que ataques cibernéticos em massa a países como a Estónia e a Geórgia, aliados às revelações de Snowden e outros casos como o *Wikileaks*, terão fomentado uma maior receptividade a ideias mais favoráveis e 'alinhadas' com o modelo de *Cyber Sovereignty* anteriormente rejeitadas (Adonis, 2020; BBC, 2014).

Desde a rede elétrica, aos sistemas financeiros, passando pelos transportes e fornecimento de água, praticamente toda a infraestrutura de um país está ligada ao Ciberespaço (Liaropoulos, 2017). Por sua vez, por falta de competências e capacidades técnicas, a maioria dos Estados recorre a empresas privadas para assegurar o funcionamento e a segurança

destas infraestruturas críticas. Este facto, aliado à insegurança dos sistemas e à existência de crime e competição no Ciberespaço, está a criar grandes dificuldades na regulação das atividades que nele tomam lugar (Ibidem).

2 Metodologia, Questões de Investigação e Hipóteses de Trabalho

Para a investigação sobre os modelos de *governance* do Ciberespaço e da sua importância para o Estado, enquadrado na disciplina das Relações Internacionais, será utilizada uma abordagem qualitativa, de base documental, assente no método Hipotético-dedutivo que, por sua vez, é complementado por um estudo de carácter Tipológico-Estruturalista, tendo em conta que será feita uma análise comparativa de dois modelos de *governance* do Ciberespaço, complementada pelo estudo da evolução do emprego destes modelos em atores relevantes, considerados exemplificativos de cada um (Marconi & Lakatos, 2003) no período temporal 2000-2020.

O presente estudo tomará, predominantemente, uma abordagem descritiva, procurando conhecer as características de cada modelo estudado, a partir da revisão bibliográfica para, a partir dela, procurar efetuar uma análise SWOT (modificada) (Gurel, 2017; Sreejesh et al., 2014).

Como fio condutor da investigação foi formulado o objetivo principal para a mesma e, a partir deste, elaborámos as questões e hipóteses que apresentamos de seguida:

Objetivo Principal: Constitui objetivo central da nossa investigação discutir o percurso que a comunidade internacional tem vindo a desenhar, a definir e a aplicar em matéria de modelos de *governance* do Ciberespaço. Em particular, interessa-nos analisar as opções conhecidas – a primeira, que se apresenta como uma eventual aproximação a um modelo estatal individualista (*Cyber Sovereignty*), onde cada Estado controla toda a esfera da informação nacional sem intervenção externa, e a segunda, um modelo de controlo internacional, partilhado entre Estados e outros atores das relações internacionais (*Multistakeholderism*), defendido pela generalidade das democracias ocidentais – tendo em vista equacionar a eventual necessidade de um terceiro modelo, alternativo.

Objetivos específicos:

- Identificar os atores considerados como 'referência' no quadro de cada um dos modelos de *governance* do Ciberespaço em estudo, e discutir a posição adotada por cada um, neste âmbito;
- Analisar cada um dos referidos modelos de *governance* existentes de modo a discutir a potencial repercussão dos seus efeitos sobre o Ciberespaço como domínio estratégico de soberania do Estado;
- Comparar os dois modelos entre si para identificar os pontos fortes e pontos fracos, as ameaças e as oportunidades associados a cada um, quer para o Estado em particular, quer para a sociedade internacional (e para as Relações Internacionais) em geral;
- Apresentar contributos para um possível modelo híbrido de *governance* do Ciberespaço, capaz de potenciar convergências e reduzir divergências, procurando agregar, de forma holística, o melhor de cada um dos modelos estudados.

Questão principal: Como pode a sociedade internacional conjugar a adoção de políticas e estratégias suscetíveis de salvaguardar o Ciberespaço como domínio estratégico de soberania do Estado com o *multistakeholderism*?

Subquestões:

- De que forma e em que termos o uso do Ciberespaço representa dependências, ameaças e perigos para o governo dos Estados?
- O modelo de *multistakeholderism* é preferível ao modelo de *Cyber Sovereignty* no que diz respeito à *governance* do Ciberespaço para a construção e consolidação de um domínio seguro e aberto?
- Será possível um Estado garantir a sua soberania no Ciberespaço, mantendo-se, ao mesmo tempo, ligado aos seus aliados e ao resto do mundo, sem ser considerado uma ameaça para aquele(s) e para os valores democráticos?
- Poderá a criação de um órgão regulador supranacional representar uma solução agregadora das diferentes posições defendidas para o futuro da *governance* do Ciberespaço?

Hipótese 1: Como o Ciberespaço se apresenta um domínio fundamentalmente imaterial e sem fronteiras não é possível, a um único Estado, agindo isoladamente, garantir a salvaguarda da sua soberania naquele domínio estratégico.

Hipótese 2: A adoção do modelo de *Cyber Sovereignty*, poderá, paradoxalmente, resultar numa redução da sua soberania, através da perda de flexibilidade de ação e do abrandamento do desenvolvimento tecnológico, causados pelo seu isolamento em relação ao resto do mundo.

Hipótese 3: Tanto a cooperação e a promoção da transparência entre Estados, como entre estes, o setor privado e o terceiro sector ou, até mesmo a adoção de medidas protecionistas relativas à soberania do Ciberespaço por parte de um Estado, apresentam vantagens e desvantagens, pontos fortes e pontos fracos, ameaças e oportunidades, sendo a gestão do peso de cada um destes, o maior foco de divergências da atualidade.

Hipótese 4: O modelo atual de *multistakeholderism* tenderá, pelo menos num futuro próximo, a ser mantido pela maior parte da sociedade internacional, mesmo considerando o aumento da promoção do modelo de *Cyber Sovereignty* por parte de Estados com governos considerados, no contexto democrático ocidental, como autoritários, à medida que se verifica um maior número de incidentes e ameaças à segurança.

Hipótese 5: A definição de um modelo híbrido de *governance* do Ciberespaço - que salvguarde os princípios básicos da soberania dos Estados e o *multistakeholderism* - será um caminho mais favorável para a sociedade internacional na medida em que cria oportunidades de desenvolvimento global ao mesmo tempo que salvguarda o Ciberespaço como domínio estratégico da soberania dos Estados.

3 Ciberespaço: Domínio Estratégico e Relações Internacionais

Como referido anteriormente, as origens do Ciberespaço podem ser encontradas nos EUA. Antes sequer da existência da ARPANET, a criação de tecnologias de interligação de computadores foi equacionada pelos americanos, com o objetivo de aumentar a resiliência dos sistemas de controlo das suas instalações nucleares sendo que, na realidade, tal nunca chegou a sair do papel. Apesar disso, esse trabalho foi mais tarde aproveitado pelo departamento de defesa dos EUA, após Joseph Licklider apresentar o conceito de uma rede de comunicação entre computadores a Robert Taylor. Taylor viu a aplicabilidade do conceito para facilitar a comunicação entre investigadores de todo o país e convenceu o diretor da Advanced Research Projects Agency (ARPA), Charles Herzfeld, a financiar o projeto. Para o conseguir desenvolver, Taylor apontou Lawrence Roberts para coordenar o mesmo que, depois de estudar os projetos falados no início do parágrafo, levou à criação da ARPANET que mais tarde viria a tornar-se na *Internet* (Bygrave & Bing, 2009; Reveron, 2012).

Apesar de ser a face mais visível do Ciberespaço, importa salientar que, este domínio não é formado, exclusivamente pela *internet* ou pela *World Wide Web*. Na verdade, é um ambiente muito complexo, com componentes digitais, mas também físicas, pelo que, importa perceber do que se trata.

O Ciberespaço pode então ser visto como um agregado de duas vertentes. A primeira, vertente física, corresponde a toda a infraestrutura existente no mundo real que permite a existência do Ciberespaço, ou seja, os computadores que servem como meio para o Homem entrar no Ciberespaço, os servidores e instalações de armazenamento que criam o maior espaço de informação da história da humanidade, cabos de comunicações submarinos que transmitem a informação por todo o mundo, entre outros. A segunda, por sua vez, é o domínio não físico, composto pelas redes de comunicações, nomeadamente a *internet*, pelos utilizadores e pelas interações entre eles que podem ser tão simples como uma troca de mensagens ou, tão complexo como a gestão de negócios (Weber, 2015; Yannakogeorgos & Lowther, 2013).

Ao analisar os efeitos que a criação do Ciberespaço provocou na humanidade, três saltam à vista. O primeiro é a diminuição drástica dos tempos de comunicação e de praticamente qualquer atividade, mas também o aumento do volume de informação que é possível consultar e enviar em muito pouco tempo. O segundo é o aumento da liberdade pessoal, uma vez que hoje, praticamente qualquer pessoa pode aceder à informação que quer e pode divulgar informação como quer (com a exceção de alguns locais referidos posteriormente). O terceiro é o aumento das possibilidades do cidadão comum, seja para participar em questões, anteriormente interditas, seja para criar negócios que impulsionam a economia global, uma vez que, as barreiras para entrar são quase nulas (D. Betz & Stevens, 2011; Reveron, 2012; Shea, 2018).

Este novo domínio, baseado em tecnologia relativamente recente, está, desde a sua criação, a alterar a forma como o Ser Humano interage com o mundo à sua volta. Por um lado, pode ser visto como uma ferramenta isolada, utilizada para facilitar a atividade humana, no entanto, tem demonstrado constantemente, desafiar a sociedade internacional, através de

novos riscos e ameaças, surgindo a necessidade de criar e aplicar formas ou, modelos (*Multistakeholderism* e *Cyber Sovereignty*) de o regular ou de alterar todas as doutrinas previamente existentes, de forma a garantir que as vantagens superam os riscos (Weber, 2015).

Entre as várias preocupações que começaram a surgir nas lideranças dos Estados, podemos encontrar questões como a confiança na privacidade das redes, a circulação de conteúdo ilegal (ex: pornografia infantil), a integração do Ciberespaço nas infraestruturas críticas dos Estados e ainda a criação de maiores divisões, em termos de desenvolvimento tecnológico, a nível mundial. Estas questões, entre muitas outras, começaram a elevar as questões da *governance* do Ciberespaço aos palcos da alta política (Dutton, 2015).

Por esta razão, as questões do controlo da *Internet* e do Ciberespaço começaram e continuam, até hoje, a ser uma grande fonte de controvérsia na sociedade internacional. No geral, as democracias ocidentais, juntamente com Organizações Internacionais e Organizações não governamentais, defendem um plano conjunto de *governance* do Ciberespaço, com vista a manter uma *Internet* dinâmica e aberta. No entanto, alguns atores estatais, afastados da ideologia ocidental, defendem que o modelo de soberania de tipologia vestefaliano deve ser aplicado ao Ciberespaço, permitindo aos Estados controlar as redes nacionais, sem interferência de qualquer outro ator - estatal ou não - e, ainda, que o controlo, a nível internacional, deve ser detido pelos Estados, que devem ditar as regras de atuação de toda a sociedade em matérias relacionadas com o Ciberespaço (Yeli, 2017).

O primeiro modelo a ser analisado será o modelo de *multistakeholderism* por ser aquele que, ao longo da história do Ciberespaço, se tem mostrado como predominante e também o mais desejável para a manutenção de um Ciberespaço aberto e impulsionador de desenvolvimento.

3.1 *Multistakeholderism*

Na verdade, a estrutura atual da *governance* digital é muito diversa, podendo argumentar-se que, o modelo de *multistakeholderism*, é aquele existente atualmente. Isto porque, ao analisar as várias áreas do Ciberespaço verifica-se, por exemplo, que na gestão dos recursos críticos da *internet* (*Internet Protocol address* (IP), atribuição de nomes de domínios, etc.), a entidade responsável é a *Internet Corporation for Assigned Names and Numbers* (ICANN) e organizações colaboradoras. Na criação de padrões técnicos internacionais encontra-se a *World Wide Web Consortium* (W3C), a *International Engineering Task Force* (IETF), a ICANN, a *International Telecommunication Union* (ITU), entre outros. Por outro lado, na coordenação de acesso e ligação ao Ciberespaço, as empresas privadas, os Estados e a IETF dividem responsabilidades. Já em termos de cibersegurança, os Estados trabalham juntamente com Organizações Internacionais, empresas, indivíduos e equipas de resposta a incidentes especializadas. Por fim, na mediação da acessibilidade a conteúdo *online*, ao contrário do que se possa, inicialmente, pensar, o Estado não é o único ator envolvido, contando com o auxílio dos fornecedores de serviço de *Internet*, de empresas de conteúdos digitais e até da comunidade civil, no geral (R. Deibert, 2015; DeNardis & Raymond, 2013).

Para os defensores do *multistakeholderism*, a cooperação e transparência, não podem ser características de um simples segmento nacional do Ciberespaço, mas sim de toda a infraestrutura física e imaterial deste domínio, existente em todo o mundo. O que causa este pensamento é, a própria natureza transfronteiriça e descentralizada que o digital apresenta (Chang, 2012).

Apesar de ser um Estado de grande relevância internacional, a todos os níveis, os EUA procuram, desde os primórdios do Ciberespaço, promover a abertura do domínio a toda a comunidade, tentando, ao mesmo tempo, assegurar um elevado nível de Cibersegurança através de parcerias com o setor privado e da criação de um dos maiores grupos dedicados a nível global, integrado nas suas Forças Armadas, com o propósito de assegurar a defesa e integridade das redes, infraestruturas críticas e sistemas nacionais. Apesar de ser um país altamente criticado pela perceção de que controla grande parte da *internet* e por causa das revelações de Edward Snowden em relação aos seus programas de vigilância internacional, os EUA têm demonstrado a sua crença num Ciberespaço impulsionado pelas pessoas e pelo setor privado, de forma a propulsionar a ligação ao mundo e crescer a sua economia (Bygrave & Bing, 2009; Shen, 2016; Strickling & Hill, 2017; Yannakogeorgos & Lowther, 2013).

Para os defensores deste modelo, como já foi dado a entender, percecionam que o Ciberespaço é, à semelhança do Espaço, um bem global, onde nenhum Estado tem o direito de exercer o seu poder, numa posição de superioridade em relação a qualquer outro utilizador. Por outro lado, o papel do Estado não é eliminado, sendo reconhecida a sua importância

para a implementação das normas criadas por processos envolvendo os vários atores, para incentivar à inovação no setor privado e para regular as regras que, consensualmente, são estabelecidas (Liaropoulos, 2016; Peng, 2018).

No modelo de *multistakeholderism*, acredita-se que não é necessário nenhum novo tratado multilateral ou outro tipo de legislação. Isto dá-se porque, ao contrário dos defensores do modelo oposto, os atores que procuram criar um ambiente de *multistakeholderism*, não veem a existência de um vácuo no direito internacional existente. Pelo contrário, a formulação de tratados é vista como um processo lento, que, ao tomar lugar, daria liberdade a várias entidades, para agirem com intuítos maliciosos, sob a premissa de que ainda não existem regras no Ciberespaço. Assim, é defendido que as normas e leis existentes anteriormente, são aplicáveis ao Ciberespaço, sendo apenas preciso apurar as formas como isso acontece e, se necessário, criar normas de comportamento responsável, de cariz não vinculativo (Bader, 2019; Slack, 2016; Strickling & Hill, 2017).

De forma a condensar a informação aqui exposta, caracteriza-se então, o modelo de *multistakeholderism* como um modelo que procura a abertura, a transparência, a acessibilidade, a resiliência e a interoperabilidade do Ciberespaço para todos os dispositivos e os seus utilizadores, através de processos e órgãos de *governance* inclusivos, experientes, e detentores de credibilidade e legitimidade para tomar decisões. Procura-se que todos os processos e normas criadas, emergjam de um sistema descentralizado, onde as decisões são tomadas com base no consenso entre os múltiplos atores envolvidos, que podem vir de qualquer canto da sociedade para apresentar contribuições (Chenou et al., 2014; Strickling & Hill, 2017).

3.2 Cyber Sovereignty

Como apontado anteriormente, o desenvolvimento do Ciberespaço levou ao surgimento de um elevado número de ameaças e riscos para os seus utilizadores. Estes riscos, por sua vez, são responsáveis pelo facto de os Estados terem começado a tomar cada vez mais atenção às questões de Cibersegurança. A percepção do perigo que representa a possibilidade de outra entidade estatal procurar utilizar as grandes vulnerabilidades existentes no Ciberespaço a seu favor e contra os seus rivais, elevou os Estados à primeira posição na escala de percepção do perigo (Shires, 2019). A Cibersegurança conduziu, assim, à criação das primeiras tentativas de controlo de informação no Ciberespaço sendo que, nos dias de hoje, praticamente todos os Estados, incluindo os defensores do *multistakeholderism*, exercem pelo menos alguma forma de tentativa de regulação do Ciberespaço nas suas fronteiras (Bigo et al., 2019; Shires, 2019).

De facto, segundo a *Freedom House*, em 2015, 31% das pessoas tinham acesso a uma *internet* livre, 22,7% frequentavam uma *internet* parcialmente livre e 34,3% utilizavam uma *internet* não livre. Ao observar o mesmo documento, na versão referente a 2019, verifica-se que estes valores se alteraram, respetivamente, para 20%, 32% e 35% (Freedom House, 2015, 2019). Estes dados demonstram que os controlos sobre a *internet* estão a aumentar em todo o mundo, revelando uma cada vez maior predisposição dos Estados para exercerem a sua autoridade neste domínio.

Apesar de serem aqueles que, mais ativamente, defendem o modelo de *Cyber Sovereignty*, a China e a Rússia não são, de forma alguma, os únicos Estados que o preferem e o procuram aplicar. Pelo contrário, os seus esforços para a aplicação deste modelo, estão a influenciar um elevado número de outros Estados, sobretudo (se bem que não exclusivamente) aqueles que mais afastados se encontram da esfera de influência ocidental (Demchak, 2016).

De facto, podemos encontrar Estados defensores e praticantes deste modelo um pouco por todo o mundo. Em países com regimes autoritários e onde a penetração da *internet* ainda é residual, como na Eritreia, na Coreia do Norte ou no Turquemenistão, a aplicação de controlo Estatal sobre as atividades *online* é extremamente elevada (Comitee to Protect Journalists, 2019). O alcance da ideologia de *Cyber Sovereignty* vai, no entanto, mais longe. A Arábia Saudita, por exemplo, utiliza um exército de *bots* para manipular redes sociais e emprega várias técnicas de vigilância *online*, por forma a fazer propaganda ao governo e controlara difusão de opiniões contrárias às defendidas pelo regime, por ativistas, jornalistas ou outras personalidades (Leber & Abrahams, 2021; Riley, 2021). No Vietname está em vigor desde 2019 uma lei que permite ao governo eliminar e bloquear, legalmente, qualquer conjunto de dados que considere poder ser prejudicial à cibersegurança do país que, neste caso, é entendida como a parte digital da segurança nacional, a ordem social, segurança e os direitos e interesses das agências, organizações e indivíduos do Estado (Sherman, 2019). A Índia, a Bielorrússia e Cuba (de entre outros países de todo o mundo) apresentam, igualmente, controlos sobre a informação *online* disponibilizada às populações, para além de perseguirem politicamente indivíduos que divulgam informação 'proibida', tanto no mundo real, como na *Internet* (Shahbaz et al., 2020; Williams, 2021). Como último exemplo da expansão do

modelo de *Cyber Sovereignty*, consideramos relevante referir-nos ao caso do Irão. Este é, de entre aqueles Estados onde se defende uma perspetiva Realista da *governance* do Ciberespaço, o terceiro que, para além da Rússia e da China, expressa vontade de criar uma rede nacional, isolada do resto do mundo (Sherman, 2019).

É importante sublinhar que, apesar de os exemplos proporcionados nesta secção serem, maioritariamente, de Estados com regimes considerados autoritários, a liberdade na *internet* não tem mantido uma tendência crescente, como seria desejável, nem mesmo no seio das 'melhores' e estabelecidas democracias, em todo o mundo - designadamente na Europa e na América do Norte -, verificando-se, ao invés, o aparecimento de um cada vez maior número de medidas de controlo de informação a par com a publicação de documentos oficiais a reconhecer a necessidade do Estado proteger as redes e infraestruturas nacionais do Ciberespaço (Demchak, 2016).

Embora existam várias interpretações diferentes dos princípios da igualdade internacional entre Estados e da não intervenção, encontrados na Carta das Nações Unidas (ONU, 1945), os defensores do modelo de *governance* assente na *Cyber Sovereignty* geralmente entendem que aqueles são tão aplicáveis ao Ciberespaço como aos outros domínios de ação, e que o Estado tem direito ao desenvolvimento, supervisão e gestão independentes do segmento nacional do Ciberespaço sem qualquer tipo de invasão, interferência ou ataque externo, durante o exercício destes direitos (Fang, 2018).

Tendo em conta a perceção da aplicação do princípio da soberania ao domínio estratégico do Ciberespaço, e tendo em consideração casos como os ataques à Estónia e Geórgia ou, ainda mais recentemente, as revelações de Edward Snowden sobre os programas de vigilância que os EUA levavam a cabo em todo o mundo, conduziram a um *statu quo* em que a abertura total da *Internet* e a despreocupação com a cibersegurança começaram a ser, cada vez mais, postas em causa, levando ao aumento da atenção relativamente a questões como a espionagem no Ciberespaço e a segurança das infraestruturas críticas pelo que, em consequência, se começou a verificar a criação de estratégias e políticas de ciberdefesa nacionais, criando um precedente de atuação do Estado sobre o Ciberespaço (Balão, 2014c; Kozik, 2015).

Para além das preocupações com a segurança nacional em termos de ameaças externas, alguns Estados argumentam que a acessibilidade a certos tipos de conteúdo como discursos de ódio, pornografia infantil, violência explícita e propaganda terrorista, tem efeitos negativos na população e na estabilidade do Estado justificando, também com base nestes argumentos, a aplicação de formas de controlo de conteúdo *online* (R. J. Deibert & Crete-Nishihata, 2012).

Os mais básicos princípios sobre os quais este modelo assenta são: a interpretação literal do conceito da soberania e a sua aplicação ao Ciberespaço. Na ótica dos seus defensores, todos Estados têm o direito à sua independência total no domínio do Ciberespaço, ou seja, as redes nacionais podem operar sem qualquer interferência externa. Outro pressuposto consiste no direito a fazer parte das decisões internacionais com uma voz igualmente importante à dos outros Estados, uma vez que, no modelo atual, na prática, apenas um pequeno grupo de Estados privilegiados e organizações, por eles influenciadas, detêm esse direito. E por fim, o direito à jurisdição do Ciberespaço, ou seja, de criar e fazer cumprir leis no seu território digital, desde que não incorra em infrações do direito internacional (Fang, 2018).

Para além disto, à semelhança do que acontece com as armas nucleares, com o domínio do espaço ou até com a legislação, mais antiga, relativa aos mares e oceanos, um tratado multilateral é apontado como uma solução para a falta de regulação específica para o novo domínio, uma vez que, o mais semelhante que existe, é a Convenção Europeia para o Cibercrime que, como o nome indica, se foca simplesmente no Cibercrime - que representa apenas uma das muitas preocupações destes Estados (Hughes, 2010; Peters, 2019).

4 Multistakeholderism

4.1 NATO

Atualmente, segundo Susan Davis, o maior desafio estratégico para a aliança não são os grandes ataques ocasionais mas sim a existência de campanhas cibernéticas persistentes, em que os seus autores levam a cabo um grande número de operações ao longo do tempo até atingir o impacto estratégico desejado, pelo que a aliança tem vindo a apostar no combate a este tipo de ameaça (Davis, 2019).

A proteção de informação e de comunicações esteve sempre no núcleo de prioridades da aliança, no entanto, a cibersegurança só apareceu na agenda política da mesma, em 2002 na cimeira de Praga (NATO, 2002). Nesta cimeira,

foi adotado o programa de ciberdefesa, no âmbito do qual, o que mereceu mais destaque, foi a criação da *NATO Computer Incident Response Capability (NCIRC)* (agora gerida pela agência de comunicação e informação da NATO (NCI)) que se tornou na primeira linha de defesa da aliança contra as ameaças no Ciberespaço (Healey & Jordan, 2014). Em 2007, após os ataques contra instituições na Estónia, os Estados Membros acordaram que era necessário trabalho urgente na área. Com isto, em 2008, foi aprovada a primeira política de ciberdefesa da NATO (NATO, 2020).

Um outro passo notável na adaptação da aliança ao Ciberespaço foi a publicação, em 2013, do Manual Tallinn sobre o Direito Internacional Aplicável à Guerra Cibernética. Este livro, produzido por uma vasta equipa de especialistas técnicos e legais em colaboração com o *Cooperative Cyber Defence Centre of Excellence* da NATO (CCD COE), tinha como objetivo clarificar possíveis respostas e desenvolvimentos na decorrência de atividades maliciosas no Ciberespaço (Schmitt, 2013).

Em 2014, por ocasião da Cimeira de Cardiff, no país de Gales, a NATO adotou a *Enhanced Cyber Defense Policy* onde, para além de outros pontos, reconheceu, pela primeira vez, que ciberataques contra os seus membros poderia despoletar, como resposta, a ativação do artigo 5º do Tratado do Atlântico Norte e, como consequência, uma reação coletiva contra quem efetuou os mesmos (NATO, 2014). Posto isto, é também possível observar que a doutrina NATO aponta mais para a defesa por negação, ou seja, a dissuasão de atacantes do que para retaliação pura uma vez que, para além da dificuldade de retribuir proporcionalmente, existe a questão da atribuição (Healey & Bochoven, 2012).

Para além dos avanços anteriormente referidos, deu-se o nascimento de uma iniciativa NATO que veio alterar em parte a forma como a ciberdefesa é encarada. A *NATO Industry Cyber Partnership* (NCIP) que visa aumentar a cooperação entre os Estados-Membros da aliança e do setor privado de cada um deles no âmbito do Ciberespaço e da segurança no mesmo. Esta iniciativa teve a sua génese numa conferência na Bélgica com mais de 1500 líderes políticos e de indústria onde os mais diversos temas sobre o Ciberespaço foram debatidos (NATO, 2020).

Ainda decorrente da Cimeira de Cardiff (2014), foi reafirmada a posição da aliança em relação ao enquadramento legal das atividades no espaço cibernético: *“Our policy also recognises that international law, including international humanitarian law and the UN Charter, applies in cyberspace.”* (NATO, 2014, s.p.).

Outro aspeto da estratégia de cibersegurança da Aliança é a cooperação entre a NATO e parceiros externos, nomeadamente a União Europeia (UE), nações parceiras, líderes de indústria no domínio e, ainda, a comunidade académica no seio da qual se verificam alguns dos maiores avanços no conhecimento em qualquer área tecnológica. Espera-se conseguir, assim, catapultar o desenvolvimento interno a nível de capacidades, doutrina e aplicação operacional do Ciberespaço na defesa dos aliados (NATO, 2016).

4.2 União Europeia

Em relação ao Ciberespaço, a UE tem já desenvolvido uma grande quantidade de trabalho de forma a promover a sua segurança e disponibilidade. É objetivo da Organização, que o Ciberespaço seja um domínio aberto e livre para toda a gente e, para tal defende que todos os valores, princípios e normas que a EU defende fora do mundo digital, devem ser aplicados também dentro dele. Para que tal se verifique, a organização afirma que é necessária segurança contra incidentes, atividades maliciosas e uso indevido do Ciberespaço. Mas cabe aos governos de cada Estado-Membro assegurar que tal acontece, criando condições no Estado e trabalhando em conjunto com o setor privado que, reconhecidamente, detém e opera uma grande parte do Ciberespaço (Comissão Europeia, 2013).

Como um primeiro esforço de aumentar a segurança geral na utilização do Ciberespaço, a UE criou, em 2004, a Agência Europeia para a Segurança das Redes e da Informação (ENISA). Esta instituição viria a tornar-se num dos maiores apoios da Organização para a garantia da manutenção de um Ciberespaço seguro e livre (Parlamento Europeu & Conselho Da União Europeia, 2004).

Assistindo ao crescimento das ameaças e riscos do Ciberespaço, as instituições da UE estabeleceram, em 2012, uma Equipa de Resposta a Emergências de Computadores (CERT-EU) de cariz permanente. Esta equipa atua em proximidade com as outras instituições da Organização, com CERT's dos Estados-Membros e com organizações privadas, de forma a garantir uma resposta eficiente a qualquer incidente que possa surgir (CERT-EU, 2020).

Em 2013 foi adotada a Estratégia da UE para a Cibersegurança (Comissão Europeia, 2013) que tinha como objetivo unir e guiar a estratégia e as medidas adotadas pela UE face a todas as novas ameaças e riscos encontrados no Ciberespaço e no uso do mesmo. No documento, é referida a posição da organização sobre como deverá, no futuro, ser

constituída a *governance* do Ciberespaço. Neste sentido, a Comissão Europeia (CE) afirma que o Ciberespaço não é controlado por uma única entidade. As partes que efetivamente o fazem não são, na sua maioria, entidades governamentais. Por isso, todos os intervenientes são de extrema importância e devem colaborar entre si (*visão de governance multistakeholder*) (*Ibidem*).

No ano de 2015, a CE apresentou a “Estratégia para um Mercado Único Digital” (Comissão Europeia, 2015). Este, tem como objetivos principais, assegurar a livre circulação de pessoas, serviços e bens no espaço europeu, utilizando as mais valias do Ciberespaço, tal como já acontecia no mundo físico e ainda, proporcionar a toda a indústria e comércio Europeu, mais e melhores oportunidades de aumentar a sua concorrência no seio da organização, sempre em segurança e com a proteção de dados padronizada na UE (*Ibidem*).

Em 2019, reagindo à evolução, mudança e crescimento do ambiente global em relação ao Ciberespaço, e às ameaças e riscos que surgiram, o Parlamento e o Conselho da União Europeia elaboraram o Regulamento 2019/881 que alterou o mandato da ENISA, revogando aquele que tinha sido aprovado em 2013. Com esta alteração, “A ENISA deverá promover o intercâmbio de melhores práticas entre os Estados-Membros e as partes interessadas do setor privado, apresentando à Comissão e aos Estados-Membros sugestões de ação política, atuando como um ponto de referência para as iniciativas de política setorial da União no tocante às questões de cibersegurança e promovendo a cooperação operacional entre os Estados-Membros e entre os Estados-Membros e as instituições, órgãos e organismos da União.” (Parlamento Europeu & Conselho Da União Europeia, 2019, p. 4).

Atualmente, uma das maiores lutas da UE consiste na criação e no desenvolvimento de um sistema regional de certificação de produtos, processos e serviços TIC que emita certificados de cibersegurança aceites em todos os Estados-Membros. A UE quer que todos aqueles que estejam envolvidos na investigação, criação e manufatura de recursos usados no Ciberespaço, sejam parte integrante deste sistema. É vontade da organização que o consumidor final, seja este um cidadão Europeu, uma empresa ou até mesmo o Estado, ao adquirir um produto, saiba à partida, que tal produto é fabricado, configurado e certificado de forma a garantir níveis mais elevados em termos de segurança cibernética acordados em sede da UE (Parlamento Europeu & Conselho Da União Europeia, 2019).

4.3 ONU

As questões de cibersegurança estão já, bem presentes no seio da organização desde 1998, quando a Federação Russa redigiu uma carta ao Secretário Geral das Nações Unidas onde descrevia as preocupações daquele Estado com o potencial uso das tecnologias de informação para levar a cabo operações danosas, capazes de pôr em causa a soberania de um Estado (Ivanov, 1998).

Uma das primeiras iniciativas da Organização para a construção de um Ciberespaço seguro e confiável deu-se em 2001 quando Kofi Annan criou a *United Nations Information and Communication Technologies Task Force*, um corpo composto tanto por representantes de Estados de todo o mundo, como de organizações não governamentais que deveriam trabalhar em conjunto para que os esforços da Organização no sentido de diminuir as diferenças no mundo digital tomassem uma proporção global. O objetivo principal deste novo corpo foi, de 2001 até 2006, liderar a ONU nos processos da criação de estratégias de desenvolvimento das TIC, criar parcerias com outras organizações de forma a facilitar o processo da criação de um mundo digital mais seguro e disponível para todos e ainda tentar promover o desenvolvimento para atingir os objetivos definidos na Declaração do Milénio (ONU, 2001).

Com o intuito de chegar a um consenso no que toca à posição adotada pelos diferentes Estados relativamente à questão da *governance* do Ciberespaço, foi criado, em 2002, o primeiro grupo de especialistas governamentais das Nações Unidas (UN GGE) relativo aos desenvolvimentos nos campos da informação e telecomunicação no contexto da segurança Internacional não tendo obtido um resultado positivo que fosse concluído num relatório oficial do grupo às Nações Unidas. Apesar deste desenvolvimento, o projeto continuou e, até hoje, já foram constituídos seis grupos com o mesmo nome tendo obtido resultados diferentes. Destaca-se o relatório de 2013 (UNGA, 2013) que se destaca pelo reconhecimento de que o Direito Internacional e, em particular, a Carta das Nações Unidas (ONU, 1945), é aplicável no domínio cibernético. Como tal, todos os esforços levados a cabo pelos Estados, têm que respeitar os Direitos Humanos e liberdades fundamentais. Dois anos depois, em 2015, o Grupo de Especialistas seguinte, emitiu mais uma vez um relatório (UNGA, 2015). Desta vez, continuando o trabalho desenvolvido pelos GGE anteriores, os representantes estatais focaram-se em chegar a um consenso para efetuar recomendações de algumas normas, regras e princípios para o comportamento

responsável dos Estados ao usarem o Ciberespaço, nomeadamente, a responsabilidade dos Estados de garantirem a segurança das suas infraestruturas críticas, a proibição do uso das tecnologias de informação para sabotar outro Estado, o encorajamento à cooperação, entre outras.

Até à data, mais nenhum relatório de um UN GGE foi elaborado uma vez que no grupo formado em 2016 e 2017, embora se tivesse reunido e tivesse discutido assuntos já tratados nos grupos anteriores, não foi possível chegar a um acordo na continuação do último relatório. Ou seja, apesar de já ter sido confirmado que o Direito Internacional é aplicável em questões do Ciberespaço, falta ainda esclarecer exatamente como é que tal acontece. Devido a esta falta de entendimento, ficou notória uma divisão entre alguns países. A representante dos EUA, Michele Markoff, exprimiu essa mesma posição numa comunicação: *"I am coming to the unfortunate conclusion that those who are unwilling to affirm the applicability of these international legal rules and principles believe their States are free to act in or through cyberspace to achieve their political ends with no limits or constraints on their actions."* (Markoff, 2017, s.p.). Ainda no mesmo discurso, acusou alguns países de quererem voltar atrás com o progresso já feito.

Neste seguimento, foram criados dois grupos de trabalho diferentes, assentes em ideologias divergentes, por considerarem que seria a única forma de não perpetuar a paragem da criação de normas no Ciberespaço. A criação destes dois grupos de trabalho foi um ponto muito controverso, com Estados a criticar a redundância dos grupos e o desperdício de recursos e ainda com apoiantes de ambos os lados a criticar, por um lado, a falta de representatividade do GGE e por outro, o retrocesso que o OEWG poderá representar para as políticas do uso do Ciberespaço (UNGA, 2018).

Para além dos grupos de trabalho já referidos liderados por estados, a ONU apresenta ainda outras ferramentas e fóruns com o fim de contribuir para uma estabilidade e segurança maiores no Ciberespaço. Um dos exemplos é o Portal de Política Cibernética (UNIDIR, 2020b) do Instituto das Nações Unidas para a Pesquisa sobre Desarmamento (UNIDIR), lançado em janeiro de 2019 e com mais de 150 participantes já em maio do mesmo ano. Este portal foi pensado pela UNIDIR como forma de facilitar e aumentar a transparência nas políticas de cibersegurança de cada Estado-Membro e Organização Regional integrante da ONU. Neste portal é possível encontrar partilhados por cada ator, numa plataforma de fácil acesso, os documentos estruturantes, da política nacional para o Ciberespaço de cada Estado-Membro, tais como: legislação, agências responsáveis, acordos multilaterais, entre outros (UNIDIR, 2019b).

A UNIDIR organiza ainda, anualmente, a Conferência para a Estabilidade no Ciberespaço, que conta com um tópico dedicado e diferente todos os anos, que se destina a ser discutido sob vários ângulos por vários painéis de especialistas com o fim de trazer mais informação a todos os envolvidos no evento sobre ameaças, normas existentes, iniciativas, boas práticas e muito mais. Em 2019, o foco principal foi o fortalecimento do envolvimento global na estabilidade do Ciberespaço, tendo sido discutidos os benefícios que um Ciberespaço seguro traz para toda a comunidade global, como é que esta pode, através de uma abordagem de *multistakeholderism* contribuir para tal objetivo e, mais uma vez, como envolver o setor privado nesta busca (UNIDIR, 2019).

Análise SWOT do modelo de governance *Multistakeholderism*

FORÇAS	FRAQUEZAS
• Acesso livre a informação por parte de qualquer pessoa • Competição comercial aumenta desenvolvimento • Interligação de comunidades e culturas diferentes • Salvaguarda dos Direitos Humanos • Participação autónoma de entidades especializadas nas matérias do Ciberespaço	• Maior incidência de Cibercriminalidade • Maior desigualdade representativa global • Promoção exclusiva de ideais ocidentais • Falta de regras para processos de criação de normas • Conceito de <i>stakeholder</i> indefinido
OPORTUNIDADES	AMEAÇAS
• Desenvolvimento económico • Criação de uma comunidade global • Exportação de consciência dos Direitos Humanos • Aumento da comunidade envolvida em questões de Cibersegurança global	• Mais possibilidades de ciberataques • Soberania estatal ameaçada • Perda de autonomia de ação • Controlo hegemónico do Ciberespaço pelos EUA • Legitimidade das normas em vigor pode ficar fragilizada • Manipulação de atores por parte dos Estados

Tabela 1- Análise SWOT ao modelo Multistakeholderism

5 Cyber Sovereignty

5.1 China

Uma das maiores prioridades atuais da China consiste na procura da manutenção da estabilidade e prosperidade do regime de Partido Comunista Chinês como partido único no poder. Este objetivo terá sido, até agora, o maior fator para a formação das políticas e posturas adotadas pelo país no que toca à gestão do Ciberespaço, uma vez que, a liderança do país, vê a existência de informação completamente livre e não controlada, como uma ameaça e considera perigosa a possibilidade do uso da *internet*, por atores hostis, como meio de desestabilização e diminuição da autoridade do governo (Bey, 2018).

Em 2006, foi criado o Plano Para o Desenvolvimento da Ciência e Tecnologia de Médio a Longo Prazo (MLP). Um plano de 15 anos que viria a construir sobre o trabalho feito até então e ainda enfrentar alguns problemas que programas anteriores não teriam conseguido enfrentar (Cao et al., 2006). Mais uma vez, neste MLP, o Estado chinês demonstra a sua vontade de aumentar a sua independência ao afirmar que não quer adquirir tecnologias críticas, que afetem diretamente o funcionamento da economia e segurança nacional, a entidades estrangeiras (Segal, 2011).

A *internet* na China é, hoje em dia, uma das mais diferentes em todo o mundo. Isto deve-se em grande medida, à “Grande Firewall da China”. Esta *Firewall*, com raízes nos anos 90, pouco depois da China se ligar à *internet* global (Economy, 2018), permite que, instituições do governo, monitorizem e controlem praticamente todo o tráfego no Ciberespaço chinês nomeadamente através do bloqueio de *sites* que contenham informação que não esteja de acordo com os padrões requeridos pelo Estado (exemplo: Google) (Raud, 2016). Outra forma encontrada pelo governo chinês de aumentar a sua própria segurança e a estabilidade do regime foi o Sistema de crédito social que, em termos gerais, pretende digitalizar todos os arquivos pessoais dos cidadãos Chineses e, a partir daí, criar registo de todas as suas atividades *online* (Zeng, 2016).

Em 2013, a China publicou o Livro Branco de Defesa onde proclamou, como direito do Estado chinês, a proteção dos interesses de segurança nacional e onde se observa a promessa de, no caso de um conflito, não existir um primeiro ataque por parte da China, mesmo considerando o Ciberespaço, reforçando a ideia já referida no Documento 27, de defesa ativa (IOSC, 2013).

Existe também a Administração do Ciberespaço da China (CAC), uma instituição existente desde 2011, criada para gerir a “correção” da *internet*, através da cooperação com o Ministério da indústria e da tecnologia de informação (MIIT), para regular o conteúdo e o fluxo de informação existente nos *websites* que possam contribuir para desestabilizar o regime. Para além disto, a CAC detém funções de planeamento de educação e criação de talentos, de desenvolver ações para aumentar a consciência dos utilizadores da *internet* na china sobre boas práticas de segurança e ainda funções de organização de atividades e conferências bilaterais e multilaterais para a cooperação no Ciberespaço (Miao & Lei, 2016).

Nos últimos anos verificou-se uma grande continuidade nos esforços chineses para aumentar o seu controlo e harmonizar a situação doméstica no Ciberespaço. Em 2016 foi aprovado o primeiro pedaço de legislação concreta que segue o princípio defendido pelo Estado de soberania do Ciberespaço, a Lei de Segurança da Rede da República Popular da China. Esta Lei veio clarificar e organizar o sistema de proteção de infraestruturas críticas de informação e aumentar a credibilidade da China nos palcos internacionais (Han & Zhang, 2020). Aproveitando a inércia ganha nestas atividades,

em dezembro do mesmo ano, a China lançou, pela primeira vez, a Estratégia Nacional para a Cibersegurança, formalizando e reafirmando a posição chinesa sobre como deverá ser o futuro do Ciberespaço nacional, reforçando a ideia de soberania, clarificando medidas futuras a serem adotadas na *governance* do Ciberespaço chinês e ainda a vontade chinesa de alterar o rumo do Ciberespaço a nível internacional (CAC, 2016). Por fim, como último documento estratégico lançado até ao momento pelo governo Chinês, surge em 2017, a Estratégia Internacional de Cooperação no Ciberespaço. Nesta, o governo chinês procura complementar a estratégia lançada em 2016, focando mais na sua posição e ideias sobre o futuro da *governance* do Ciberespaço a nível global, e lançou planos de ação base para a ação futura chinesa na tentativa de construir um destino comum internacional com foco na multilateralidade, na transparência e respeito entre Estados soberanos (MNEC & CAC, 2017).

Ainda em 2017, foi criada a mais autoritária lei nacional, até ao momento, no que toca à proteção de dados. Nesta, estão incluídas medidas oficiais para monitorizar, defender e gerir os riscos e ameaças à cibersegurança, sejam eles

originados domesticamente ou no estrangeiro de forma a garantir a proteção das suas infraestruturas críticas de informação, sendo que, tendo em atenção documentos anteriores, para além servidores e estruturas relacionadas, também se refere a estruturas de eletricidade, comunicações, tráfego, água, entre outros. Esta lei criou ainda procedimentos para a transferência de informação crítica, para fora da China e decretou a obrigação de que qualquer informação relevante, tanto do Estado Chinês como dos seus cidadãos, seja armazenada em estruturas dentro do território nacional, onde o Governo a possa controlar, sem restrições (Segal, 2020a).

Por outro lado, numa perspetiva internacional, em 2014, a China hospedou a primeira Conferência Mundial da *Internet*. Este evento, que se tornou anual, conta com a presença de delegados de dezenas de países, empresas e organizações que constituem partes interessadas na matéria. Na primeira edição, Xi Jinping afirmou a vontade do Estado chinês de cooperar com outros Estados para atingir um Ciberespaço onde reina a paz e uma *internet* governada multilateralmente, mantendo a noção de que a soberania dos Estados deverá ser respeitada no processo (The Economic Times, 2014). Neste sentido, na segunda edição da conferência, o Presidente chinês voltou a reforçar, no seu discurso, a ideia de que a China pretende construir uma comunidade no Ciberespaço que seja governada por Estados que respeitem a soberania dos outros, mantendo a cibersegurança e a ordem neste domínio. Aproveitou também para criticar a posição dos países alinhados com os EUA, dizendo que, o modelo que estes praticam de unilateralismo onde só alguns atores privilegiados detém o poder de fazer decisões (Xinhua, 2015).

Em 2020, no âmbito das discussões do novo grupo de trabalho da ONU (OEWG), o representante chinês fez mais uma vez questão de realçar a posição chinesa quanto à *governance* do Ciberespaço. Segundo este, a China considera que, embora atores não estatais sejam cruciais na manutenção da cibersegurança a nível global, as discussões nestes fóruns e, consequentemente, as tomadas de decisão, deverão ser competência apenas de Estados e governos (Cristiano, 2020).

5.2 Rússia

Outro Estado que, notoriamente, demonstra insatisfação com o rumo que a *governance* do Ciberespaço está a levar, é a Federação Russa. Ambos apresentam um discurso de promoção da soberania de cada Estado no Ciberespaço e dos princípios da não intervenção em assuntos internos de um país (D. Broeders et al., 2019).

Ao contrário do que acontece na China, a Rússia adota uma posição mais intervencionista a nível internacional, muito devido à sua perceção de que, a nível técnico e tecnológico, não consegue competir com os EUA como a China consegue, pelo que, procura usar a sua influência e reputação nos palcos internacionais para tentar diminuir a vantagem que o avanço tecnológico dos países ocidentais lhes confere (Bey, 2018).

A Rússia foi um dos primeiros países a tomar em consideração a relevância das TIC e da proteção das mesmas. De facto, no ano de 2000, a Rússia dispunha já da doutrina de segurança da informação, onde definia a mesma como sendo “a proteção dos interesses nacionais na esfera da informação, definida pelo equilíbrio da totalidade dos interesses do indivíduo, da sociedade e do Estado”. No documento constavam já, os primeiros objetivos do país na procura de atingir um Estado de segurança de informação elevado, princípios e linhas de ação gerais para o conseguir (Putin, 2000).

A posição deste Estado em relação ao controlo da informação ganhou um novo ímpeto em 2012, após os acontecimentos da primavera Árabe. Ao ver o uso que tais revoluções, estavam a dar aos meios de comunicação, o regime Russo ganhou perceção de que, se tal fosse para acontecer no seu país, poderia também ser um fator de ameaça ao regime. Como tal, nesse ano, foi aprovada uma nova lei, garantindo ao governo, a possibilidade de filtrar os conteúdos que circulam na *internet* através do bloqueio de endereços IP e nomes de domínios. Esta lei surgiu com o pretexto de aumentar o controlo sobre pornografia infantil, no entanto, inclui outros termos que deixam em aberto o alcance da lei (HRH Londres, 2012). Para além disso, esta nova lei aumentou o discurso de soberania digital e serviu para efetuar pressão sobre empresas digitais multinacionais, como a Google, para que passassem a armazenar informação nacional dentro das fronteiras do país, garantindo a possibilidade de acesso fácil a estes dados, por parte do governo (Maurer & Hinck, 2018).

Em 2014, a Federação Russa aprovou um novo documento legal onde, efetivamente, tornou obrigatório, o armazenamento de informações de cidadãos russos, utilizadores de qualquer *website*, dentro do território nacional, podendo, qualquer *site* que não o faça, ser bloqueado da rede russa (Anishchuk, 2014).

Análise SWOT do modelo de *governance Cyber Sovereignty*

FORÇAS	FRAQUEZAS
• Maior Estabilidade política • Maior segurança nacional • Menor exposição de dados individuais ao mundo • Autonomia e independência de ação • Controlo de conteúdos criminosos <i>online</i>	• Aumento da complexidade nas interações • Isolamento de populações • Desenvolvimento económico limitado • Aumento nos recursos monetários e humanos necessários para gerir as redes nacionais • Diminuição da transparência e confiança nos outros atores
OPORTUNIDADES	AMEAÇAS
• Maior representatividade de todos os Estados • Manutenção de personalidade cultural • Mais foco nas necessidades da população e menos nos lucros • Aumento da privacidade de informações pessoais em relação à sociedade internacional	• Liberdade de expressão • Aumento das diferenças de capacidades tecnológicas • Diminuição dos valores democráticos • Acesso à informação condicionado

Tabela 2- Análise SWOT ao modelo *Cyber Sovereignty*

Uma das maiores razões por detrás da postura russa em relação à esfera de informação está exatamente ligada com a perceção de que, os EUA, vistos, pelo Estado russo, como o seu maior adversário, controla atualmente o Ciberespaço através de toda a infraestrutura da *internet* que está localizada no país norte americano e das empresas tecnológicas que são líderes de mercado, espalhando os seus ideais pelo mundo, aumentando cada vez mais a sua dominância do Ciberespaço (Kari, 2019).

Devido a esta perceção de perigo constante, a Rússia vê-se a si mesma, como uma fortaleza sob ataque constante e, como tal, tem que desenvolver a sua defesa e preparar o contra ataque. Mesmo em tempo de paz completa, surge, no entender russo (à semelhança da China), a necessidade de desenvolver operações de reconhecimento, espionagem e preparação antecipada de qualquer possível conflito com um adversário. Como tal, os confrontos no Ciberespaço são vistos como uma constante no país, não havendo grande distinção entre tempos de paz e de guerra (Giles, 2016).

Como apresentado, uma das principais diferenças da posição ocidental e da russa, consiste no controlo que cada país deve possuir, em relação ao fluxo de informação e uso das TIC, dentro de território nacional. Embora nenhuma posição tenha chegado a um acordo no panorama internacional, a Rússia, com o argumento de que, os direitos e liberdades dos cidadãos devem ser mantidos, mas num balanço constante com as necessidades de segurança nacionais (Giles, 2016), tem vindo a desenvolver a sua visão através da criação da “*RuNet*”. Esta consiste no segmento da *internet* onde a língua Russa e o alfabeto cirílico é predominante e naqueles *websites* cujo domínio tem terminações “.ru”, “.su” ou ainda “.рф”. Embora tal segmento exista, atualmente, integrado na *internet* global, os líderes políticos russos, têm vindo a demonstrar a intenção e a canalizar esforços, para que este seja isolado (Pallin, 2016).

Na maneira de pensar russa, esta possibilidade de desligar o Estado da *internet* global e conseguir manter o mesmo nível de flexibilidade que a mesma permite, possibilita e assegura uma maior capacidade de defesa do país em relação a ameaças externas. Com este objetivo em mente, em 2016, a Rússia declarou que o segmento russo da *internet* seria desconectado da *internet* global até 2020 sendo que, ainda no mesmo ano, na nova doutrina de segurança de informação, o Estado russo exprime o objetivo de criar um sistema nacional de gestão da *RuNet* (Nikkarila & Ristolainen, 2017).

Nos últimos anos, a Rússia tem vindo a, de uma forma constante e progressiva, diminuir o fluxo de tráfego de informação do país de, e para, outros países, através de servidores estrangeiros. Em 2018, metade do tráfego utilizava servidores russos, em 2019, o número era de 60% e está planeado, para 2024, aumentar o valor, para 90% (Kari, 2019).

Talvez uma das facetas mais visíveis do uso do Ciberespaço, pelo governo russo, seja toda a sua vontade de controlar as mentalidades, opiniões e comportamentos dos cidadãos, não apenas russos, mas também estrangeiros. Para isso, o Estado usa o seu famoso “exército de *trolls*” ou Agência de investigação da *internet*, uma organização de “*Hackers* patrióticos”, alegadamente privada (Morgus et al., 2019). Esta força russa é especializada em espalhar desinformação por toda a *internet*, criar *websites* com dados falsos, espalhar informações prejudiciais para opositores do Estado, atacar, através de pressão psicológica, qualquer pessoa que, nas redes sociais, se manifeste largamente contra o governo russo,

e incentivando aqueles que apoiam as suas ideologias. O objetivo de toda esta operação contínua é diminuir qualquer possível revolta dentro do país e melhorar a percepção que o mundo exterior tem do mesmo (Aro, 2016).

À semelhança da China, a Rússia pretende um Ciberespaço onde a soberania dos estados está assegurada, existindo concomitantemente políticas de não intervenção nos assuntos digitais de outros estados, contribuindo para um modelo onde o rumo da *Internet* e de toda a esfera de informação internacional seja decidido por estados, em fóruns multilaterais, ficando os outros atores com uma participação, embora ativa, de cariz secundário e completamente submisso às decisões dos estados (Nocetti, 2015). O próprio presidente Putin defendeu a ideia de que a *governance* do Ciberespaço deverá ser responsabilidade de uma ou mais instituições internacionais sob a tutela da ONU, sugerindo, como melhor opção, a ITU (International Telecommunication Union) (Nocetti, 2015).

6 Análise Crítica

Apesar de o problema principal, causador desta discussão, se poder resumir, de uma forma muito simplificada, à permissão, ou não, de atores não estatais nos processos de tomada de decisão no que diz respeito a questões de *governance* do Ciberespaço, a realidade com que nos deparamos é que as discussões sobre o tema tomam lugar, sobretudo, em contextos multilaterais, uma vez que os atores não governamentais não dispõem de uma projeção tão representativa nos palcos de discussão internacionais e que, em última análise, cabe aos Estados decidirem sobre a extensão do papel que estes atores terão no futuro do Ciberespaço.

O mais relevante ator para esta discussão é o Estado. Como apresentado no desenvolvimento desta *investigação*, este grupo de atores encontra-se dividido a nível internacional. Do lado do *multistakeholderism*, os Estados defendem, como discutido anteriormente, a inclusão dos atores não estatais nos processos de tomada de decisão, mas também que, à semelhança daquilo que se tem verificado desde a criação do Ciberespaço, o domínio deve permanecer um espaço de ação humana onde as pessoas podem interagir livremente, criar e acessar todo o tipo de informação, desde que esta não seja conteúdo criminoso como pornografia infantil. Por outro lado, os Estados defensores do modelo de *Cyber Sovereignty*, defendem que, para além de serem unicamente os Estados a ter uma palavra a dizer na formação de políticas e regulação do Ciberespaço, dentro das suas fronteiras, a sua autoridade é máxima pelo que têm o direito de controlar toda a circulação de informação, uma vez que existe a possibilidade de este domínio ser utilizado de formas que ponham em causa a soberania do Estado.

A primeira e, talvez a mais óbvia diferença entre os dois modelos consiste exatamente no facto de que, no modelo de *Cyber Sovereignty*, os Estados pretenderem dispor do monopólio dos poderes de tomada de decisão sobre todas as questões relativas ao Ciberespaço. Por outro lado, os defensores do *multistakeholderism* defendem que a tomada de decisão deverá ser feita num formato inclusivo onde os Estados partilham parte desse poder com atores não estatais de relevo.

De uma forma geral, para os defensores do *multistakeholderism*, a legislação previamente existente à expansão do Ciberespaço é aplicável e suficiente para regular as interações entre os Estados e entre os diversos atores no domínio desvalorizando a necessidade de um documento especificamente dedicado ao Ciberespaço e promovendo a análise e interpretação do Direito Internacional existente. Já do outro lado do debate, Estados como a Rússia e a China procuram evidenciar a necessidade da criação de algo que regule especificamente as atividades estatais no Ciberespaço (Um tratado internacional é o exemplo mais recorrente) porque, no ver destes atores, a legislação existente sofre de lacunas que permitem a agentes mal-intencionados operarem contra os Estados, sem consequências.

Ainda no enquadramento do último parágrafo, um fator muito relevante a considerar é a questão dos padrões tecnológicos. Para alguém conseguir interagir com o Ciberespaço, precisa de um dispositivo capaz de estabelecer ligação com uma rede ou, simplesmente, com outro dispositivo. Isto só é conseguido através da padronização de tecnologias, tornando-as compatíveis em todo o mundo. Atualmente é possível verificar que tal já não acontece, por exemplo, na China. As empresas tecnológicas chinesas são obrigadas a criar dois produtos, um para o mercado doméstico e outro para o resto do mundo uma vez que muitas funcionalidades presentes nos aparelhos domésticos não seriam compatíveis com os mercados externos.

Em linha com o tópico da Cibersegurança observado no último parágrafo surge a problemática da dependência externa. Enquanto que, como observado pelo estudo da UE no segundo capítulo, para os defensores do

multistakeholderism, será desejável manter os níveis de dependência relativamente baixos, sem abdicar dos benefícios causados pela integração numa economia global onde produtos criados noutros locais podem ser comprados e utilizados domesticamente, não existindo necessidade de desperdiçar recursos a desenvolver algo já existente, no *Cyber Sovereignty*, esta dependência é vista como um foco de fragilidade, potencialmente causador de distúrbios de segurança no futuro. Devido a isto, os Estados defensores do *Cyber Sovereignty* tomam como prioritária a diminuição das dependências de produtos e tecnologias externas por forma a garantirem que todos os seus sistemas não falharão quando forem mais necessários.

Do lado do *multistakeholderism* pretende-se, no fundo, que o Ciberespaço possa continuar a ser um domínio de atuação do ser humano livre de grandes restrições impostas pelos Estados, onde qualquer ator possa usufruir das oportunidades que este novo domínio oferece, tais como o acesso a uma quantidade de informação inimaginável há apenas um século atrás, quando não havia Ciberespaço. Os defensores deste modelo acreditam que o Ciberespaço é um domínio potenciador do desenvolvimento de toda a sociedade e que, como consequência da procura do exercício da soberania dos Estados nele, este desenvolvimento poderá acabar substancialmente atrasado. Por sua vez, do lado do *Cyber Sovereignty*, acredita-se que o futuro do Ciberespaço passa pelo maior envolvimento dos Estados. Este grupo de atores deverá ter a última palavra a dizer nas decisões relacionadas com o Ciberespaço, tanto num contexto interno, onde seriam a autoridade máxima, como num contexto global, onde os Estados seriam detentores de estatuto igual e onde seriam eles a decidir todas as questões sobre o Ciberespaço (embora a participação de especialistas para aconselhamento não seja excluída).

É importante reconhecer que ambos os modelos em estudo dispõem de vantagens e desvantagens, de oportunidades e de ameaças (tal como estudado nas análises SWOT) e, como tal, esperamos que nenhum venha a ser aplicado no mundo real, de uma forma ideal, pelo menos. Ainda assim, é de esperar que elementos de *governance* originários de cada um dos dois modelos, venham a ser aplicados pelos defensores dos modelos opostos e, devido a isso, torna-se oportuno tecer algumas considerações sobre como deverá, no nosso entender, ser o Ciberespaço governado no futuro, conjugando aqueles que pensamos ser as nuances de cada modelo mais positivas e ao mesmo tempo compatíveis entre si, em linhas de atuação, pensadas para poderem ser integradas num possível futuro modelo híbrido de *governance* do Ciberespaço.

A primeira e, talvez, a mais importante sugestão aqui feita passa pela criação de um órgão internacional independente que, não estando sob o controlo direto de um ou vários Estados, conta com a participação dos mesmos, através de representantes indicados pelos próprios, por forma a garantir uma maior legitimidade deste órgão. Este órgão deveria ficar responsável por assegurar a regulação (criação de regras e normas, quando necessário, e assegurar o cumprimento das mesmas) dos temas associados ao Ciberespaço que mais discórdia causam na sociedade internacional atualmente como por exemplo, a verificação global da violação, ou não, dos Direitos Humanos, como a liberdade de expressão, no Ciberespaço.

Paralelamente, julga-se que seria benéfico existir uma delegação de setores e assuntos específicos, talvez efetuada no próprio órgão proposto, aos atores realmente relevantes para a sua gestão. Para além disso, surge a necessidade de, à semelhança daquilo verificado na União Europeia, criar um sistema global de certificação de produtos e de sistemas associados ao Ciberespaço.

Existe também, a necessidade de encontrar rapidamente resposta para a questão sobre como se aplica o Direito Internacional às questões do Ciberespaço. Desta forma será possível para os Estados tomarem uma postura mais clara na utilização e utilização deste domínio estratégico e, no caso de efetivamente, se encontrarem lacunas na legislação existente, então será possível criar normas e regras que as colmatem.

Considera-se que também seria benéfico a existência de liberdade para o Estado agir conforme entender, dentro das suas fronteiras, desde que a aplicação da legislação acordada internacionalmente e os assuntos regulados pelo órgão referido no primeiro paragrafo desta proposta, não sejam violados. Desta forma será possível para o Estado manter um elevado nível de autonomia e independência no seu território para a salvaguarda dos interesses nacionais mantendo ao mesmo tempo, a garantia de que os direitos da população não são postos de lado.

Uma vez que a questão da Cibersegurança é a fonte de algumas das maiores discórdias no contexto internacional, julgamos que a criação de um sistema global, semelhante àquele que se verifica na NATO, onde os diferentes atores podem partilhar informação sobre riscos e ameaças, de uma forma completamente livre de consequências para aquele

que, não sendo o responsável por um ato malicioso, faz o alerta ao resto da comunidade internacional conseguindo, dessa forma, salvaguardar milhões de computadores e redes por todo o mundo.

Por fim, a última proposta aqui apresentada para integração num possível futuro modelo híbrido de *governance* do Ciberespaço consiste na formação, a nível global, de padrões de identificação, classificação, atribuição e condenação de atos maliciosos, levados a cabo no Ciberespaço, num formato de cooperação multilateral, uma vez que, em última instância, são os Estados que detêm o poder judicial para tal. Desta forma, seria mais fácil dissuadir atores que, fisicamente, estejam distantes e que provoquem ataques aos sistemas de um qualquer ator localizado noutras regiões do globo.

7 Conclusão

Tomando agora uma perspetiva global, infere-se que tanto o Objetivo principal como os objetivos específicos, definidos no início da presente investigação foram cumpridos. No decorrer deste projeto, foi possível caracterizar pormenorizadamente os dois modelos de *governance* do Ciberespaço, as tentativas de aplicação de cada um e as vantagens e desvantagens que a adoção de cada um pode trazer para a Humanidade através do estudo de atores de referência e de duas análises SWOT (modificadas). Por fim, com os conhecimentos obtidos, foi possível elaborar contributos para a possibilidade de criação de um modelo Híbrido de *governance* que procura agregar os pontos fortes de cada modelo, ao mesmo tempo que se mitigam as fragilidades conhecidas.

As informações obtidas nestas análises permitiram sistematizar, de uma forma simples, os maiores pontos fortes e pontos fracos, bem como as maiores ameaças e oportunidades que a adoção de cada modelo traria para a sociedade internacional. Por outro lado, através do estudo documental, foi possível concluir que os defensores dos dois modelos procuram, com apenas algumas diferenças, resultados semelhantes, apenas de formas diferentes. A segurança dos sistemas, a privacidade, o desenvolvimento económico e questões de representatividade nos processos de decisão, são todos exemplos de objetivos comuns a ambos os modelos, no entanto, dependendo da adoção de um relativamente ao outro, ir-se-á colocar mais peso em alguns deles, de uma forma diferente que os defensores do outro modelo colocariam.

Nesta investigação foi possível perceber que, apesar de já ser possível para um Estado, isolar-se do resto do mundo, em termo de Ciberespaço, e continuar a operar com um nível elevado de funcionalidade (Ex: Rússia), estabelecendo mesmo, relações com outros Estados, existe uma prevalência de um menosprezar de valores e direitos alinhados com os Direitos Humanos e com os valores democráticos.

Desta forma, conclui-se que, dos dois modelos em estudo, o *multistakeholderism* será aquele que será o mais adaptado aos tempos atuais para servir como base da *governance* do Ciberespaço por ser aquele que permite uma maior abertura na utilização do Ciberespaço e uma maior transparência nos processos de *governance* do mesmo e que, devido a isso mesmo, será aquele que perdurará, pelo menos num futuro próximo. A ser adotado, o modelo de *Cyber Sovereignty* poderá representar para os Estados, paradoxalmente, uma perda de autonomia e de capacidade de atuação neste domínio devido ao grande isolamento que consideramos ser inerente a este modelo. Consequentemente, o desenvolvimento económico que hoje é ligado ao Ciberespaço, poderia abrandar drasticamente ou mesmo desaparecer.

Por fim, conclui-se que a adoção, por parte da sociedade internacional, de um modelo de *governance* do Ciberespaço híbrido, que procure conjugar os pontos fortes e oportunidades de cada um dos dois modelos e mitigar os pontos fracos e ameaças que deles provêm, será o caminho a seguir mais adequado para garantir a continuidade de um Ciberespaço aberto, seguro e transparente, onde a soberania do Estado não fica posta em causa, de formas graves (como ao sofrer ataques informáticos contra as suas infraestruturas críticas). Para ajudar ao estabelecimento de tal modelo, a criação de um Órgão supranacional, independente de qualquer poder estatal supremo, será um passo muito importante a tomar, por forma a garantir uma estruturação mais formal de todo o sistema global de regulação do Ciberespaço, envolvendo todos os atores relevantes.

Referências

- Adonis, A. A. (2020, March 14). International Law on Cyber Security in the Age of Digital Sovereignty. <https://www.e-ir.info/2020/03/14/international-law-on-cyber-security-in-the-age-of-digital-sovereignty/>
- Anishchuk, A. (2014, July 4). Russia passes law to force websites onto Russian servers | Reuters. <https://www.reuters.com/article/us-russia-internet-bill-restrictions-idUSKBN0F91SG20140704>
- Aro, J. (2016). The Cyberspace War: Propaganda and Trolling as Warfare Tools. *European View*, 15(1), 121-132. <https://doi.org/10.1007/s12290-016-0395-5>
- Bader, J. (2019). To Sign or Not to Sign . Hegemony , Global Internet Governance , and the International (Issue 240647, pp. 244-262). University of Amsterdam. <https://doi.org/10.1093/fpa/ory016>
- Balke, L. (2018). China's new cybersecurity law and u. s.-china cybersecurity issues. *Santa Clara Law Review*, 58(1), 58. <https://heinonline.org/HOL/License>
- Barlow, J. P. (1996). A Declaration of the Independence of Cyberspace | Electronic Frontier Foundation. <https://www.eff.org/cyberspace-independence>
- BBC. (2014, February 15). Data protection: Angela Merkel proposes Europe network - BBC News. <https://www.bbc.com/news/world-europe-26210053>
- Betz, D. J., & Stevens, T. (2011). Chapter One: Power and cyberspace. *Adelphi Series*, 51(424), 35-54. <https://doi.org/10.1080/19445571.2011.636954>
- Betz, D., & Stevens, T. (2011). *Cyberspace and the State: Towards a Strategy for Cyber-Power* (1st ed.). Routledge.
- Bey, M. (2018). Great Powers in Cyberspace: The Strategic Drivers Behind US, Chinese and Russian Competition. *The Cyber Defense Review*, 3(3), 31-36. <https://www.jstor.org/stable/10.2307/26554994>
- Bigo, D., Isin, E., & Ruppert, E. (2019). *Data politics Worlds, Subjects, Rights*. Routledge.
- Broeders, D., Adamson, L., & Creemers, R. (2019). A coalition of the unwilling? Chinese and Russian perspectives on cyberspace.
- Bygrave, L. A., & Bing, J. (2009). *Internet Governance Infrastructure and Institutions*. Oxford University Press.
- CAC. (2016). China's National Cybersecurity Strategy - Lawfare. <https://www.lawfareblog.com/chinas-national-cybersecurity-strategy>
- Cao, C., Suttmeier, R. P., & Simon, D. F. (2006). China's 15-year science and technology plan. *Physics Today*, 59(12), 38-43. <https://doi.org/10.1063/1.2435680>
- CERT-EU. (2020). CERT-EU News Monitor. https://cert.europa.eu/cert/plainedition/en/cert_about.html
- Chang, L. (2012). Cybercrime in the Greater China Region. In *Cybercrime in the Greater China Region*. Edward Elgar Publishing Limited. <https://doi.org/10.4337/9780857936684>
- Chenou, J., Radu, R., & Weber, R. H. (2014). The Evolution of Global Internet Governance. In *The Evolution of Global Internet Governance*. <https://doi.org/10.1007/978-3-642-45299-4>
- Choucri, N. (2014). Co-Evolution of Cyberspace and International Relations: New Challenges for the Social Sciences. *SSRN Electronic Journal*. <https://doi.org/10.2139/ssrn.2514532>
- Cohen-Almagor, R. (2015). *Confronting the Internet ' S Dark Side*. Cambridge University Press.
- Comissão Europeia. (2013). *Estratégia da União Europeia para a cibersegurança: Um ciberespaço aberto, seguro e protegido* (pp. 1-23).
- Estratégia da União Europeia para a cibersegurança: Um ciberespaço aberto, seguro e protegido, 1 (2013).
- Comissão Europeia. (2015). *Estratégia para o Mercado Único Digital na Europa*. 2-24.
- Comitee to Protect Journalists. (2019). 10 Most Censored Countries - Committee to Protect Journalists. <https://cpj.org/reports/2019/09/10-most-censored-eritrea-north-korea-turkmenistan-journalist/>
- Davis, S. (2019). SCIENCE AND TECHNOLOGY COMMITTEE (STC) NATO IN THE CYBER AGE: STRENGTHENING SECURITY & DEFENCE, STABILISING DETERRENCE General Report. October.
- Deibert, R. (2015). *The Geopolitics of Cyberspace After Snowden*.
- Deibert, R. J., & Crete-Nishihata, M. (2012). Global governance and the spread of cyberspace controls. *Global Governance*, 18(3), 339-361. <https://doi.org/10.1163/19426720-01803006>
- Demchak, C. C. (2016). Uncivil and Post-Western Cyber Westphalia: Changing interstate power relations of the cybered age. *The Cyber Defense Review*, 1(1), 49-74.
- DeNardis, L., & Raymond, M. (2013). Thinking Clearly About Multistakeholder Internet Governance. *SSRN Electronic Journal*. <https://doi.org/10.2139/ssrn.2809780>

- Dutton, W. H. (2015). Multistakeholder Internet Governance? SSRN Electronic Journal, 1-59. <https://doi.org/10.2139/ssrn.2615596>
- Fang, B. (2018). Cyberspace Sovereignty (1st ed.). Springer Singapore.
- Floridi, L. (2014). The 4th Revolution How the infosphere is reshaping human reality. Oxford University Press.
- Freedom House. (2015). Freedom on the net (Issue October).
- Freedom House. (2019). Freedom on the net.
- Giles, K. (2016). Handbook of Russian Information Warfare. NATO Defence College, 9(November), 1-90.
- Gurel, E. (2017). SWOT Analysis: A theoretical review. 4, 9-15.
- Han, T., & Zhang, Y. (2020). Comment and Analysis on the Major National Strategies of Cyberspace. 6(5), 275-281. <https://doi.org/10.6911/WSRJ.202005>
- Healey, J., & Bochoven, L. (2012). NATO's Cyber Capabilities: Yesterday, Today, and Tomorrow - Atlantic Council. <https://www.atlanticcouncil.org/in-depth-research-reports/issue-brief/natos-cyber-capabilities-yesterday-today-and-tomorrow/>
- Healey, J., & Jordan, K. (2014). BY JASON HEALEY AND KLARA TOTHOVA JORDAN NATO 's Cyber Capabilities: Yesterday , Today , and Tomorrow. 2014.
- HRH Londres. (2012, July 17). Russia adopts law limiting Internet freedom - Human Rights House Foundation. <https://humanrightshouse.org/articles/russia-adopts-law-limiting-internet-freedom/>
- Hughes, R. (2010). A treaty for cyberspace. 2, 523-541.
- IOSC. (2013). The Diversified Employment of China ' s Armed Forces The Diversified Employment of China ' s Armed Forces. April.
- Ivanov, Í. S. (1998). Letter dated 23 September 1998 from theMinister for Foreign Affairs of the Russian Federation addressed to the Secretary-General. International Organization, 11(3), 495-496. <https://doi.org/10.1017/s0020818300024012>
- Kari, M. J. (2019). JYU DISSERTATIONS 122 Russian Strategic Culture in Cyberspace Theory of Strategic Culture-a tool to Explain Russia's Cyber Threat Perception and Response to Cyber Threats. <http://urn.fi/URN:ISBN:978-951-39-7837-2>
- Liaropoulos, A. (2016). Exploring the Complexity of Cyberspace Governance: State Sovereignty, Multistakeholderism, and Power Politics. Journal of Information Warfare, 4(December 2016).
- Liaropoulos, A. (2017). Democracy and an Open-Economy World Order. April. <https://doi.org/10.1007/978-3-319-52168-8>
- Marconi, M. de A., & Lakatos, E. M. (2003). Fundamentos de metodologia científica (5th ed.). Le Livros.
- Miao, W., & Lei, W. (2016). Policy review: The Cyberspace Administration of China. Global Media and Communication, 12(3), 337-340. <https://doi.org/10.1177/1742766516680879>
- MNEC,&CAC.(2017). International Strategy of Cooperation on Cyberspace. https://www.fmprc.gov.cn/mfa_eng/wjb_663304/zjj_663340/jks_665232/kjlc_665236/qtw_665250/t1442390.shtml
- Morgus, R., Fonseca, B., Green, K., & Crowther, A. (2019). Are China and Russia on the Cyber Offensive in Latin America and the Caribbean? July, 31-40. http://www.jstor.org/stable/resrep19975.6%0Ahttps://d1y8sb8igg2f8e.cloudfront.net/documents/Are_China_and_Russia_on_the_Cyber_Offensive_in_Latin_America_and_the_Caribbean_final.pdf
- NATO. (2002). The Prague Summit and NATO's Transformation, A Reader's Guide. In NATO Public Diplomacy Division. <http://www.nato.int/docu/rdr-gde-prg/rdr-gde-prg-eng.pdf>
- NATO. (2014). Wales Summit Declaration. NATO Summit Wales, September, 1-23. http://www.nato.int/cps/en/natohq/official_texts_112964.htm
- NATO. (2016). Cyber Defence Pledge. 5-6.
- NATO. (2020, September 25). NATO - Cyber defence. https://www.nato.int/cps/en/natohq/topics_78170.htm
- Nikkarila, J. P., & Ristolainen, M. (2017). "RuNet 2020" - Deploying traditional elements of combat power in cyberspace? 2017 International Conference on Military Communications and Information Systems, ICMCIS 2017, October 2017. <https://doi.org/10.1109/ICMCIS.2017.7956478>
- Nocetti, J. (2015). Contest and conquest: Russia and global internet governance. International Affairs, 91(1), 111-130. <https://doi.org/10.1111/1468-2346.12189>
- ONU. (1945). UN Charter (full text) | United Nations. <https://www.un.org/en/sections/un-charter/un-charter-full-text/>
- ONU. (2001, November 20). UN INFORMATION AND COMMUNICATION TECHNOLOGIES (ICT) TASK FORCE LAUNCHED TODAY AT HEADQUARTERS | Meetings Coverage and Press Releases. <https://www.un.org/press/en/2001/dev2353.doc.htm>
- Pallin, C. V. (2016). Internet control through ownership: the case of Russia. Post-Soviet Affairs, 33(1), 16-33. <https://doi.org/10.1080/1060586X.2015.1121712>

- Parlamento Europeu, & Conselho Da União Europeia. (2004). REGULAMENTO (CE) N.o 460/2004 DO PARLAMENTO EUROPEU E DO CONSELHO. In Comissão Europeia: Vol. 460/2004. O PARLAMENTO EUROPEU E O CONSELHO DA UNIÃO EUROPEIA.
- Parlamento Europeu, & Conselho Da União Europeia. (2019). REGULAMENTO (UE) 2019/881 DO PARLAMENTO EUROPEU E DO CONSELHO de 17 de abril de 2019. 2019(3).
- Peng, S. (2018). " Private " Cybersecurity Standards? Cyberspace Governance , Multistakeholderism , and the (Ir) relevance of the TBT Regime Cyberspace Governance ,. Cornell International Law Journal, 51(2).
- Peters, A. (2019). Russia and China Are Trying to Set the U.N.'s Rules on Cybercrime – Foreign Policy. Foreign Policy. <https://foreignpolicy.com/2019/09/16/russia-and-china-are-trying-to-set-the-u-n-s-rules-on-cybercrime/>
- Putin, V. (2000). INFORMATION SECURITY DOCTRINE OF THE RUSSIAN FEDERATION. [https://www.bertelsmann-stiftung.de/fileadmin/files/BSt/Publikationen/GrauePublikationen/MT_Globalization_Report_2018.pdf%0Ahttp://eprints.lse.ac.uk/43447/1/India_globalisation%2C society and inequalities%28lsero%29.pdf%0Ahttps://www.quora.com/What-is-the](https://www.bertelsmann-stiftung.de/fileadmin/files/BSt/Publikationen/GrauePublikationen/MT_Globalization_Report_2018.pdf%0Ahttp://eprints.lse.ac.uk/43447/1/India_globalisation%2C%20society%20and%20inequalities%20%29.pdf%0Ahttps://www.quora.com/What-is-the)
- Raud, M. (2016). China and Cyber: Attitudes, Strategies, Organization. NATO CCD COE, August 2016.
- Reveron, D. S. (2012). Cyberspace and National Security: Threats, Opportunities and Power in a Virtual World.
- Segal, A. (2011). Innovation , Espionage , and Chinese Technology Policy Prepared statement by. Policy.
- Segal, A. (2020). China's Vision for Cyber Sovereignty and the Global Governance of Cyberspace. In An emerging china-centric order China's Vision for a New World Order in Practice (pp. 85-100).
- Shea, J. (2018). Cyberspace as a Domain of Operations. MCU Journal, 9(2), 133-150.
- Shen, Y. (2016). Cyber Sovereignty and the Governance of Global Cyberspace. Chinese Political Science Review, 1(1), 81-93. <https://doi.org/10.1007/s41111-016-0002-6>
- Sherman, J. (2019, October 30). How Much Cyber Sovereignty is Too Much Cyber Sovereignty? | Council on Foreign Relations. Council On Foreign Relations. <https://www.cfr.org/blog/how-much-cyber-sovereignty-too-much-cyber-sovereignty>
- Shires, J. (2019). Family Resemblance or Family Argument? Three Perspectives on Cybersecurity and their Interactions. 1(1), 18–36.
- Slack, C. (2016). Wired yet Disconnected : The Governance of International Cyber Relations. 7(1), 69-78. <https://doi.org/10.1111/1758-5899.12268>
- Sreejesh, S., Mohapatra, S., & Anusree, M. R. (2014). Business research methods: An applied orientation. In Business Research Methods: An Applied Orientation. <https://doi.org/10.1007/978-3-319-00539-3>
- Strickling, L. E., & Hill, J. F. (2017). Multi-stakeholder internet governance: successes and opportunities. Journal of Cyber Policy, 2(3), 296-317. <https://doi.org/10.1080/23738871.2017.1404619>
- The Economic Times. (2014, November 19). Chinese President Xi Jinping calls for international cooperation on cyberspace security - The Economic Times. <https://economictimes.indiatimes.com/news/international/world-news/chinese-president-xi-jinping-calls-for-international-cooperation-on-cyberspace-security/articleshow/45205445.cms>
- UNGA. (2013). Group of Governmental Experts on Developments in the Field of Information and Telecommunications in the Context of International Security. United Nations, 68(98).
- UNGA. (2015). Group of Governmental Experts on Developments in the Field of Information and Telecommunications in the Context of International Security. United Nations, 70(174).
- UNGA. (2018). 73/266. Advancing responsible State behaviour in cyberspace in the context of international security. Trends in the Sciences, 73(266). https://doi.org/10.5363/tits.7.8_44
- UNIDIR. (2019a). Cyber Stability Conference Strengthening Global Engagement. In United Nations.
- UNIDIR. (2019b, May 20). UNIDIR launches Cyber Policy Portal and announces date, 6 June 2019, for its Cyber Stability Conference 2019 in New York - UNODA. <https://www.un.org/disarmament/update/unidir-launches-cyber-policy-portal-and-announces-date-6-june-2019-for-its-cyber-stability-conference-2019-in-new-york/>
- UNIDIR. (2020). UNIDIR. <https://unidir.org/cpp/en/>
- Weber, R. (2015). Realizing a New Global Cyberspace Framework. Springer.
- Xinhua. (2015, December 16). 3rd LD-Writethru-China Headlines: Xi slams "double standards," advocates shared future in cyberspace (2) - China.org.cn. http://www.china.org.cn/china/Off_the_Wire/2015-12/16/content_37333217.htm
- Yannakogeorgos, P. A., & Lowther, A. B. (2013). Conflict and Cooperation in Cyberspace. Taylor & Francis.
- Yeli, H. (2017). A Three-Perspective Theory. PRISM, 2, 109-115.
- Zeng, J. (2016). China's date with big data: Will it strengthen or threaten authoritarian rule? International Affairs, 92(6), 1443-1462. <https://doi.org/10.1111/1468-2346.12750>

A COVID-19 E O REFORÇO DA RESILIÊNCIA DA UE FACE A AMEAÇAS SANITÁRIAS TRANSFRONTEIRIÇAS



Fonte: Comissão Europeia, s.d.-d

Autor: **Cláudio Lopes Gomes**

Aspirante a Aluno do Mestrado Integrado na especialidade de Piloto Aviador
Academia da Força Aérea, Sintra

Orientadora: **Professora Doutora Andreia Mendes Soares e Castro**
Instituto Superior de Ciências Sociais e Políticas, Universidade de Lisboa

Coorientador: **COR/TODCI Luís Manuel Pinto de Almeida da Rocha**
Força Aérea Portuguesa, Academia da Força Aérea, Sintra

Resumo

O presente artigo insere-se no debate em curso, decorrente da pandemia da COVID-19, sobre o papel da União Europeia (UE) no domínio da saúde pública, particularmente, na prevenção, gestão e resposta a ameaças sanitárias transfronteiriças, argumentando que a melhor forma de assegurar a resiliência e a soberania estratégica da UE neste domínio é o reforço e a autonomia das suas competências, designadamente de instituições e agências descentralizadas como o Centro Europeu de Prevenção e Controlo das Doenças (CEPCD) e a Agência Europeia de Medicamentos (AEM).

Seguindo uma metodologia qualitativa, são analisados: a repartição de competências entre a UE e os Estados-membros no âmbito da saúde pública e os mecanismos institucionais subjacentes; a resposta da UE e dos Estados-membros à pandemia da COVID-19, salientando, sobretudo, o que a UE pode e não pode fazer; os limites da cooperação intergovernamental em tempos de crise sanitária e o valor acrescentado da escolha pela via supranacional. Ao longo do estudo foi possível evidenciar a tensão permanente entre os Estados-membros e a UE na definição daquele que deverá ser o seu modo de ação na resposta à crise pandémica.

O estudo conclui que o quadro sanitário da UE dispõe já dos alicerces para realizar todo o seu potencial, sendo necessário (e urgente) este reforço, indo mais além que as atuais políticas de coordenação e cooperação face a ameaças sanitárias transfronteiriças, ficando, contudo, ao mesmo tempo evidente que esta decisão caberá fundamentalmente aos Estados-membros.

Palavras-chave: UE; COVID-19; resiliência; soberania estratégica; ameaças sanitárias transfronteiriças; competências.

1. Introdução

1.1. Apresentação do Objeto de Estudo

A pandemia da COVID-19 veio relembrar a comunidade internacional dos riscos inerentes à globalização e à profunda dependência transnacional, que tem vindo a tornar-se cada vez mais enraizada no modus operandi dos países e organizações, apontando, de igual modo, para a crescente necessidade de cooperação multilateral e ações coordenadas. Além disso, realçou, sobretudo, a importância transversal da saúde pública e a sua influência multissetorial, pelo que deverá constituir uma prioridade dos diversos atores, porque, como se pode concluir perante uma pandemia sem precedentes, é também uma questão de segurança nacional, regional e global.

Para a UE é mais uma crise de entre tantas outras vividas ao longo dos 70 anos do processo de integração. Esta, não só de dimensões sanitárias, mas também de repercussões económicas e sociais graves, veio realçar, novamente, as diferenças ideológicas substanciais entre os Estados-membros, em particular nas políticas de resposta a crises e desastres, dentro do debate permanente entre a ação supranacional e a cooperação intergovernamental. Se a resposta inicial da UE à pandemia não correspondeu às expectativas é preciso relembrar que “a UE não é um superestado e que, por isso, os seus processos e decisões são mais complexos e demorados” (Castro, 2020a), e, em particular, numa matéria em que não lhe foram atribuídas competências explícitas consagradas nos Tratados, justifica a dificuldade de uma resposta imediata coletiva, coordenada e eficiente.

Visando a abertura para uma integração europeia mais assertiva no domínio da saúde pública, este estudo vai ao encontro da necessidade de dotar a UE de competências e capacidades para melhor responder a ameaças sanitárias transfronteiriças graves. O Tratado de Lisboa (2009) foi a última grande reforma da UE, e, já nessa altura, preocupações com a saúde pública e a sua importância a nível europeu levaram a medidas (que vigoram ainda hoje) com o objetivo de acrescer a responsabilidade institucional numa vertente de proteção, prevenção e apoio aos sistemas nacionais, bem como garantir “um nível elevado de proteção da saúde” em todas as políticas e domínios de ação da UE (Kurrer, 2021). Contudo, e como se percebe hoje, face a crises inesperadas, este modo de ação – quer dos próprios Estados, por interesses próprios, quer da UE, sendo bastante limitada nas suas competências atribuídas pelos anteriores – é ineficaz e apresenta diversos constrangimentos, ao mesmo tempo que reflete a falta de solidariedade e coesão numa organização que manifesta ideais coletivos e multilaterais.

Esta não foi a primeira, nem a última, crise que assola a Europa, mas é agora o tempo para repensar a UE e, dando continuidade à necessidade de desenvolvimento derivada da crise política do “Brexit”, procurar abrir caminhos para uma integração europeia mais coesa, dotada das capacidades necessárias para enfrentar os desafios futuros (Castro, 2020b).

1.2. Metodologia, Pergunta de partida, Objetivos e Enquadramento Teórico-conceitual

O presente estudo decorre do método de análise qualitativo tendo em conta a análise documental de fenómenos relativos ao tema proposto. Esta metodologia enfatiza a interpretação da realidade através de diversos pontos de vista credíveis e relevantes que rodeiam o objeto de estudo, construindo uma perspetiva consistente do assunto (Birochi, 2017), para a criação de um “mapa subjetivo” da realidade (Sampieri et al., 2013).

A investigação segue uma tipologia descritiva, procurando compreender os fundamentos e as características do fenómeno em análise com o objetivo de explanar o conhecimento necessário para debater o objeto de estudo, com uma visão completa sobre o mesmo (Vilelas, 2009).

O objetivo geral da dissertação é explicitar os argumentos que defendem o reforço do mandato da UE face a ameaças sanitárias transfronteiriças. Assim, como fio condutor da investigação, o estudo será orientado pela seguinte pergunta de partida:

De que forma devem ser reforçadas as competências da UE dentro do quadro sanitário para assegurar a sua resiliência face a futuras ameaças sanitárias transfronteiriças?

De modo a sustentar os argumentos de resposta à pergunta enunciada, a investigação propõe-se ainda alcançar os seguintes objetivos específicos:

1. Compreender os constrangimentos da base legislativa dos Tratados Fundamentais da UE no que se refere ao domínio em análise;
2. Analisar os instrumentos e mecanismos do quadro sanitário da UE e a sua evolução ao longo das crises do passado;
3. Explicitar as abordagens de resposta à pandemia quer da UE quer dos Estados-membros e analisar o impacto regional causado pela crise pandémica;
4. Refletir sobre a questão da reforma da UE e da sua exequibilidade, tendo em conta as críticas apontadas em relação à gestão da crise pandémica.

Tratando-se de uma investigação no âmbito dos estudos da UE, é fundamental referir as teorias que sustentam o racional teórico para o entendimento quer das ações dos Estados-membros da UE, quer da UE e das suas instituições neste tema: a teoria neofuncionalista e a teoria intergovernamentalista. Como o estudo discute e reflete sobre a repartição de competências entre a UE e os Estados-membros, mormente sobre qual a melhor resposta à crise pandémica, se nacional ou supranacional, optou-se por este racional teórico, que melhor evidencia a tensão permanente entre os dois modos de governação da UE, que caracterizam o processo de integração europeia e que espelham duas visões e vias de ação, a coletiva e a individual (Castro, 2017, p. 270), tensão esta também encontrada na resposta à crise pandémica.

Em relação ao enquadramento conceptual, apresentam-se três dos conceitos considerados essenciais para alcançar os objetivos propostos e responder à pergunta de partida, que orientará esta investigação:

1.2.1. Resiliência

Resiliência é um conceito que está associado a eventos catastróficos e choques disruptivos contra qualquer sistema, setor social ou organização. Este conceito tem vindo a ganhar cada vez mais significado com o surgimento de desafios exigentes, como crises económicas, desastres ambientais e epidemias, e, em particular, no setor médico-sanitário após a pandemia da Gripe A e especialmente após a epidemia do Ébola em África (OECD/European Union, 2020).

Resiliência não pressupõe imunidade total contra crises surgentes, particularmente contra crises semelhantes à da COVID-19, caracterizadas pela sua imprevisibilidade e desconhecimento. Contudo, remete para a necessidade de

alocação de recursos e meios, tanto para a capacitação da prevenção e gestão de riscos, como também para a adaptação, recuperação e combate contra choques (Ramos & Hynes, 2020).

1.2.2. Soberania Estratégica

Soberania estratégica, segundo Anghel (2020), é o conceito que engloba a capacidade de ação autónoma, a independência face a recursos externos em domínios estratégicos e a integridade cooperativa com os parceiros quando necessário, de um ator nos diversos níveis do contexto internacional.

A pandemia da COVID-19 expôs algumas fraquezas da UE neste âmbito, tanto pela dependência de atores externos nas cadeias de distribuição de bens e serviços, mas também pela incapacidade de atuar diretamente na coordenação de uma resposta primária coletiva ao nível da UE ao surto inicial do coronavírus, tendo em conta a abordagem individual reativa dos seus Estados-membros, que efetivamente detêm a soberania nesta matéria (Anghel, 2020).

1.2.3. Ameaças Sanitárias Transfronteiriças

Com base na Decisão n.º 1082/2013/UE, o Tribunal de Contas Europeu (TCE) (2016) caracteriza as ameaças sanitárias transfronteiriças graves como os diversos perigos para a saúde pública, de origem ambiental, biológica, química ou desconhecida, com capacidade ou potencial considerável de propagação através das fronteiras da UE, tanto internas como externas, e com um impacto elevado na vida pública, desde os custos humanos e sociais subjacentes, às repercussões económicas e políticas consequentes.

O TCE aponta para a crescente complexidade e imprevisibilidade destas ameaças que suscita ações coordenadas entre os demais atores relevantes a fim de salvaguardar a saúde dos cidadãos e atenuar o impacto multisectorial coletivo (especialmente numa organização supranacional como a UE) inerente a este tipo de ameaças.

2. As Competências e os Instrumentos do Quadro Sanitário da UE

O Tratado sobre o Funcionamento da UE (TFUE) (União Europeia, 2016b), em conformidade com o princípio de atribuição inscrito no artigo 5º do Tratado da União Europeia (TUE) (União Europeia, 2016a) e revisto pelo Tratado de Lisboa, estabelece os níveis de competências atribuídos à UE. No seu exercício de funções, o TFUE define as diferentes limitações de competências da UE, sendo estas exclusivas, partilhadas, de apoio e particulares.

O domínio da saúde pública representa uma competência de apoio da UE, sendo os Estados-membros que detêm a soberania neste âmbito, isto é, a maior responsabilidade na prestação de serviços e cuidados médicos. Assim, imperam, primeiramente, as políticas nacionais na organização e gestão dos sistemas de saúde (Comissão Europeia, s.d.-a), bem como na constituição da primeira linha de defesa e resposta a crises e situações de catástrofe (Castro, 2020a). A ação da UE neste domínio é, por conseguinte, muito limitada, ainda que Ruijter (2017) considere que a UE tem vindo, lentamente, a expandir a sua contribuição neste domínio face à autonomia das políticas nacionais. Deste modo, em cenários complexos, particularmente nos quais os Estados-membros não conseguem dar uma resposta suficiente, coesa e eficaz, individualmente, é um contexto legislativo que impõe diversos constrangimentos a uma ação europeia forte e preventiva e, por consequência, a necessidade e utilidade do seu reforço.

Relativamente aos instrumentos do quadro sanitário da UE, a decisão n.º 1082/2013/UE relativa às ameaças sanitárias transfronteiriças graves estabeleceu as regras de empenhamento das instituições europeias, conjuntamente com os Estados-membros, no desempenho de ações de “vigilância epidemiológica, monitorização, alerta rápido e combate” contra estas ameaças sanitárias (União Europeia, 2013). De entre as medidas da decisão efetivadas para fomentar as capacidades da UE e o aprontamento coletivo provenientes salienta-se a criação do Sistema de Alerta Rápido e de Resposta (SARR), a flexibilização das regras de contratação pública e a formalização do Comité de Segurança da Saúde com o mandato de reforçar a cooperação e a comunicação entre os países e entidades competentes, por forma a coordenar os recursos e a resposta a crises (União Europeia, 2013).

O Centro Europeu de Prevenção e Controlo das Doenças (CEPCD) e a Agência Europeia de Medicamentos (AEM) constituem duas agências descentralizadas fundamentais neste quadro da UE, para a promoção da segurança sanitária na região europeia. O CEPCD abrange diversos aspetos do tópico em questão como a vigilância, o controlo epidemiológico, o apoio científico e o treino social, com o objetivo de reforçar e capacitar a UE contra doenças infecciosas, debruçando-se sobre a avaliação de riscos e gestão de crises e prestando assistência aos países e entidades europeias (CEPCD, s.d.-a). A AEM representa um reforço científico na ação europeia no domínio da saúde, com a missão de avaliar, controlar e certificar a segurança dos medicamentos a serem comercializados na UE, de acordo com normas imparciais e exigentes, promovendo a qualidade dos mesmos (União Europeia, s.d.). Além disso, no âmbito da gestão de crises a nível europeu, a AEM desenvolve ações de monitorização do inventário de medicamentos e equipamentos médicos, de apoio científico à decisão do uso de medicamentos contra as doenças em causa, e coordenação e controlo do desenvolvimento de vacinas, bem como ensaios clínicos associados (Comissão Europeia, s.d.-b).

Permanand & Vos consideram estas agências essenciais para a regulação ao nível da UE dos mercados e capacidades supranacionais, assegurando um nível mínimo de soberania estratégica supranacional neste âmbito. Contudo, em par com as competências da UE neste domínio, salientam-se problemas e limitações em torno da ação destas agências derivado de mandatos módicos na perspetiva regulatória tradicional, consequência de uma independência e de poderes insuficientes que possibilitem ações mais assertivas (2010).

3. A Resposta dos Estados-Membros e da UE à Pandemia da Covid-19

Schmidt (2020) caracteriza a resposta “coletiva” inicial à pandemia como uma repetição dececionante de crises anteriores, no que consta a coordenação e solidariedade. Renda & Castro (2020) realçam que a limitação das competências e consequente ação da UE demonstrou ser altamente ineficaz e prejudicial para o combate à pandemia.

De facto, numa fase inicial, os Estados-membros, subestimando a capacidade e o impacto do novo vírus, não justificavam a necessidade de coordenar as suas ações políticas ao nível da UE (Jordana & Triviño-Salazar, 2020). Ainda assim, a UE não deixou de mobilizar os seus instrumentos, nem de procurar promover uma resposta supranacional junto dos Estados, reiterando a necessidade de reforçar a coordenação e a solidariedade entre os atores, e definindo como prioridades a mitigação da transmissão, o abastecimento de equipamento médico, a promoção da investigação e a resposta às consequências socioeconómicas subjacentes (Anderson et al., 2020).

Contudo, o impacto abrupto do vírus na Europa viu os primeiros países, como Itália, Espanha e França, seguidos mais tarde por todos os Estados-membros, imporem, individualmente, medidas restritivas de mitigação e de supressão das cadeias de contágio (CEPCD, s.d.-b), baseadas no confinamento e no distanciamento social, com o objetivo de aliviar a pressão sobre as estruturas de saúde (Alemanno, 2020a). Se a aparente falta de coordenação na abordagem europeia inicial era perceptível, a dessintonia entre os Estados na implementação destas novas medidas ao nível nacional (Wolff & Ladi, 2020) intensificou esse sentimento (Jordana & Triviño-Salazar, 2020). Importa ainda salientar que, de um modo geral, os instrumentos e mecanismos da UE revelaram-se mal preparados, insuficientes e fragmentados, num ambiente coletivo caracterizado por reações reativas dispersas e descoordenadas (Alemanno, 2020a).

O impacto socioeconómico sem precedentes, derivado da pandemia em si e das medidas de mitigação impostas, apontava para uma intervenção política ao nível da UE para a delineação de medidas de apoio e um plano de recuperação da economia dos Estados. Segundo dados do Eurostat (2020) a recessão provocada pela pandemia COVID-19 é a mais acentuada desde 1995, data de início destes registos, com um decréscimo do Produto Interno Bruto no segundo trimestre de 2020 de 11,8% na Zona Euro e 11,4% na UE, bem como um crescimento do desemprego de 2,9% e 2,7%, respetivamente.

Neste sentido, os líderes europeus afirmaram a importância da coordenação ao nível europeu para “salvar a Europa” através da aprovação da proposta para o plano de recuperação de longo prazo, apresentado a 27 de maio de 2020 pela Comissão, caracterizado como “o maior pacote de medidas de estímulo de sempre” (Comissão Europeia, s.d.-c). De entre as medidas inéditas no seio da UE, salienta-se o endividamento da Comissão nos mercados financeiros, em nome da UE, para a concessão de subvenções para auxiliar na recuperação dos Estados, ao qual Angela Merkel referiu que *“this will lead to greater cohesion in Europe than is currently the case”* (2020). O plano consagra um total de mais de 1,8 biliões de euros – repartidos pelo Quadro Financeiro Plurianual 2021-2027 e pelo pacote *NextGenerationEU* – que serão

disponibilizados para os Estados-membros e para as instituições europeias, tanto para atenuar as consequências diretas da pandemia, como também para impulsionar a UE para um futuro mais sustentável e resiliente (Conselho da UE, s.d.).

4. Os Limites da Cooperação Intergovernamental e o Reforço do Mandato da UE

Ficou evidente que “a resposta inicial à pandemia não foi nem a mais rápida nem a esperada” (Castro, 2020b, p.99), relembrando que a UE não tem as competências necessárias para agir diretamente em prol da salvaguarda da vida humana, nem tão pouco em situações de emergência. Por outro lado, ficou também clara a ineficácia das medidas implementadas ao nível nacional de forma individual e descoordenada, tendo repercussões disruptivas no funcionamento do mercado interno e na livre circulação de pessoas da UE, bem como nas cadeias de abastecimento, dado o elevado nível de integração e interdependência multissetorial na região, que, como realça Alemanno (2020b), resultaram num coletivo da UE mais vulnerável.

De facto, a pandemia do coronavírus demonstrou ser um teste à solidariedade europeia e à resiliência do processo de integração europeia, impulsionando o debate político ao nível da UE, sobretudo, sobre o seu papel neste contexto e a importância da coordenação supranacional no âmbito da gestão e combate às ameaças sanitárias transfronteiriças futuras, mas também sobre a necessidade de fomentar uma cultura estratégica comum perante um cenário geopolítico em deterioração (Raluca Csernatonî in Dempsey, 2021). E é este o momento que Alemanno (2020b) considera como uma oportunidade única para esse debate, pelo que Josep Borrell (2020) aponta a solidariedade europeia como o elemento fundamental no processo de recuperação económica e, consequentemente, no debate sobre o futuro papel da União neste contexto.

A 11 de novembro de 2020, a Comissão Europeia apresentou a Comunicação “Construir uma União Europeia da Saúde: Reforçar a resiliência da UE face a ameaças sanitárias transfronteiriças” (Comissão Europeia, 2020). Esta Comunicação surge na sequência da crise de saúde pública do coronavírus com vista a colmatar as diversas fragilidades da UE e dos seus Estados-membros, no âmbito do planeamento, preparação e resposta face a estas ameaças, que carecem de uma maior coordenação ao nível da UE.

Tendo em conta os constrangimentos à ação da UE e as críticas apontadas à abordagem protecionista dos Estados, a proposta da Comissão visa, sobretudo, o reforço dos mandatos do CEPD e da AEM, a atualização da Decisão n.º 1082/2013/UE e a constituição da HERA como uma autoridade da UE dedicada à preparação e à resposta a emergência sanitárias – a *European Health Emergency Preparedness and Response Authority* (Comissão Europeia, 2020). A verificar-se o empenhamento dos Estados neste sentido, a UE e as suas agências terão maior capacidade regulatória para a definição de medidas coordenadas no seu seio, com base em parâmetros e numa preparação comuns, consagrando um controlo mais afinado dos inventários e das capacidades dos Estados-membros. Na sua essência, passa pela concretização do potencial destes instrumentos, colmatando diversas das limitações previamente conhecidas e outras falhas agora salientadas pela pandemia da COVID-19 (Alemanno, 2020b), abrindo o caminho para a construção, a longo prazo, de uma verdadeira UE da saúde, defendida pela Comissão e por líderes como Marcelo Rebelo de Sousa (Lusa, 2021) e Angela Merkel (Stone, 2021).

Importa reiterar o papel que a UE tem desempenhado, no âmbito da Equipa Europa, no combate internacional à pandemia, através de iniciativas como a COVAX, salientando o seu comprometimento para com a ação multilateral, e o valor acrescentado da ação supranacional, relembrando que o combate a estas ameaças não pode parar nas fronteiras (Conselho da UE, 2020). Não obstante, Dworkin (2021) realça a necessidade do aprofundamento da cooperação internacional, não só, na recuperação da atual crise, mas também, numa perspetiva futura, incluindo outros diversos desafios transnacionais existentes e emergentes, apontando para a oportunidade da UE consolidar a sua liderança numa iniciativa global multilateral, adaptada a um contexto internacional cada vez mais competitivo. Contudo, como argumenta Borrell (2020), será essencial assegurar a coordenação e coesão internas para sustentar aquilo que a UE defende junto de outros atores internacionais.

5. Conclusão

Como corolário do artigo, reiteram-se agora as principais conclusões destacadas ao longo do estudo. Como se pôde evidenciar ao longo do texto, a saúde pública é transversal na sua importância e na influência multisetorial, e, como se pode concluir perante uma pandemia sem precedentes, é também uma questão de segurança nacional, regional e global. Hoje, mais do que nunca na história da UE, o debate sobre o papel da União e a opção pela via coletiva supranacional neste domínio está na ordem do dia e representa uma prioridade nas correntes e futuras negociações institucionais.

A análise efetuada ressaltou ainda que a economia integrada da UE (relembrando que a UE enveredou pela especialização económica) não consegue operar, interna e externamente, de forma fluida e consistente se não estiver assegurada a segurança sanitária e um elevado nível de qualidade da saúde pública no espaço europeu e sua vizinhança próxima. De facto, foi possível evidenciar o impacto económico sem precedentes ao nível mundial, realçando a capacidade disruptiva destas ameaças, particularmente perante um cenário interdependente, diga-se europeu e global. Assim, para a própria salvaguarda das conquistas europeias, citem-se, o mercado único e o Espaço Schengen, e todo o progresso de integração conseguido até hoje, impulsionando a UE para um futuro comum sustentável e resiliente, demonstrou-se ser essencial assegurar a capacidade para atuar coletiva e coordenadamente contra os desafios emergentes.

Foi possível constatar que o quadro da UE alusivo às ameaças sanitárias transfronteiriças está, ainda, altamente fragmentado. Contudo, este dispõe já dos alicerces para realizar o seu potencial como a melhor forma de assegurar a soberania estratégica e a resiliência da UE numa abordagem coordenada neste âmbito, ficando a faltar o compromisso dos Estados para avançar neste sentido.

Esta investigação sublinhou, por um lado, a preponderância dos Estados para enveredarem pela via intergovernamentalista (senão realista) na abordagem inicial a um choque de cariz sanitário transfronteiriço e, por outro, o valor acrescentado da opção pela via supranacional, não só, pela natureza transnacional destas ameaças, mas também pela elevada interdependência multisetorial dentro da UE, consagrada no processo de integração europeia que não compreende a dissonância de ações entre os Estados observada na resposta inicial à COVID-19, mas sim a coordenação ao nível institucional, premissa esta defendida pela dissertação.

Ao longo do artigo foi possível confirmar os constrangimentos da cooperação intergovernamental que se salientam, sobretudo, em situações de crise e em tempos em que efetivamente a cooperação seria mais requerida, enaltecendo a pertinência da escolha pela via supranacional. Tal como analisado, a liderança da UE em situações de crise sanitária comuns, e recessões subjacentes, permite a agilização de processos e a tomada de decisão atempada, coordenada e solidária entre os atores envolvidos, para a salvaguarda da segurança sanitária coletiva e dos interesses dos cidadãos europeus.

Assim, como ilação do estudo, é possível afirmar que efetivamente é necessário (senão urgente) o reforço das competências da UE dentro do quadro sanitário, capacitando as instituições europeias e as agências descentralizadas com os meios necessários para assegurar uma preparação, gestão e resposta a ameaças sanitárias transfronteiriças de forma coordenada, solidária e resiliente, promovendo assim a soberania estratégica da UE neste âmbito.

Este artigo argumentou que as ameaças sanitárias transfronteiriças constituem um desafio de extrema complexidade, não só, no contexto organizacional interdependente da UE, derivado da avançada integração supranacional, mas também no contexto internacional, interdependente em si, especialmente ao nível do mercado económico, mas, por outro lado, cada vez mais competitivo. É neste sentido, reforçando que o combate a estas ameaças não se faz sozinho, que o estudo defendeu que os Estados-membros deverão consolidar as capacidades institucionais, através do incremento das suas competências, para assegurar a resiliência e a soberania estratégica coletiva neste âmbito.

Este artigo defendeu, pois, o reforço da resiliência da UE através do reforço das suas competências, para atuar autonomamente em prol dos seus Estados-membros. Para tal, o artigo apoia as propostas avançadas pela Comissão, que se evidenciam como um passo positivo, senão imperativo, no quadro fragmentado da UE face a ameaças sanitárias transfronteiriças. A verificar-se, a implementação destas propostas legislativas poderá contribuir ativamente, não só, no curto prazo para o combate da pandemia ainda em curso de uma forma mais coordenada e solidária no seio da UE, como

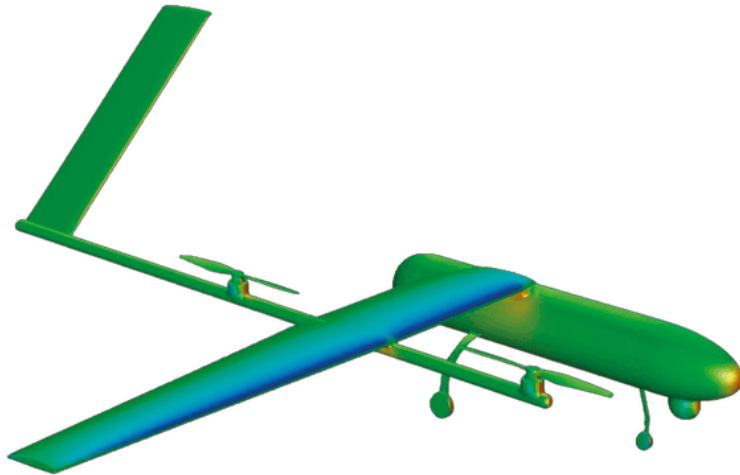
se demonstrou necessário, mas também a longo prazo para a construção de uma UE da saúde ambicionada institucionalmente. É preciso, no entanto, reiterar que a decisão última caberá aos Estados-membros no sentido de ser alcançado o consenso entre as partes para fazer mais pela UE para a UE fazer mais pelos seus.

Referências Bibliográficas

- Alemanno, A. (2020a). The European response to Covid-19: From regulatory emulation to regulatory coordination? *European Journal of Risk Regulation*, 11(2), 307-316. <https://doi.org/10.1017/err.2020.44>
- Alemanno, A. (2020b). Towards a european health union: Time to level up. *European Journal of Risk Regulation*, 11(4), 721-725. <https://doi.org/10.1017/err.2020.106>
- Anderson, M., McKee, M., & Mossialos, E. (2020). Covid-19 exposes weaknesses in European response to outbreaks. *The BMJ*, 368. <https://doi.org/10.1136/bmj.m1075>
- Anghel, S. (2020). Strategic sovereignty for Europe. In European Parliamentary Research Service. Obtido de Parlamento Europeu Think Thank: https://www.europarl.europa.eu/thinktank/pt/document.html?reference=EPRS_BRI%282020%29652069
- Birochi, R. (2017). Metodologia de Estudo e de Pesquisa em Administração. Universidade Federal de Santa Catarina.
- Borrell, J. (2020, Maio 6). "Strength has to start at home": Interview with Borrell on the EU's response to the coronavirus. Obtido de European Council on Foreign Relations: https://ecfr.eu/article/commentary_strength_has_to_start_at_home_interview_with_borrell_on_the_eus/
- Castro, A. S. (2017). Reflexões sobre a União Europeia em tempos de crise e incerteza: a União Europeia como a melhor resposta dos Estados aos desafios da segurança. In A. S. Lara, R. C. S. G. Caldas, & J. B. M. Diz (Coord.), Paz e Guerra: Contributo para o diálogo entre Direito Internacional e Relações Internacionais (pp. 269-288). ISCSP.
- Castro, A. S. (2020a). Ensaio Sobre a União Europeia em Tempos de Pandemia. *Revista PACTA*, 1-5. Obtido de https://issuu.com/pacta/docs/pacta_edicao_2020
- Castro, A. S. (2020b). Reflexões Sobre o Futuro da Europa: A Crise da COVID-19 e a Necessidade de Avançar no Processo de Reforma da UE. In Lara, António Sousa (Coord.) Crises e Desafios Internacionais (pp. 97-122) Lisboa: Edições MGI.
- CEPCD (s.d.-a). About ECDC. About Us. Obtido 3 de Janeiro de 2021, de <https://www.ecdc.europa.eu/en/about-ecdc>
- CEPCD (s.d.-c). Timeline of ECDC's response to COVID-19. COVID-19. Obtido 7 de Janeiro de 2021, de <https://www.ecdc.europa.eu/en/covid-19/timeline-ecdc-response>
- Comissão Europeia (s.d.-a). Estratégia de Saúde. Saúde Pública. Obtido 2 de Janeiro de 2021, de https://ec.europa.eu/health/policies/overview_pt
- Comissão Europeia (s.d.-b). Health security and infectious diseases. Saúde Pública. Obtido 3 de Janeiro de 2021, de https://ec.europa.eu/health/security/overview_pt
- Comissão Europeia (s.d.-c). Plano de recuperação para a Europa. Estratégia. Obtido 18 de Janeiro de 2021, de https://ec.europa.eu/info/strategy/recovery-plan-europe_pt
- Comissão Europeia (s.d.-d). Resposta ao coronavírus. Viver, trabalhar e viajar na UE. Obtido 20 de Abril de 2021, de https://ec.europa.eu/info/live-work-travel-eu/coronavirus-response_pt
- Comissão Europeia (2020). Construir uma União Europeia da Saúde: Reforçar a resiliência da UE face a ameaças sanitárias transfronteiriças - COM(2020) 724 final. EUR-Lex. Obtido de <https://eur-lex.europa.eu/legal-content/PT/TXT/?uri=CELEX%3A52020DC0724&qid=1605690513438>
- Conselho da UE (s.d.). Um plano de recuperação para a Europa. Políticas. Obtido 6 de Fevereiro de 2021, de <https://www.consilium.europa.eu/pt/policies/eu-recovery-plan/>
- Conselho da UE (2020). Equipa Europa – resposta global ao surto de COVID-19: Conselho congratula-se com mobilização de quase 36 mil milhões de euros e aprova conclusões. Obtido de <https://www.consilium.europa.eu/pt/press/press-releases/2020/06/08/team-europe-global-response-to-covid-19-council-welcomes-the-mobilisation-of-almost-36-billion-and-approvesconclusions/>
- Dempsey, J. (2021, Março 4). Judy Asks: Should the Coronavirus Accelerate European Integration? Judy Dempsey's Strategic Europe. Obtido de Carnegie Europe: https://carnegieeurope.eu/strategieurope/84003?utm_source=rssemail&utm_medium=email&mkt_tok=MDk1LVBQVi04MTMAAAAF7nBm_8i9Bw6cwZiJq5796z-eiAe0x-FIKrazD6Z30iYaaY-ZRF8ggS4GrMlpHIBxbG2BaSVowgxefu7vs8xPV6zjQa0eVA55hN2pZmW3RrN8

- Dworkin, A. (2021). Built to order: How Europe can rebuild multilateralism after COVID-19. Obtido de European Council on Foreign Relations: <https://ecfr.eu/publication/how-europe-can-rebuild-multilateralism-after-covid-19/>
- Eurostat (2020). GDP main aggregates and employment estimates for the second quarter of 2020. Obtido de <https://ec.europa.eu/eurostat/documents/2995521/10545471/2-08092020-AP-EN.pdf/43764613-3547-2e40-7a24-d20c30a20f64>
- Jordana, J., & Triviño-Salazar, J. C. (2020). Where are the ECDC and the EU-wide responses in the COVID-19 pandemic? *The Lancet*, 395(10237), 1611-1612. [https://doi.org/10.1016/S0140-6736\(20\)31132-6](https://doi.org/10.1016/S0140-6736(20)31132-6)
- Kurrer, C. (2021). Saúde pública. Obtido de Parlamento Europeu: <https://www.europarl.europa.eu/factsheets/pt/sheet/49/public-health>
- Lusa (2021a, Março 25). Marcelo defende "verdadeira União Europeia da saúde.". Obtido de Diário de Notícias: <https://www.dn.pt/politica/marcelo-defende-verdadeira-uniao-europeia-da-saude-13497858.html>
- Merkel, A. (2020). Overcoming the crisis united and emerging from it stronger. Video Conference by the Federal Chancellor and the President of the French Republic. Obtido de <https://www.bundeskanzlerin.de/bkin-en/news/statement-nach-corona-kabinett-1754044>
- OECD/European Union (2020). Health at a Glance: Europe 2020: State of Health in the EU Cycle. OECD Publishing. <https://doi.org/10.1787/23056088>
- Permanand, G., & Vos, E. (2010). EU regulatory agencies and health protection. In *Health systems governance in Europe: the role of European Union law and policy* (pp. 134-185). Cambridge University Press. <https://doi.org/https://doi.org/10.1017/CBO9780511750496.004>
- Ramos, G., & Hynes, W. (2020). A systemic resilience approach to dealing with Covid-19 and future shocks. Obtido de OECD: <https://www.oecd.org/coronavirus/policy-responses/a-systemic-resilience-approach-to-dealing-with-covid-19-and-future-shocks-36a5bdfb/>
- Renda, A., & Castro, R. (2020). Towards stronger EU governance of health threats after the Covid-19 pandemic. *European Journal of Risk Regulation*, 11(2), 273-282. <https://doi.org/10.1017/err.2020.34>
- Ruijter, A. (2019). *EU Health Law & Policy: The Expansion of EU Power in Public Health and Health Care*. Oxford University Press. <https://doi.org/10.1093/oso/9780198788096.001.0001>
- Sampieri, R. H., Collado, C. F., & Lucio, M. del P. B. (2013). *Metodologia de Pesquisa* (Penso Editora) (5a ed.). McGraw-Hill.
- Schmidt, V. A. (2020). Theorizing institutional change and governance in European responses to the Covid-19 pandemic. *Journal of European Integration*, 42(8), 1177-1193. <https://doi.org/10.1080/07036337.2020.1853121>
- Stone, J. (2021, Fevereiro 11). Angela Merkel calls for creation of European health union. Obtido de Independent: <https://www.independent.co.uk/news/world/europe/angela-merkel-european-health-union-b1770039.html>
- União Europeia (s.d.). Agência Europeia de Medicamentos (EMA). Sobre a UE. Obtido 3 de Janeiro de 2021, de https://europa.eu/european-union/about-eu/agencies/ema_pt
- União Europeia (2013). Decisão N.º 1082/2013/UE do Parlamento Europeu e do Conselho de 22 de outubro de 2013 relativa às ameaças sanitárias transfronteiriças graves e que revoga a Decisão n.º 2119/98/CE. EUR-Lex. Obtido de https://eur-lex.europa.eu/legal-content/PT/TXT/?uri=legisum%3A2902_1
- União Europeia (2016a). Tratado da União Europeia (Versão Consolidada). In *Jornal Oficial da União Europeia*. EUR-Lex. Obtido de https://eur-lex.europa.eu/resource.html?uri=cellar:9e8d52e1-2c70-11e6-b497-01aa75ed71a1.0019.01/DOC_2&format=PDF
- União Europeia (2016b). Tratado sobre o Funcionamento da União Europeia (Versão Consolidada). In *Jornal Oficial da União Europeia*. EUR-Lex. Obtido de https://eur-lex.europa.eu/resource.html?uri=cellar:9e8d52e1-2c70-11e6-b497-01aa75ed71a1.0019.01/DOC_3&format=PD
- Wolff, S., & Ladi, S. (2020). European Union Responses to the Covid-19 Pandemic: adaptability in times of Permanent Emergency. *Journal of European Integration*, 42(8), 1025-1040. <https://doi.org/10.1080/07036337.2020.1853120>

AERODYNAMIC DETAILED DESIGN OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE WITH VTOL CAPABILITIES



Autor: **Vasco Luís Martins Ferreira Coelho**
Alferes Aluno no Mestrado Integrado na Especialidade de Engenharia Aeronáutica
Academia da Força Aérea, Sintra

Orientador: **Maj/EngAer João Vítor Aguiar Vieira Caetano**
Força Aérea Portuguesa, Academia da Força Aérea, Sintra

Coorientador: **Doutor Frederico José Prata Rente Reis Afonso**
Instituto Superior Técnico, Lisboa

Abstract

This work is part of a project to design an unmanned aerial vehicle capable of performing vertical take-off and landing while carrying a hydrogen fuel cell to provide power during cruise. The present work is focused on the preliminary and detailed design phases regarding aerodynamics and flight performance studies.

The preliminary phase encompasses the wing and tail design, with the aid of XFLR5, together with an estimate of the total aircraft drag by resorting to semi-empirical expressions. A longitudinal static stability analysis is conducted, and the unmanned aerial vehicle characteristics are presented after the preliminary phase of the project.

For the detailed analysis, Fluent is chosen as the computational fluid dynamics software to be used. The choice of the SST turbulence model, along with the $\gamma - \text{Re}\theta$ transition model, is validated by the 2D simulation over the SG6042 wing airfoil, as the results were consistent with experimental data. The drag polar of the wing is obtained by simulating the 3D wing at various angles of attack. To enhance the wing aerodynamic properties, twist was given to the wingtip, moving the stall region from the wingtip to the root. The impact of the vertical propulsion system on the drag at cruise is assessed by performing wind tunnel tests and simulations on Fluent. Simulations of the entire aircraft conclude that, depending on the stopping position of the rotors, the drag of the aircraft varies between 16.32 and 19.22 N for cruise, which results in a total flight time between 3H05 and 3H25.

Keywords: Aerodynamics, Computational Fluid Dynamics, Fuel Cell, Hydrogen, Unmanned Aerial Vehicle, Vertical Take-Off and Landing

1 Introduction

1.1 Topic Overview

The idea of flying has pursued mankind since ancient times with the famous tale of Icarus from the Greek ancient civilization. While there were a few inventors back in the past, considered the pioneers of flight, only during the XX century the technology and scientific breakthroughs allowed the world of aviation to burst. Parallel to the development of piloted aircraft, Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) have evolved during military necessity events such as World War I, World War II, and the Cold War, with most superpowers now possessing a wide range of UAVs at their disposal to conduct various missions such as surveillance, communication relay links, ship decoys, and detection of biological, chemical, or nuclear materials (Mueller & DeLaurier, 2003).

Similar to piloted aircraft, the demand for new and improved capabilities reached the UAV platforms, including the ability to perform Vertical Take-Off and Landing (VTOL), a characteristic historically attributed to pure rotary-wing aircraft. To increase the flexibility of the aerial systems, a compromise between VTOL and forward flight efficiency must be achieved, giving birth to the hybrid platforms. These platforms can have distinct configurations, such as Tiltrotor (Figure 1a), Tiltwing (Figure 1b), Tailsitter (Figure 1c) or Lift+Cruise (Figure 1d).

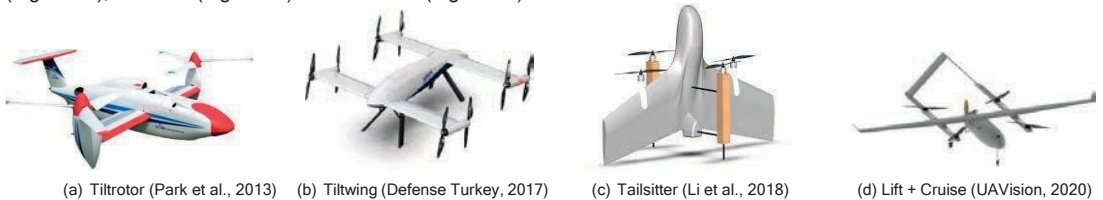


Figure 1: Market study of possible hybrid UAV configurations

The Portuguese Air Force (FAP) is an organization focused on its mission of cooperating towards the military defense of the Portuguese Republic and its airspace, including missions of public interest to satisfy the population's needs (Força Aérea, 2021). The strategic vision of FAP includes the development and operation of UAVs as a complement to accomplish its mission (Morgado, Santos, & Caetano, 2017), making these hybrid platforms target of interest to the organization, especially to the Air Force Academy Research Center (CIAFA).

With this innovation scope in mind and paired with the development of emerging energy sources on the aeronautical market, their implementation needs to be studied and analyzed. While UAVs with internal combustion engines are preferred for long-duration missions, fossil fuels pose a serious environmental problem. Battery-powered UAVs have several advantages, including lower noise and thermal signatures, and no pollutant emissions, however, their low energy density and long charging time prevent them from being used on large-scale projects (Airbus, 2020a). Another runner-up for replacing fossil fuel usage in UAVs is by using hydrogen as its fuel source. While hydrogen is traditionally obtained by using electricity from fossil fuels, "green hydrogen" production will tend to increase over the coming years, making hydrogen a fully zero-emission fuel source (Airbus, 2020b).

Fomented by this constant innovation pursued by FAP and the emerging use of hydrogen in the aeronautical field, a design proposal for a small Class-I UAV has been made, which led to the present project.

1.2 Initial Design Requirements

The design proposal presents some general characteristics required for the UAV, including the VTOL ability and having a fuel cell as its primary energy source. Some of the main performance and operational requirements are listed in Table 1.

Table 1: Design proposal presented by CIAFA

Requirement	Value	Description	Requirement	Value	Description
MTOM ¹	< 25 kg	-	Maximum Speed	70 kts	Level flight
Payload	2 kg	Includes a camera	Ceiling	15 000 ft	-
Endurance	> 2 h	Preferable over 3 hours	Takeoff & Landing	-	VTOL, fully autonomous
Cruise Speed	35-45 kts	-	Maximum Takeoff Altitude	10 000 ft	Above mean sea level
Stall Speed	< 25 kts	Without flaps	Engine Type	-	Electric

Starting the design process, the conceptual design phase began with contributions from all the project members on various areas to create an initial concept. The methodology taken at the conceptual stage, along with the UAV characteristics defined as the baseline for further studies are present through reference (Alves et al., 2021). With the conceptual stage concluded, Alves (2021) worked on optimizing the initial concept and Silva (2021), Sá (2021) and the author extended the initial design into its preliminary and detail design phase in the propulsion, structural and aerodynamic areas, respectively. Table 2 sums up some characteristics of the UAV after the initial design stage, relevant throughout this article.

Table 2: UAV characteristic after the conceptual phase

Parameter	Value	Parameter	Value	Parameter	Value
MTOM	21.61 kg	Wing Area	1.372 m ²	Cruise Speed	38 kts
Aspect Ratio	11.66	Wingspan	4 m	Stall Speed	28 kts

Following a brief literature review over several concepts relevant to the topic, some aerodynamic considerations taken at the conceptual phase are presented. After the wing and tail design, as well as an early estimate of the parasite drag of the UAV, Computational Fluid Dynamics (CFD) simulations on a high-fidelity software are run to corroborate the aerodynamic parameters estimated at the initial design stages.

2 Literature and Technology Review

2.1 Aerodynamic Considerations

Drag is the force caused by the disruption of the airflow by the airframe, opposite to the motion direction, commonly expressed by its dimensionless coefficient C_D . For subsonic flow conditions, the drag force can be assumed to have a

¹ Maximum Take-Off Mass

parabolic evolution, expressed in Eq. (1). In this equation, drag is divided into two components: the parasite drag - C_{D0} , which can be further detailed into form, skin friction, and interference drag; and the induced drag - C_{Di} , which occurs due to the downwash produced by the wingtip vortices. The lift induced component depends on the lift coefficient - C_L , and the induced drag factor - K , which considers the wing aspect ratio - AR , and Oswald efficiency factor - e . (Anderson, 2010).

The boundary layer is the thin region of flow in contact with a surface, where the flow suffers the influence of shear forces on the surface due to the no-slip condition between a solid surface and a fluid. The Reynolds number - Re , relates the impact of the viscous and inertial forces on the fluid and it is defined by Eq. (2), which considers the density of the air - ρ , the freestream velocity - U , a characteristic length - l (chord for wings) and the dynamic viscosity of the fluid - μ . Small UAVs have lower Reynolds numbers than commercial aircraft, typically less than 5×10^5 , operating in the Low Reynolds Number (LRN) regime (Mueller & DeLaurier, 2003).

$$C_D = C_{D0} + C_{Di} = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi AR e} \quad (1) \quad Re = \frac{\rho U l}{\mu} \quad (2)$$

Under LRN, the adverse pressure gradient downstream of the minimum pressure point causes the separation of laminar flow from the surface, forming a shear layer. If the adverse pressure gradient is not too large, the flow reattaches to the airfoil surface and develops a turbulent boundary layer. The region between the separation and the reattachment is defined as Laminar Separation Bubble (LSB) (Mueller & DeLaurier, 2003; Raymer, 1992).

2.2 Design Features

Having the conceptual design in mind, the author chose to narrow the airframe configurations study to the ones which can be applied into a traditional Lift+Cruise configuration. The wing geometry, being responsible for producing the required lift, should be carefully thought as it also produces induced drag, as seen in Eq. (1). Various modifications can be applied to the wing, some of them being related with the general planform such as rectangular, tapered, or elliptical wings, or with other geometric properties like sweep, twist or dihedral. Each characteristic has its own strengths and weaknesses and should be evaluated according to the requirements (Sadrey, 2013).

Possible tail configurations are divided into two groups: single-boom and twin-boom tails. From the market research conducted, twin-boom tails are more common pusher forward propulsion systems. For the tail geometry, an inverted V-tail prevents the wake of the propeller and the downwash from the wing to interfere with the tail. This tail configuration has the same control surfaces for pitch and yaw control, called "ruddervators" (Raymer, 1992).

2.3 Computational Fluid Dynamics

CFD has become an essential tool for design industries involving fluid modeling (Moukalled, Mangani, & Darwish, 2015). In the aeronautical design process, at the preliminary and detailed phases, CFD tools are employed to determine the entire flow field around the aircraft at any conditions specified by the user (Raymer, 1992). After the identification of the real-world problem to be simulated, the first step is to define the domain of interest and develop a Computer-Aided Design (CAD) model of it. In parallel with the domain modeling, the physical phenomenon is mathematically postulated, and some approximations must be made (Moukalled et al., 2015).

To develop a CFD simulation, Hirsch (2007) and Moukalled et al. (2015) present a systematic step-by-step process, illustrated in Figure 2. The governing equations in fluid dynamics are known as the Navier-Stokes equations, expressing the conservation of mass, momentum, and energy through a system of five fully coupled time-dependent partial differential and nonlinear equations. Due to its non-linearity, turbulence phenomena occur which require statistical averaging to be computed. The Reynolds Average Navier Stokes (RANS) model decomposes the flow variables into a time-mean value component and fluctuating one. This decomposition originates an additional unknown, the Reynolds stress tensor which requires turbulence models to be solved (Moukalled et al., 2015).

While various turbulence models are presented in the literature, each one with its own benefits, drawbacks and recommended applications, to simulate flows around slender bodies in the LRN regime, the Shear Stress Transport (SST) turbulence model (Menter, 1994), together with the $\gamma - Re_\theta$ transition model (Menter et al., 2006) is considered adequate for computing boundary layer flows, particularly when transition from laminar to turbulent flow is bound to occur.

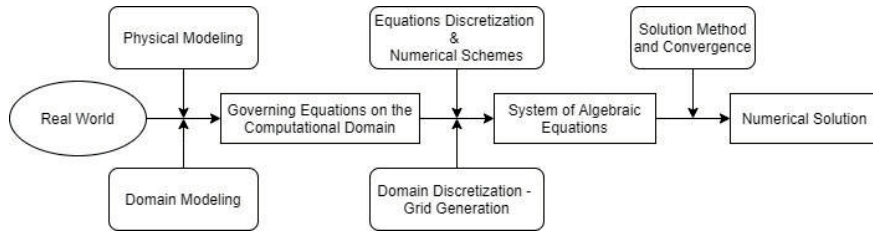


Figure 2: Structure of a CFD simulation system. Adapted from Hirsch (2007); Moukalled et al. (2015)

The computational domain discretization into grid cells to properly define the physical domain is denominated as meshing or grid generation. While structured grids are more efficient in terms of accuracy, they are harder to implement on complex geometries; unstructured grids are commonly used by automatic mesh generator software as they offer more flexibility. Moreover, unstructured grids allow the implementation of an inflation layer on regions adjacent to wall, which is a requirement to accurately predict the boundary layer phenomena (Moukalled et al., 2015).

To discretize the space derivatives, most software resort to Finite Volume Methods (FVM) which transforms the partial differential equations representing the governing laws of physics into discrete algebraic equations over finite volumes. For the numerical discretization, Fluent, the software chosen for the CFD simulations, resorts to second-order cell-centered method for the diffusion and, for the convective terms, spatial first-order or second-order upwind numerical schemes can be used at the user choice, as well as the temporal discretization scheme (Hirsch, 2007).

3 Conceptual Design - Performance Considerations

The conceptual design is the initial design phase and gives a general overview of the aircraft itself. Reference (Alves et al., 2021) provides the methodology followed by the design team during the conceptual base. The mission profile defined is illustrated in Figure 3 where the energy source for each flight phase is illustrated. From a performance and aerodynamics point of view, flight mechanics equations were used where the total aircraft parasitic drag coefficient and an induced drag factor are applied.

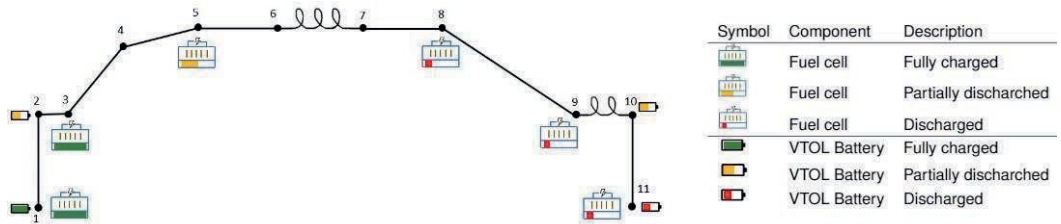


Figure 3: UAV mission profile. Adapted from (Alves et al., 2021)

Due to the presence of additional surfaces in contact with the airflow, such as non-retractable gear, optical camera and especially the VTOL propulsion system (four electric motors and rotors), the C_{D0} of the UAV will be higher than the typical values referred in the literature. Based on similar aircraft and experimental data regarding the VTOL system drag force production, $C_{D0} = 0.04$ is assumed at the initial stage (Wang & Chan, 2017). For the Oswald efficiency factor, the presence of booms affects the aerodynamic efficiency of the wing, which results in a lower value for this variable than the literature recommends, as a result, $e = 0.75$ is assumed (Niță & Scholz, 2012).

With these aerodynamic parameters defined, the conceptual design is reiterated, and the solution presented a power requirement for cruise close to the fuel cell maximum output. An analysis on the parameters which affected the required power resulted in a decrease in the cruise speed and an increase in the wing loading which was set by the stall speed constraint (Alves et al, 2021). After some optimization studies, a solution was found which set the stall speed at 28 kts and cruise at 38 kts (Alves, 2021), resulting in a fuel cell output requirement of 670 W, under the 800 W threshold.

4 Preliminary Design

4.1 Wing and Tail Design

The wing has different geometry parameters which influence its performance. With the double boom configuration chosen and bearing in mind the construction methods which are thought to be used, the wing can be divided into three panels: the middle one, which goes from one boom to the other having its midsection coincident with the aircraft symmetry plane, and the tip panels after the booms. For simplicity and structural rigidity, the mid panel has a constant chord and no sweep (straight-rectangular shape). To the tip panels, a taper ratio of 0.55 is applied to reduce the induced drag (Sadrey, 2013). Leading-edge sweep is set to 2° for aesthetic purposes, and neither dihedral nor twist are considered at this stage. For the geometry defined, the wing dimensions can be inferred, depicted in Figure 4. The mean aerodynamic chord c has 0.353 m, which, using Eq. (2) yields $Re = 3.7 \times 10^5$.



Figure 4: Wing Initial Geometry

To define the wing airfoil, XFOIL tool from XFLR5 v6.48 was used to analyze a wide range of airfoils from the University of Illinois Urbana-Champaign (UIUC) database. A 2D direct analysis was performed for $Re = 3.7 \times 10^5$, Mach number equal to 0.056, and e^N with $N_{crit} = 9$ as the transition criteria. All airfoils are normalized using 250 panels and the study was done with the angle of attack (AoA represented by α) varying between -15° and 25° . With the choice narrowed to around 20 airfoils showing promising results in the 2D simulations, 3D simulations on XFLR5 using the wing geometry previously defined are run. The airfoil SG6042 was chosen, which presents a $C_{L\ max} = 1.46$ at $\alpha_{stall} = 14^\circ$. For cruise conditions, the wing must be set at an incidence of around 4.5° , producing a $C_D = 0.0263$.

The sizing of an inverted V tail is done by considering an equivalent horizontal and vertical tail area. For this tail layout, the dihedral angle Γ - Eq. (3) - is the angle between the stabilizer and the horizontal plane. Additionally, the tail arm length l_{HT} (distance between the tail aerodynamic center and the wing aerodynamic center) is the same for both the equivalent vertical and horizontal tail. The initial sizing of the equivalent horizontal tail is based on the horizontal tail volume coefficient C_{HT} , which relates parameters of the horizontal tail with the wing (Sadrey, 2013).

Empirical values are usually used as an initial estimate of the tail volume coefficient. UAVs with a similar tail configuration, fuselage length, and the same order of magnitude for MTOM value serve as reference (Coelho, 2019). C_{HT} is set to 0.8 and l_{HT} to 1.5 m. Applying Eq. (4) gives an equivalent horizontal tail area of $0.258\ m^2$. With the total area of the V-tail being given by the sum of each equivalent tail areas (Pursee & Campbell, 1944), for $\Gamma = 45^\circ$ and for a tail AR of 5.66 when viewed from above, $c_T = 0.255\ m$. For the tail airfoil, XFLR5 is used again to verify which symmetric airfoil is the most suitable for the tail, with the NACA 0008 airfoil being selected.

$$\Gamma = \arctan \frac{VT}{H} \quad (3) \quad \Gamma = \arctan \frac{VT}{H} \quad (4)$$

4.2 Drag Build-Up

The total aircraft drag is the sum of each component contribution. Regarding the wing, both the induced and the parasite drag components can be calculated using semi-empirical formulations. The second term of Eq. (1) gives the induced drag. Because the wing geometry is already defined, Howe's approximation can be used, yielding $e = 0.7435$ (Nitä & Scholz, 2012), close to the initial estimate, making $C_{Di} = 0.0247$ for cruise. Modeling the wing and the tail on OpenVSP, yields $C_{D0\ wing} = 0.00785$ and $C_{D0\ tail} = 0.00265$. The results obtained in OpenVSP are very close to the ones obtained using XFLR5. The fuselage and the booms were also added to the model on OpenVSP, resulting in a $C_{D0\ booms} = 0.00181$ for both booms and $C_{D0\ fuselage} = 0.00336$.

The drag build-up must also account for other structures in contact with the airflow, such as the landing gear (struts and wheels) and the daylight camera. The contribution of these components is estimated at the early stages by using the characteristic drag coefficient based on the component's shape and form, and its frontal surface area (Hoerner, 1965). The landing gear has a tricycle gear configuration in which the main gear is located after the aircraft's Center of Gravity (CG), supporting most of the aircraft weight. The design and dimensions of the landing gear are based on similar UAVs at CIAFA, yielding $C_{D\text{ NoseGear}} = 0.00256$ for the nose gear and $C_{D\text{ MainGear}} = 0.00296$ for the main gear. The belly-pan camera is approximated as a sphere and based on the specifications of the TASE 150 model, $C_{D\text{ Camera}} = 0.00294$.

For the VTOL propulsion system, expressions from Hoerner (1965) for horizontal flight propeller at a feathering position are adapted and applied to the rotors. Adding the influence of the electric motor, these calculations yield a $C_{D\text{ VTOL}}$ between 0.00845 and 0.01690. depending on the stopping position of the rotors at cruise.

4.3 Preliminary Characteristics of the UAV

With the preliminary phase finished, the author's aerodynamics considerations are put together with the remaining areas covered by the project members and the UAV general characteristics are updated. With the CG location defined and an update to the total weight of the UAV, XFLR5 is used to confirm the aircraft is stable. Because of the increased MTOM, $C_{L\text{cruise}} = 0.827$ and the wing incidence must be increased to 4.9° .

From the drag build-up procedure, the UAV yields a parasitic drag coefficient between 0.03258 and 0.04103 depending on the stopping position of the rotors, which corroborates the good initial estimate of 0.04 given at the early stages of the design phase. For the induced drag component, $C_{Di} = 0.0249$ when considering the wing structure defined. With the aerodynamic parameters calculated, an update on the preliminary phase is conducted to obtain the UAV characteristics. The total flight time for the case with more drag production is 3h25. It is important to note that the power required during cruise is still below the 800 W fuel cell maximum output which does not compromise the entire project. With the update on the UAV characteristics done, the preliminary design phase of the project is finished. Figure 5 displays a CAD model done in OpenVSP with the UAV at this stage of the design process.



Figure 5: Preliminary CAD model of the UAV

5 CFD Validation

To validate the turbulence model to be used for the 3D wing and the aircraft, a 2D analysis was performed considering the airfoil chosen at the preliminary design phase - SG6042. Experimental data provided by UIUC (Selig, 1997) for the airfoil at $Re = 4 \times 10^5$ serves as the reference and the experimental conditions are replicated in XFOIL and Fluent to obtain data reliable for comparison. In XFOIL, a 2D direct analysis was conducted for the test Reynolds Number, Mach number equal to 0.057, with the airfoil tested for the same range of AoA as the experimental data. For Fluent, a set of best practices provided by references (Ansys Inc., 2013; Verissimo, 2016) are applied, regarding the domain sizing, grid generation definitions and solver properties. For the mesh, special care is taken into consideration in the region near the airfoil where the boundary layer is developed by introducing an inflation layer. The inflation layer depends on the required y^+ for the turbulence model to be valid, with the first layer thickness y_1 – Eq. (5), and total boundary layer thickness δ – Eq. (6) given by expressions retrieved from Schlichting (1979).

$$y_1 = \frac{+}{\sqrt{0.5}} \frac{g e}{\infty} \quad (5)$$

$$= 0.37 Re^{-0.2} \quad (6)$$

The following turbulence models were subjected for comparison: the one-equation Spalart-Allmaras, the $k-\epsilon$ Realizable, SST with a LRN correction, $k-kl-\omega$ transition and SST coupled with $\gamma-Re_{\theta}$ transition. Simulations at various AoA were performed for comparison at different attitudes, showing that both transition models feature much closer results to the experimental ones for the simulated AoA than the one and two-equation models. Both transition models managed to capture the LSB which occurs on the upper surface of the airfoil for positive AoA, inducing the transition to turbulent flow. The SST transition model provided the most accurate results and a faster solution convergence than the $k-kl-\omega$, therefore confirming that the SST transition mode is the most suitable for airfoil flow analysis under the LRN regime.

With the physical model set, Figure 6 plots the lift and drag polars for the available data from UIUC, XFOIL and Fluent simulations. XFOIL exhibits errors below 7% for the lift coefficient when compared to the experimental data, while the drag coefficient is always under-predicted by around 10%, reaching 15% for high AoA. These results validate the use of XFOIL as a quick and reliable software to compute the lift coefficient of an airfoil at LRN, and an order of magnitude for the drag coefficient at the early stages of the design phase.

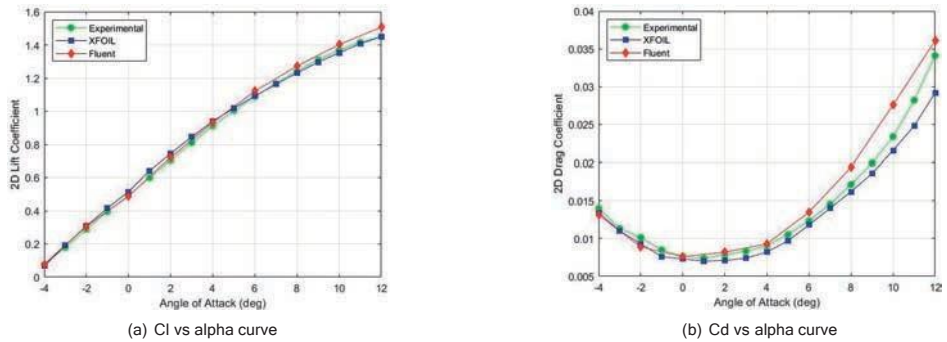


Figure 6: Aerodynamic polars for the SG6042 airfoil

The lift coefficient data from Fluent simulations using the Transition SST model is concordant with the experimental values, having discrepancies under 4% for the AoA simulated. For the drag coefficient, Fluent presents higher values than the experimental ones, with a tendency of increasing this discrepancy the higher the AoA is, up to 15%. This behavior is not concerning from a design standpoint, and the values can be seen as being more conservative.

The intermittency factor included in the Transition SST model is used to turn on the production term of the turbulent kinetic energy downstream of the transition point. The model sets the intermittency to one on the freestream and to zero on the fluid region in contact with the airfoil (Menter et al., 2006). On the outer boundary layer, a small increase in the intermittency indicates the beginning of the LSB, while a unit value for the intermittency downstream, confirms that transition has occurred, and the boundary layer is fully turbulent. Figure 7a reveals the presence of a LSB for a negative AoA, near the leading edge in the lower surface and close to the trailing edge in the upper surface.

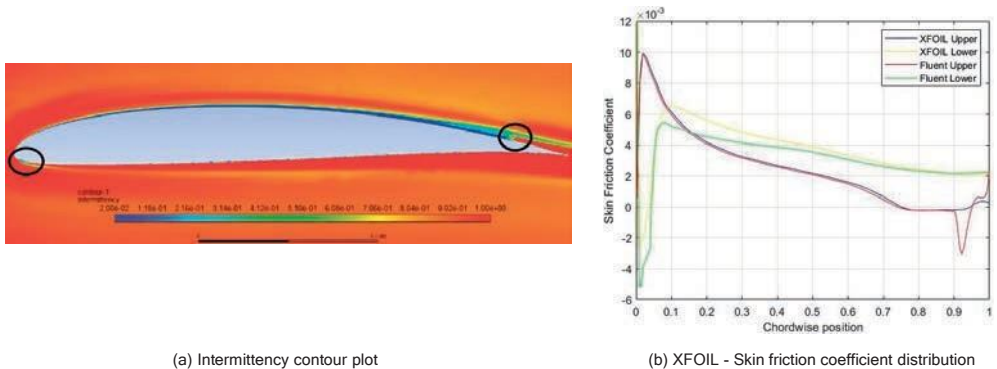


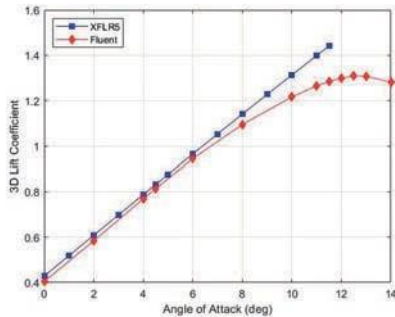
Figure 7: LSB location prediction at an AoA of -4°

XFOIL is adapted to be used in the LRN regime where the LSB phenomenon is common. Without data regarding the fluid surrounding the airfoil, the LSB location can be inferred through the wall shear stress distribution along the airfoil surface (McArthur, 2007). Figure 7b plots the skin friction coefficient along the airfoil and confirms that XFOIL predicts the presence of the LSB in the same region as Fluent, both for the upper and lower surfaces, at an AoA of -4° .

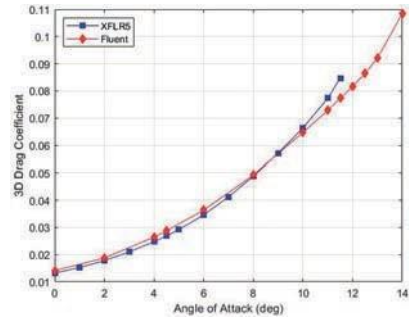
6 Detailed Design - Aerodynamic Performance

6.1 3D Wing Analysis

A 3D model of the wing was created, in order to compare the results with the ones from XFLR5. The best practices validated in the previous study are replicated on this model, and, after a grid convergence study, the mesh used for the wing is composed of 5.13 M tetrahedral cells. With the mesh defined, a comparison of the lift and drag polars is done between XFLR5 and Fluent, illustrated in Figure 8. For low AoA, Fluent and XFLR5 provide similar outcomes, which justifies using the latter in the initial design stages. XFLR5 presents slightly higher lift and lower drag values, with the differences becoming more pronounced for higher AoA. After 6° , Fluent expresses a noticeable decrease in the lift coefficient, having a maximum value of 1.31 at 12.5° , later than the 11.5° depicted by XFLR5. For the drag curve, XFLR5 having higher values than Fluent for the same angle of attack can be misleading: if the comparison is made between both stall conditions, Fluent has a higher drag coefficient than XFLR5.



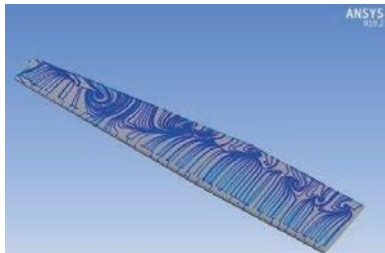
(a) C_L vs AoA evolution



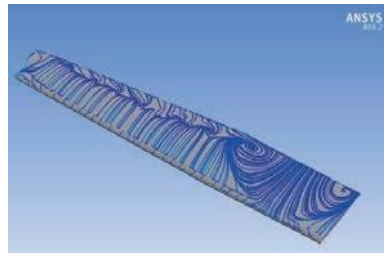
(b) C_D vs AoA evolution

Figure 8: 3D Wing lift and drag coefficients

For post stall attitudes, it was verified that the wing outer panel was the first region to enter in stall, (Figure 9a), a phenomenon not desired as this is where the ailerons are located, which lose their effectiveness in stall conditions. To counteract this effect, twist is applied to the tapered panel, with the center of twist assumed to be around 30% of the chord as this is where the spar of this panel is located (Sá, 2021). The twist applied makes that the wing tip incidence is 3.5° lower than the incidence angle of the inner wing panel. This value is inside the range given by Sadrey (2013) and fruit of a preliminary parametric study done on XFLR5.



(a) Original wing at an AoA of 15°



(b) Wing with twist at an AoA of 15°

Figure 9: Streamlines over the upper surface of the wing at the beginning of the stall region

CFD simulation of this modified wing showed little to no difference in the aerodynamic polar. Nevertheless, the AoA has to be between 0.75° and 1° higher on the twisted wing to match the C_L produced by the baseline model. Due to this, the angle of attack at which the twisted wing stalls is 13.5° but its $C_{L\max}$ is the same as the original wing. The major difference is in the wing portion which begins to enter in stall first: the proposed modification managed to move it from the tips to the root - Figure 9b, enabling the ailerons to keep its effectiveness at post-stall attitudes.

6.2 VTOL System Wind Tunnel Testing

Due to the complexity of the rotor's geometry, calculating the parasitic drag produced by these components using semi-empirical expressions during cruise poses some challenges. A viable alternative is to perform wind tunnel tests to determine the impact of this sub-system on the total aircraft drag. To proceed with the experiment, a physical assembly was created with the VTOL system mounted on a boom, as illustrated in Figure 10.

The test conditions should be as similar as possible to the operation ones, as such, cruise velocity is replicated in the wind tunnel. The atmospheric conditions (static pressure, relative humidity, and temperature) are given by a precise in-room climate measurement device, while a pitot tube located near the testing area outputs the dynamic pressure. Applying the perfect gas law, dynamic pressure equation and Sutherland's law yield the air density, freestream velocity, and dynamic viscosity, respectively. Table 3 sums up the conditions for the tests conducted.



Figure 10: Boom with VTOL system to be tested in the wind tunnel

Table 3: Wind tunnel testing conditions

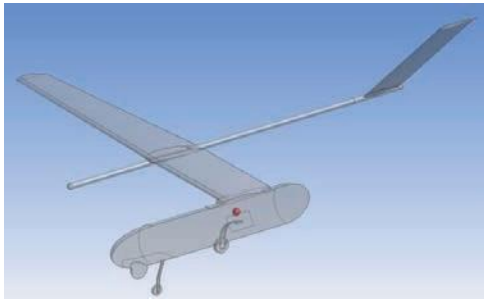
Data		
Temperature	23.9	$^\circ\text{C}$
Static Pressure	1006.7	kPa
Dynamic Pressure	229	Pa
Calculations		
Density	1.181	kg/m^3
Velocity	19.69	m/s
Dynamic Viscosity	1.832×10^{-5}	$\text{Pa}\cdot\text{s}$

Wind tunnel tests were executed for a combination of possible stopping positions for the rotor. The results confirm that, for the spectrum of positions tested, the combination which provides the least drag is when the rotors are aligned with the booms while the worst case corresponds to when the rotor spanwise direction is perpendicular to the freestream, having a drag force over 230% when compared to the previous case.

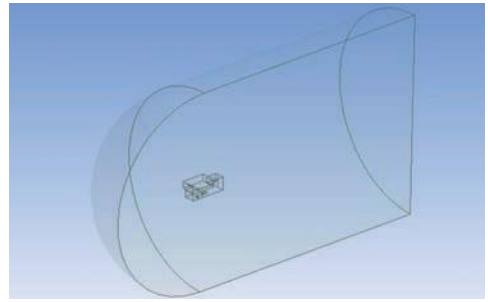
Considering the wind tunnel conditions, the drag coefficient of the full VTOL system (4 motors and 4 rotors) varies between 0.00891 and 0.02040. When comparing these results with the ones computed in the preliminary design phase, the lower bound is slightly lower by less than 5% while the upper bound is significantly higher by 20%. These variations come as no surprise since empirical estimations for propellers were applied and the T-Motor 22x7.4 rotors were specially designed for vertical flight operations, which makes their geometry different from a standard propeller. Furthermore, the data gathered evidenced a small lift production, more pronounced for the perpendicular position, which, consequently, causes induced drag, not predicted by the drag formulation considered in the preliminary phase.

6.3 Full Plane Analysis

To define the aerodynamic properties of the UAV, a CAD model of the full aircraft (without the VTOL system) was created to serve as the basis for Fluent simulations. Due to the complexity of some components and the connections between them, some simplifications had to be made such as smoother transitions between components. Figure 11a displays the CAD model created, with Figure 11b addressing the domain considered for the discretization.



(a) CAD model of half of the UAV



(b) Domain and refinement region near the UAV

Figure 11: CAD model of the UAV and the domain considered for Fluent

For the mesh generation process, the previous guidelines were also followed and for the definition of the inflation layer, the characteristic length of each component was taken into consideration to guarantee $y^+ < 1$ for all the surfaces. With a baseline mesh defined, a grid independence study was performed. A coarser grid was created, as well as four finer grids. Figure 12 shows the lift and drag coefficient obtained for each mesh. The computational time required to obtain a solution was also a decisive factor for the mesh choice: Table 4 indicates the required time to obtain a converged solution. Due to computer processing limitations, no finer meshes were possible to be generated and solved in a timely manner. A compromise between accuracy and computational effort was made, with the author choosing the fourth mesh to be used, having a total of 15.02 M cells, requiring around one day to be solved. In terms of accuracy, in comparison with the finer mesh, it has a lower C_L value with a difference of under 0.25% and a higher C_D with a discrepancy of under 2%.

Table 4: Properties of the UAV meshes

Nr. Of Cells	Solver time (h)
5.23 M	5.5
7.05 M	7.5
10.28 M	12.5
15.02 M	23
16.84 M	30.5
22.63 M	72

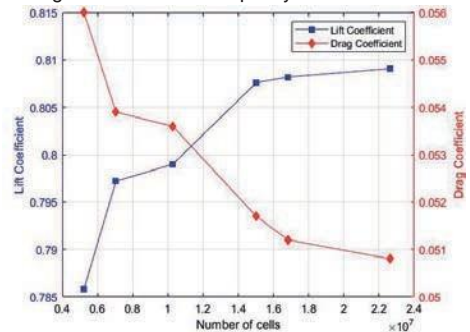


Figure 12: UAV Mesh convergence study

To the selected mesh, the wing incidence was set to 5.75° , providing $C_L = 0.8214$ while having a $C_D = 0.05441$. To these results, the contribution of the VTOL system from the wing tunnel tests is added, yielding a total drag coefficient between 0.06332 and 0.07481, 7% and 11% higher than the one obtained at the preliminary stage. Although the expressions used in the drag build-up phase were carefully chosen according to the shape of the components analyzed, most of the coefficients mentioned in the literature were obtained from experimental data of components used in general aviation, those being larger scale components subjected to higher flow speeds (Hoerner, 1965). When adding the VTOL system, the drag predictions follow the same tendency as the data obtained from the wind tunnel testing, as expected.

6.2 VTOL System Integration

The CAD model of the rotor created by Silva (2021) was included in the previous UAV model and Fluent simulations were performed for the entire aircraft. Regarding the mesh, a fine refinement was made on the rotor blades to capture its high curvature and an inflation layer was considered in which the characteristic length of the rotor changes according to the rotor position relative to the freestream. With the integration of the VTOL system into the CAD model, the converged mesh

reached around 19.4M cells, taking about 48 hours to solve. The results of the simulation are displayed in Table 5 with the CFD UAV model having a wing incidence of 5.75° and 0° AoA.

Table 5: Lift and drag coefficients regarding the full aircraft simulated in Fluent

	CFD results		Preliminary results	C_D Difference (%)
	C_L	C_D	C_D	
UAV - VTOL Parallel	0.8112	0.06241	0.05944	-4.76%
UAV - VTOL Perpendicular	0.8169	0.07390	0.06553	-11.32%

Although the results from the CFD simulation fail to achieve the required lift for cruise, an AoA of 0.15° manages to produce $C_{L_{cr}} = 0.8269$, while having a drag coefficient 1% to 1.5% higher than the values from Table 4. Once again, the CFD model exhibits a higher C_D than what the preliminary studies indicated. These results were expected since the full UAV model simulated in Fluent is able to account for the interference drag, which occurs due to the physical connections between structures and flow interference. Additionally, the drag difference is larger when the rotors are perpendicular, confirming once again the lack of reliability in the semi-empirical expressions used for the rotors in the preliminary phase.

A comparison between these results and the ones obtained using the UAV in Fluent (without VTOL system) plus wind tunnel data brings some interesting conclusions. The latter has a lower C_L which can be explained by the fact that a portion of the wing is under the influence of the wake of the front rotors (Figure 13a), disturbing the airflow reaching the leading edge of the wing and reducing the local lift production in that region.

Non-slender components have a big impact on the total drag, as seen in Figure 13b. The wakes of the optical camera and the front landing gear strut significantly contribute to the form drag component. Moreover, in the same figure, it is visible that, on the rear of the fuselage, some detachment is occurring; in reality, this phenomenon would not occur as the propeller would provide an active suction of the flow and prevent the boundary layer from detaching.

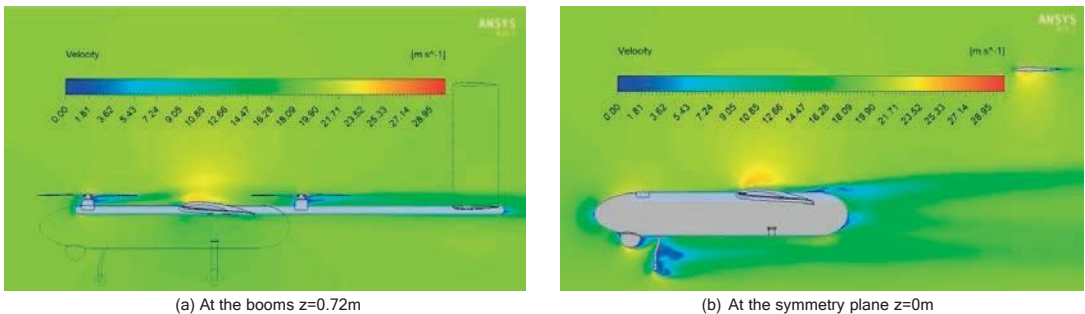


Figure 13: Velocity contour plots of the full UAV model at different section planes

To study the behavior of the aircraft at different attitudes, simulations using the full UAV CAD model were performed for different AoA to obtain the drag polar. In this study, only the case in which the rotors are parallel to the booms is considered. The evolution of UAV lift and pitch moment coefficient with angle of attack is depicted in Figure 14a. The lift curve slope exhibits the typical linear behavior up to an AoA of 4° and reaches a maximum value of 1.31 at 7° , after which, stall is bound to occur. This $C_{L_{max}}$ is smaller than the 1.35 value predicted in the conceptual phase, which affects the wing loading constraint at stall. To keep the same wing loading as initial thought and for this updated value for $C_{L_{max}}$, stall speed needs to increase from 28 kts to 28.4 kts. This poses no significant changes since this increment in the stall speed is small and there is still enough margin for the flight speeds defined in the mission profile. The moment coefficient around the CG, confirms that the UAV is naturally stable by having a negative value for C_{Ma} . The angle of attack at which the moment coefficient is null is slightly higher than the one required for cruise, nevertheless, a null moment coefficient at cruise can be achieved with a slight deflection of both ruddervators.

The data retrieved to construct the drag polar, represented in Figure 14b, is the same as the one in the previous figure, in which each scatter mark stands for a different AoA, ranging from -6° to 7.5° . The drag polar has the typical parabola

shape up to C_L values of 1.2, with the drag significantly increasing after this point. The maximum lift coefficient corresponds to the beginning of the stall region, after which the lift coefficient decreases and drag increases.

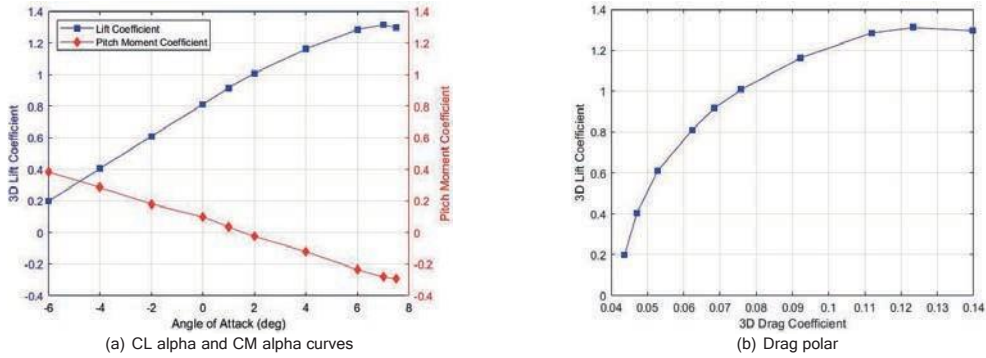


Figure 14: Aerodynamic graphs for the UAV with rotors parallel to booms

Table 6 sums up the conclusions taken from the aerodynamic analysis of the UAV designed with this data being extracted from the graphs in Figure 14, which is related to the best case (rotors parallel to freestream). Regarding the perpendicular case for the VTOL set, $C_{D \text{ cruise}} = 0.07445$.

Table 7 uses the results from the final CFD simulations to update the flight performance data calculated at the end of the preliminary phase. For the thrust, power, and endurance, both the lower and upper bounds are shown to exhibit the impact of the stopping position of the rotors.

Table 6 - Aerodynamic properties of the UAV.

CLmax	1.31
AoA for CLmax	7°
Cruise lift coefficient	0.8269
Cruise AoA	0.15°
Cruise drag coefficient	0.06321
Maximum L/D	3.39
AoA of maximum L/D	1
Maximum $L^{3/2}/D$	13.58
AoA of maximum $L^{3/2}/D$	4

Table 7 - Performance update of the UAV.

Stall speed	28.4 kts
Thrust required for cruise	16.32 - 19.22 N
Fuel cell output required for cruise ²	654.0 - 756.0 W
Thrust required for climb	39.21 - 41.94 N
Power output required for climb ^{2,3}	1387 - 1471 W
Total flight time	3h05 - 3h25

7 Conclusions & Recommendations

After a small discussion on some concerns raised during the conceptual design phase in the aerodynamic and performance domains, the preliminary design of the wing and tail was conducted, with the help of XFLR5 to obtain the aerodynamic properties of these lifting surfaces. The preliminary design also encompassed the drag build-up process in which semi-empirical expressions were applied each component in contact with the airflow. The preliminary design culminated in a longitudinal static stability analysis, ending with a summary of all the UAV characteristics obtained at the end of this design step, confirming the estimates given at the conceptual stage and validating the project execution.

2D CFD simulations of the wing's airfoil validated the use of the SST $k-\omega$ turbulence model, in conjunction with the $\gamma - Re_\theta$ transition model, as the results obtained were similar with experimental data from UIUC. This models accurately

² This value includes motor required power for flight, motor and ESC efficiencies and avionics and camera power consumption

³ 800 W come from the fuel cell and the remaining from batteries attached to the fuel cell

predicted the location of the laminar separation bubble, transition, and separation at high angles of attack

When conducting CFD simulations of the 3D wing model, the results were similar to XFLR5 for AoA lower than 6° with a reduction in lift and an increase in drag for attitudes above these angles. These simulations allowed the author to understand the post-stall behavior of the wing, which fomented the application of twist to the wing. This modification managed to change the stall behavior of the wing by making the root stall before the tips, as pretended.

Regarding the VTOL system, the preliminary drag estimates of these components presented discrepancies of up to 20% when compared to the wind tunnel data gathered. These differences might be related to the rotor's geometry being different from typical propellers and the properties at 70% radius, used in the semi-empirical expression, not accurately reflecting the geometry of the rotor. For the UAV without this system modeled, CFD simulations resulted in a drag coefficient 10% higher in contrast with the drag build-up, as CFD tools are able to account for the interference drag.

When considering the entire airplane modeled and simulated in Fluent, the results are similar to the previous case, which also confirms the impact of the rotor's stopping position: when the UAV has all rotors perpendicular to the freestream, it produces 15% more drag than when all rotors are parallel to the freestream, translated into a reduction of the total flight time from 3h25 to 3h05, which manifests the importance of thinking in a stopping mechanism to block the rotor in a position where it is aligned with the boom. This mechanism impact on the drag and weight must be assessed.

The author recommends conducting an optimization study regarding wingtip devices, as these reduce the induced drag component while increasing the skin-friction drag and the weight of the wing. The preliminary longitudinal static stability analysis should be extended to incorporate static lateral stability with the definition of the aileron characteristics, together with the dynamic stability for both motions.

Regarding the state of the project, a coupling between the aerodynamics studies and the remaining areas of the project (Silva, 2021; Sá, 2021) should be conceived to end up with a UAV design ready for a prototype to be manufactured and tested.

References

- Airbus. (2020a). How hydrogen could be a game-changer for future aircraft. Retrieved April 28, 2021, from <https://www.airbus.com/newsroom/stories/ls-this-the-next-clean-energy-to-power-aviation.html>
- Airbus. (2020b). Hydrogen in aviation: how close is it? Retrieved April 28, 2021, from <https://www.airbus.com/newsroom/stories/hydrogen-aviation-understanding-challenges-to-widespread-adoption.html>
- Alves, B. (2021). Multidisciplinary optimisation of an unmanned aerial vehicle with a fuel cell powered energy system (Unpublished master's thesis). Academia da Força Aérea.
- Alves, B., Coelho, V., Silva, P., Marta, A., Afonso, F., Sá, P., ... Caetano, J. (2021, July). Design of a hydrogen powered small electric fixed-wing uav with vtol capability. In A. C. Marta & A. Suleman (Eds.), International conference on multidisciplinary design optimization of aerospace systems (p. 290-304). Lisbon, Portugal: Aerobest 2021
- Anderson, J. D. (2010). Fundamentals of aerodynamics. McGraw-Hill. Anderson, J. D. (2012). Introduction to flight. McGraw-Hill.
- Ansys Inc. (2013, 11). Ansys fluent user's guide, release 15.0 [Computer software manual].
- Coelho, D. (2019). Conceptualization and application of unmanned aerial vehicles design methodology (Master's thesis, Instituto Superior Técnico). Retrieved from <https://fenix.tecnico.ulisboa.pt/downloadFile/1407770020546924/> IST MSc Thesis 78423.pdf
- Defense Turkey. (2017). Bna tiltrotor uav is flight ready. Retrieved September 12, 2021, from <https://www.defenceturkey.com/en/content/bna-tiltrotor-uav-is-flight-ready-4146>
- Força Aérea. (2021). Força Aérea - Missão. Retrieved March 26, 2021, from <https://www.emfa.pt/p-709-mission>
- Hirsch, C. (2007). Numerical computation of internal and external flows: Fundamentals of computational fluid dynamics (2nd ed.). Elsevier.
- Hoerner, S. F. (1965). Fluid-dynamic drag. Hoerner fluid dynamics.
- Li, B., Zhou, W., Sun, J., Wen, C.-Y., & Chen, C.-K. (2018). Development of model predictive controller for a tail-sitter vtol uav in hover flight. Sensors, 18(9), 2859.
- McArthur, J. (2007). Aerodynamics of wings at low reynolds numbers (Doctoral dissertation, University of Southern

California). Retrieved from <https://www.kimerius.com/app/download/5784130381/Aerodynamics+of+wings+at+low+Reynolds+numbers.pdf>

Menter, F. (1994). Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. *AIAA Journal*, 32, 1598- 1605. doi: 10.2514/3.12149

Menter, F., Langtry, R., Likki, S., Suzen, Y., Huang, P., & Voelker, S. (2006, 07). A correlation-based transition model using local variables—part i: Model formulation. *ASME J. Turbomach*, 128. doi: 10.1115/1.2184352

Morgado, J., Santos, A., & Caetano, J. (2017). Portuguese air force research, development and innovation centre (CIDIFA): R&D in the area of autonomous unmanned aerial systems. Instituto da Defesa Nacional.

Moukalled, F., Mangani, L., & Darwish, M. (2015). *The finite volume method in computational fluid dynamics: An advanced introduction with openfoam and matlab* (1st ed.). Springer Publishing Company, Incorporated.

Mueller, T. J., & DeLaurier, J. D. (2003). Aerodynamics of small vehicles. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 35(1), 89-111. doi: 10.1146/annurev.fluid.35.101101.161102

Nitã, M., & Scholz, D. (2012). Estimating the Oswald Factor from Basic Aircraft Geometrical Parameters. In *German aerospace congress* 2012.

Park, S., Bae, J., Kim, Y., & Kim, S. (2013). Fault tolerant flight control system for the tilt-rotor uav. *Journal of the Franklin Institute*, 350(9), 2535-2559.

Pursee, P. E., & Campbell, J. P. (1944). Experimental verification of a simplified vee tail theory and analysis of available data on complete models with vee tails (Tech. Rep. No. 823). UNT Libraries Government Documents Department: NACA.

Raymer, D. P. (1992). *Aircraft design: A conceptual approach*. AIAA, Inc.

Sadrey, M. H. (2013). *Aircraft design - a systems engineering approach* (1st ed.). John Wiley & Sons, Ltd.

Schlichting, H. (1979). *Boundary-layer theory* (7th ed ed.). McGraw-Hill.

Selig, M. (1997). *Summary of low-speed airfoil data vol. 3*. SoarTech Publications.

Silva, P. (2021). Projeto detalhado do sistema propulsivo para um veículo aéreo não tripulado com uma célula de combustível de hidrogénio (Unpublished master's thesis). Academia da Força Aérea.

Sá, P. (2021). Projeto detalhado estrutural de veículo aéreo não tripulado com uma célula de combustível de hidrogénio (Unpublished master's thesis). Academia da Força Aérea.

UAVision. (2020). OGS42VN aircraft flight manual. (Unpublished confidential document)

Veríssimo, R. (2016). Best practice guidelines in cfd external aerodynamics: Applied to unmanned aerial vehicles at cruise conditions (Unpublished master's thesis). Academia da Força Aérea

Wang, A., & Chan, T. (2017, 11). Estimation of drag for a quadplane hybrid unmanned aerial vehicle. In *2017 aiaa student conference region vii-au*

MULTIDISCIPLINARY OPTIMISATION OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE WITH A FUEL CELL POWERED ENERGY SYSTEM



Autor: **Bernardo Miguel Teixeira Alves**

Alferes Aluno no Mestrado Integrado na Especialidade de Engenharia Aeronáutica
Academia da Força Aérea, Sintra

Orientador: **Professor André Calado Marta**
Instituto Superior Técnico, Lisboa

Orientador: **Maj/EngAer Luís Filipe da Silva Félix**
Força Aérea Portuguesa, Academia da Força Aérea, Sintra

Abstract

To explore the use of hydrogen fuel cells as a feasible alternative to pollutant fuels on Unmanned Aerial Vehicles (UAVs), a class I concept was designed at the Portuguese Air Force Research Centre. This work focuses on the trade-off studies performed during its design and on the optimisation that followed. First, a multi-objective optimisation approach was used with the aid of the Algorithm NSGA-II to balance between two conflicting objectives: low weight and high endurance. It was found that it is possible to fly for more than 3 hours with a Maximum Take-off Weight of 21.6 kg, an 800 W fuel cell and 148 g of hydrogen. A heavier configuration with more power and fuel was discarded due to a wingspan constraint. Later, after the concept satisfied the project requirements, Multi-Disciplinary Design Optimisation (MDO) was performed to achieve the maximum endurance possible. The software used was OpenAeroStruct, low fidelity Finite Element Analysis (FEA) and Vortex Lattice Method (VLM) to model lifting surfaces. Initially, a cruise and a load flight point were used with wing geometric twist only as design variable. After, more complexity was added by introducing taper, wing chord and span. Finally, a third flight point was introduced to ensure the stall requirements were satisfied. The use of MDO allowed a 21% increase in endurance with a smaller wing area. Other improvements could not be achieved without violation of the constraints. This work marks an important milestone in the development of a future prototype at the Research Centre.

Keywords: MDO, UAV, Green Aircraft, Multi-objective optimisation, eVTOL, Conceptual Design

1 Introduction

The use of hydrogen as an alternative to fossil fuels is of interest to the defence sector. It is considered key for reaching the European Union goal of carbon neutrality and sustainability (Edwards, Kuznetsov, David, & Brandon, 2008; European Union, 2020). It then becomes useful to explore ways of using H₂ in the different sectors of society. One possible use of this molecule would be to power Unmanned Aerial Vehicles (UAVs).

Since 2009, with the PITVANT project (Morgado & Sousa, 2009), the Portuguese Air Force has developed and tested UAS and thus acquired valuable know-how and experience in both the design and later in the operation of class I vehicles. With the intent of exploring the application of fuel cells on UAVs and acquire knowledge in the field of renewable energies, a project to design, build and later test an UAS prototype begun at the Portuguese Air Force Research Centre (CIAFA).

Table 1: Design proposal presented by CIAFA

Requirement	Value	Description
MTOM	< 25 kg	-
Payload	2 kg	Includes a daylight camera
Endurance	> 2 h	Preferable over 3 hours
Cruise Speed	35-45 kts	-
Stall Speed	< 25 kts	Without Flaps
Maximum Speed	70 kts	-
Ceiling	15 000 ft	Mean Sea Level
Takeoff & Landing	-	VTOL, fully autonomous
Maximum Takeoff Altitude	10 000 ft	Above Mean Sea Level
Engine Type	-	Electric

A representative flowchart is provided in Figure 1. It started with a given set of requirements, which can be found in Table 1. Afterwards, an Analytic Hierarchy process was performed to select the most suitable configuration with respect to a set of defined criteria. Then, the conceptual design of the UAV was carried with help of a numerical program. At this stage, two distinct works began: the preliminary design of the UAV (Coelho, 2021; P. Silva, 2021; Sá, 2021) and multi-disciplinary optimisation of the proposed concept.

This work focuses on the trade-off studies that were done in the conceptual phase, to help decide which fuel cell and hydrogen tank would be best suited for the defined mission profile; and on the multi-disciplinary optimisation of the baseline

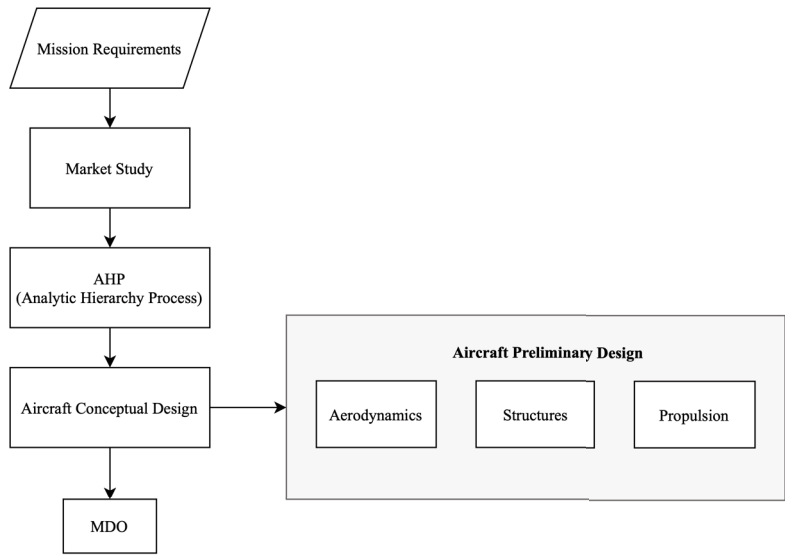


Figure 1: Project flowchart

model that followed. Trade-off studies allowed to assess the impact of Maximum Take-Off Weight (MTOW) on endurance. To achieve a desired compromise between the two, some adjustments to the project requirements were made. The use of MDO allowed a quick and effective search of the design space to improve upon the proposed model.

2 Methods

2.1 Multi-Objective Optimisation

To perform the trade-off studies during the design of the UAV a numerical program developed by the author together with P.Silva, Sá, and Coelho was used (Alves et al., 2021). It uses a methodology based on Gundlach (2014) to estimate both endurance and MTOW for a given mission profile, which must be defined by the user. Other outputs of the program are the size of the motors, rotors, wing and batteries. Due to the iterative nature of the solver implemented, a stopping criteria was defined: an absolute tolerance of 1 gram, and, as fallback, a maximum of 50 iterations were allowed.

This tool was coupled with the Elitist Non-dominated Sorting Genetic Algorithm II (NSGA-II) (Deb, Pratap, Agarwal, & Meyarivan, 2002), available in the Pymoo framework (Blank & Deb, 2020), to solve multi-objective optimisation problems with respect to both endurance and MTOW. The NSGA-II is a real-coded genetic algorithm that uses the non-dominated sorting and crowded-distance comparison operators to form the Pareto-front with the best solutions possible. These operators are applied to the parent and offspring populations, thus elitism is enforced. The search for improvement from one generation to the next is achieved with traditional GA operators like selection, crossover and mutation (Goldberg, 1989).

2.2 A Multi-Disciplinary Approach to Aircraft Design

OpenAeroStruct (Jasa, Hwang, & Martins, 2018) was used to perform the multi-disciplinary design optimisation of the baseline wing. OpenAeroStruct is a low fidelity tool, which uses the Vortex-Lattice Method (VLM) to determine the aerodynamic forces acting on the lifting surfaces; and Finite-Element Analysis (FEA) to calculate stresses and displacements. It

was developed on top of NASA's OpenMDAO framework (Gray, Hwang, Martins, Moore, & Naylor, 2019), whose responsibility is to converge the aerostructural model and calculate its total derivatives to allow the correct functionality of the gradient-based optimisers.

OpenMDAO provides a modular environment to facilitate the integration of the different disciplines, each is defined as an implicit function which is later used in the unified derivatives equation to determine the derivatives of the coupled model, this approach is the Modular-Analysis and Unified Derivatives (MAUD) (Hwang & Martins, 2018). With this framework, the main responsibility of the end-user is to define each individual component and provide the partial derivatives of the outputs with respect to the inputs. This framework also provides features that simplify the connection of the coupling variables between different components. In practise, this allows the end-user to easily define his/her own models, make the necessary connections to analyse it and perform optimisation with the aid of gradient-based optimisers.

OpenAeroStruct uses the Vortex-Lattice-Method to evaluate the aerodynamic loads that act on the lifting surface, as illustrated in Figure 2. VLM models each lifting surface as thin plate subjected to a horseshoe vortex system. Each vortex filament induces a velocity at an arbitrary point P, as given by the Bio-Savart Law,

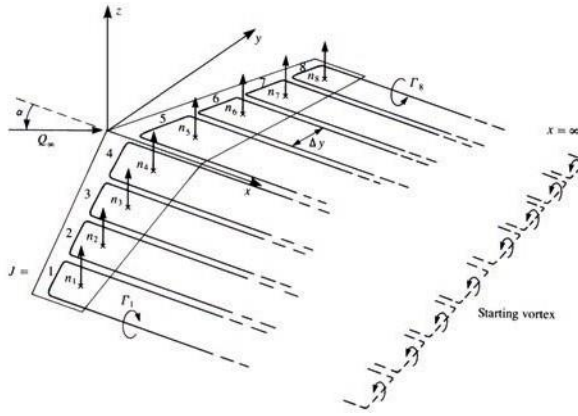


Figure 2: Illustrative VLM model with multiple horseshoe vortices along the span, retrieved from Katz and Plotkin (2001)

$$d\mathbf{V} = \frac{\Gamma}{4\pi} \cdot \frac{d\mathbf{l} \times \mathbf{r}}{|\mathbf{r}|^3}, \quad (1)$$

where Γ represents the circulation strength, $\mathbf{r}$ the distance between the vortex and P where the flow field is being assessed, and $d\mathbf{l}$ is the length of the vortex filament. Integration over a semi-infinite straight vortex yields

$$\mathbf{V} = \frac{\Gamma}{4\pi h}, \quad (2)$$

with h being the distance between P and the start point of the vortex filament. After establishing the relation between the strength of the vortex and the induced speed, the flow tangency condition is enforced at all the control points of each horseshoe vortex. This results in a system of linear equations of the form

$$\mathbf{A}\mathbf{\Gamma} = -\mathbf{V}_\infty \cdot \mathbf{n}, \quad (3)$$

where $\mathbf{A}$ is the aerodynamic influence coefficient matrix and $\mathbf{V}_\infty$ represents the non-disturbed flow field. By solving this system, $\mathbf{\Gamma}$ is found. Then, the aerodynamic forces acting on each panel can be calculated using

$$\mathbf{F}_i = \rho \Gamma_i (\mathbf{V}_\infty + \mathbf{v}_i) \times \mathbf{l}_i. \quad (4)$$

Decomposing them in the direction of free-stream and its perpendicular, drag and lift are estimated.

The structural model consists of a spatial beam-bar element with six degrees of freedom per node. The stiffness matrix for a single element is

$$[k]_e = \begin{bmatrix} k_1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -k_1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 12k_2^z & 0 & 0 & 0 & 6k_2^z l & 0 & -12k_2^z & 0 & 0 & 0 & 6k_2^z l \\ 0 & 0 & 12k_2^y & 0 & -6k_2^y l & 0 & 0 & 0 & -12k_2^y & 0 & -6k_2^y l & 0 \\ 0 & 0 & 0 & k_3 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -k_3 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -6k_2^y l & 0 & 4k_2^y l^2 & 0 & 0 & 0 & 6k_2^y l & 0 & 2k_2^y l^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & z^2 \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$[k]_e = \begin{bmatrix} k_1 & 6k_2^z l & 0 & 0 & 0 & 4k_2^z l^2 & 0 & -6k_2^z l & 0 & 0 & 0 & 2k_2^z l^2 \\ 0 & 12k_2^z & -12k_2^y & 0 & 6k_2^z l & -6k_2^z l & 0 & 12k_2^z & 12k_2^y & 0 & 6k_2^z l & -6k_2^z l \\ 0 & 0 & 12k_2^y & -k_3 & 2k_2^y l & 0 & 0 & 0 & 6k_2^y & k_3 & 4k_2^y l & 0 \\ 0 & 0 & -6k_2^y l & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 4k_2^y l^2 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

After the assembly of the global stiffness matrix K , the linear system of equations $Ku = f$ is solved. For OpenAeroStruct to determine the stiffness matrix for each element, its cross-sectional properties, such as the second moment of area and the polar moment of inertia are necessary. These are calculated using a wingbox model, which allows the use of the spar and skin thicknesses as design variables during the optimisation problem. Nevertheless, the distance between the front and rear spars are defined based on the airfoil coordinates that were inserted by the user. Along the wingspan, these coordinates are scaled with the local chord but the relative distance between them, e.g front spar at 10% and rear spar at 60%, cannot change. Furthermore, it is not possible to use different airfoils in OpenAeroStruct. There are other parameters that can be used as design variables, for reference consult Chauhan and Martins (2019).

To couple the aerostructural model, it is necessary to transfer the aerodynamic loads to the structures to determine the displacements and stresses. Then, the new aerodynamic loads must be found for the deformed shape of the wing, and the process repeats until convergence occurs

$$R_i(y, y^t) = 0, \quad (7)$$

i.e, when the target y^t and state y variables match. Different solvers in OpenMDAO can be used to find the solution. After it has been found, the objective function and constraints of the optimisation problem can be evaluated.

The load transfer scheme implemented in OpenAeroStruct is both consistent and conservative, (Jasa et al., 2018). This process is simplified by using the same span wise discretisation for both the FEM elements and the VLM panels. Finally, in the wingbox model used, the location of the shear centre is also needed. Its position is estimated based on an average of the location of the spars, weighted by their respective area (Chauhan & Martins, 2019).

The baseline UAV has electric motors, which are powered by a hydrogen fuel cell. Hence, the variation in weight is negligible when compared to the MTOW. The endurance equation from Raymer (1992),

$$E = \frac{L}{D} \frac{E_{sp}}{(W_0 + W_s)} \frac{\eta_{b2s} \eta_p}{V} \frac{m}{b} \quad (8)$$

was added to the Functional Evaluations of OpenAeroStruct. First, an OpenMDAO ExplicitComponent was defined. The definition of the partial derivatives of endurance with respect to each input was done using analytic methods. Then, this component was instantiated inside the *total perf*, which is an OpenMDAO Group. Some of the parameters which were assumed constant during the optimisation process are stored inside *prob vars* component.

OpenAeroStruct has several geometric manipulation functions that can be used to define the initial shape of the lifting surface and to modify it during optimisation. One of such functions is the *Taper*, which can be used to decrease the chord linearly from the root until the tip. To use it, the user must define the ratio $\lambda = c_{tip}/c_{root}$. By default, transformation happens around the quarter-chord line.

A new taper function was sought to decrease the chord linearly from a user-defined position until the tip while keeping the leading-edge perpendicular to the fuselage. A bottom-up approach was used. First, a new OpenMDAO ExplicitComponent

was created: the user-defined inputs are the ratio λ , and an offset which must be given as a percentage of the semi-span. The output is the altered mesh. Secondly, analytic partial derivatives of the output (mesh) with respect to the inputs (taper and offset) were defined. For simplicity, it was assumed that the derivative of the mesh with respect to the offset would be zero, hence this parameter cannot be used as design variable. The necessary connections between components were made and this new geometric manipulation function tested. This new development in OpenAeroStruct allows an easier definition of general trapezoidal lifting-surfaces and also the use of λ as design variable in the optimisation problem, without affecting the rectangular portion of the wing.

3 Results

3.1 Conceptual Aircraft Design Using Multi-Objective Optimisation

During the conceptual phase of the project, a lift+cruise configuration was selected based on an analytic hierarchy process (AHP) (Saaty & Vargas, 2012) with a set of defined criteria. The pusher configuration was chosen together with an inverted V tail. The later is connected to the fuselage by a double boom.

The typical mission profile starts with a vertical take-off, which is accomplished with the an independent propulsive system powered by Li-Po batteries. After, transition between vertical and conventional mode occurs. To perform the transition between these two, the horizontal propeller is turned on and the vertical flight rotors are shut down. The conventional mode is powered by a fuel cell that converts stored hydrogen in the tank to electric current. In this flight mode, the UAV will climb, surveil a desired area or target and return back to the starting point. It will land vertically, with the rotors although it can also land in conventional mode, if desired. A representative mission profile is shown in Figure 3.

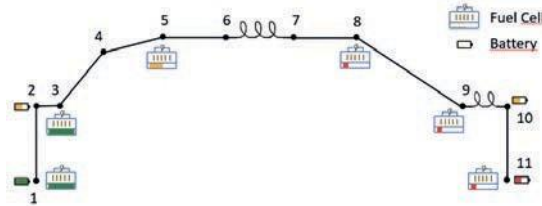


Figure 3: Main mission profile, retrieved from Alves et al. (2021)

Some important parameters had to be estimated at this stage, refer to Alves et al. (2021, sec. 5) for a complete list. The multi-objective optimisation problem is posed in standard form

$$\begin{aligned} &\text{Minimise/Maximise} && f_m(\mathbf{x}), && m = 1, 2, \dots, M; \\ &\text{subject to} && g_j(\mathbf{x}) \leq 0, && j = 1, 2, \dots, J; \\ & && h_k(\mathbf{x}) = 0, && k = 1, 2, \dots, K; \\ & && x_i^L \leq x_i \leq x_i^U, && i = 1, 2, \dots, n. \end{aligned} \quad (9)$$

where $\mathbf{f}$ can be written in vector form as

$$\mathbf{f}(\mathbf{x}) = \begin{matrix} MTOW(\mathbf{x}) & \text{kg} \\ -Endurance(\mathbf{x}) & \text{Hours} \end{matrix}, \quad (10)$$

with MTOW being the sum of the structural weight, related to the airframe; propulsion system weight, which takes the motors, ESC and propeller/rotors into account; energy weight, which accounts for batteries and hydrogen; other weights to account for cables, servos, avionics, the hydrogen tank and the payload

$$MTOW(\mathbf{x}) = W_s + W_{prop.system} + W_{energy} + W_{other} \quad [\text{kg}] \quad (11)$$

and Endurance is the sum of the time needed to accomplish each mission segment,

$$Endurance(x) = \sum_{i=1}^N t_i \quad [h] \quad (12)$$

where i represents the mission segment and N the total number of segments. To ensure the design requirements were met, the inequality constraints

$$g(x) = \begin{cases} MTOW(x) - 25 & kg \\ -E(x) + 2.5 & h \\ b(x) - 4.0 & m \\ P_{Con. Mode} - P_{nominal} & W \\ m_{fuel} - m_{tank} & g \\ V_{stall} - V_{Op} + 8 & kts \end{cases} \leq 0 \quad (13)$$

were added to the problem: g_1 sets the maximum MTOW; g_2 sets the minimum endurance time; g_3 limits the maximum wingspan; g_4 ensures the maximum power needed in conventional mode is lower than the fuel cell nominal power; g_5 ensures the amount of fuel needed is within tank capacity; and g_6 establishes that the minimum operational speed is at least 8 kts above stall.

Table 2: Design variables for the multi-objective optimisation problem.

Design var.	Description	Lower bound	Upper bound	Units
x_1	Disk loading, W/A	100	350	N/m^2
x_2	Wing loading, W/S	100	250	N/m^2
x_3	Wing aspect ratio	5	12	-
x_4	Loiter time	2	∞	h
x_5	Stall speed	26	32	kts
x_6	Operational speed	30	45	kts

A total of six design variables were used, being their description and bounds provided in Table 2.

With the numerical program developed and the Pymoo multi-objective optimisation framework mentioned in Section 2, some experiments were done to define a suitable convergence criteria to find a compromise between accuracy and cost. A tolerance of 10^{-3} was used for both the constraints and the objective space, in addition a tolerance of $5 \cdot 10^{-4}$ was set to the design space. As fallback, the number of maximum generation was set to 150.

Initially, the multi-objective problem was solved with the requirements defined in Table 1 and the first four design variables of Table 2, but no feasible solution was found. The causes of such result were investigated and it was concluded that either the stall speed or the wingspan constraint had to be relaxed. The decision makers opted for relaxing the stall speed motivated by the fact that the UAV would have a VTOL system.

After solving the same optimisation problem with the relaxed stall speed, $V_{stall} = 30$ kts, a Pareto-front was obtained. After comparing several solutions from the front it was concluded that although the g_4 constraint was satisfied, the margin between the maximum power required to the fuel cell system and its actual nominal power was low (refer to Alves et al. (2021) for details).

Because the estimation of the base drag coefficient C_{D_0} had some uncertainty associated with it, other solutions with higher power margins were to be sought. To increase the power margin two possibilities were assessed: in the first, the fuel cell was upgraded to increase the nominal power; in the second, some performance in conventional mode was sacrificed to decrease the maximum power needed.

Another parameter with high uncertainty is the estimated weight of the hydrogen tank, since it was estimated with a constant ratio and the required amount of hydrogen. Therefore, this estimate is replaced with commercially available tanks.

An upgrade on the fuel cell implies an upgrade to the hydrogen tank as well, due to the increase in weight and loss of efficiency in the cruise and loiter segments. So, two problems were formulated: one with a fuel cell with 800 W of nominal

power and a tank with capacity for 148 g of H_2 ; and a fuel cell with 1300 W of nominal power and capacity for 175 g of H_2 . In the first problem two additional design variables were added, x_5 and x_6 in Table 2. Since in both problems the tank is fixed, the constraint g_5 is added with $m_{\text{tank}} = 148$ and $m_{\text{tank}} = 175$ g, for the 800 W and 1300 W fuel cells, respectively. The convergence criteria remains unchanged. A superposition of the obtained Pareto-fronts is given in Figure 4.

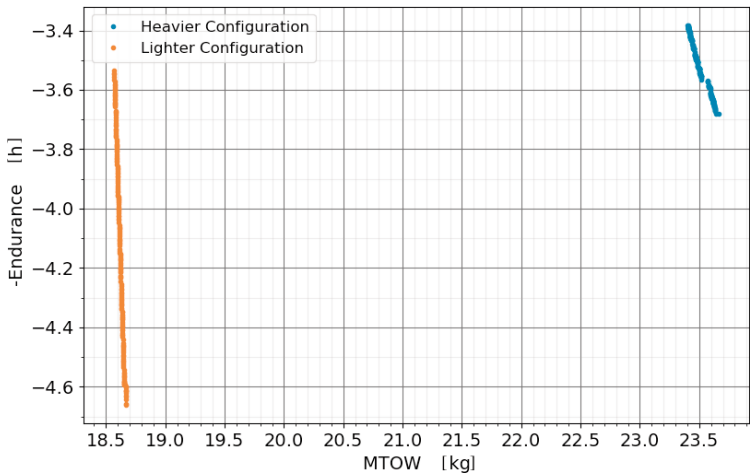


Figure 4: Comparison of the two different sets of Pareto-optimal solutions

All the solutions obtained with the lighter configuration, in orange, are better than the ones obtained with the heavier, in blue. Therefore, the 800 W fuel cell and the smaller tank were chosen. Due to the high specific energy of hydrogen, the total endurance time is extremely sensitive to the weight. As such, the tank will be completely full at take-off. The power consumption in each segment of the mission profile was analysed and suitable motors, propellers and batteries were selected in P. Silva (2021). The final characteristics of this concept can be found in (Alves et al., 2021, sec. 7). Finally, Coelho (2021) proposed a wing and tail for the concept.

3.2 Next Generation UAV Design

The main mission of the proposed concept is surveillance, hence maximisation of endurance Eq.(8) was sought. The product $E_{sb} \cdot m_b$ was replaced by the available energy content of 3479.85 W.h, which was estimated during the conceptual phase.

Initially, the aerostructural problem was comprised of two distinct flight points. One corresponding to main surveillance mission, and another for a 6.0 g load case. The objective function would be maximised for the first condition and the wing structure would be sized for the second. Two lifting surfaces were defined: a wing and a tail. Both made of the same material, a composite made from a mixture of epoxy and bi carbon fibre (J. Silva, 2017). The structures were modelled as simplified wingboxes, with the front spar at 10% of the chord and the rear at 60%. The shape of each box was based on the coordinates of the selected airfoils: SG 6042 (Giguère & Selig, 1998) for the wing and NACA 008 for the tail. These properties are listed in Table 3.

To ensure that the UAV is in trimmed level flight, the constraints $L = W$ and $C_M = 0$ were added to the main mission. In the manoeuvre case, only the former was imposed. In this condition, a failure constraint based on the von Mises stresses aggregated with a Kreisselmeier-Steinhauser (KS) function (Kreisselmeier & Steinhauser, 1979) must also be satisfied. Finally, a monotonic constraint was added to ensure the optimiser introduces wash-out.

The design variables of the optimisation problem are: the wing geometric twist, spar and skin thicknesses, which are parametrised using b-splines; the angle of attack of the manoeuvre and main mission cases, and the tail incidence angle,

Table 3: Parameters and specifications of the baseline UAV

Parameter	Value	Notes
Tank capacity	148 g of H ₂	Maximum hydrogen stored
Energy	3479.85 W.h	Total energy available for main mission
MTOW	21.6 kg	
Main mission Mach	0.05647	
Main mission altitude	5000 ft	ISA + 20° C
6.0 g manoeuvre Mach.	0.07331	According to UAV's flight envelope
6.0 g manoeuvre altitude	0 ft	ISA + 20° C
Drag counts for VTOL rotors	350	
Aircraft weight without wing and tail structures	17.118 kg	
Structural material density	1300 kg/m ³	Based on epoxy + bi carbon fibre
Structural Young's modulus	48.99 MPa	Based on epoxy + bi carbon fibre
Structural shear modulus	5 GPa	Based on epoxy + bi carbon fibre
Structural yield strength	567.79 MPa	Based on epoxy + bi carbon fibre

which are scalars. The lower and upper bounds for the wing twist, spar and skin thicknesses are -15° and 15°, 0.6 and 3 mm, respectively. A summary of the optimisation problem is given in Table 4.

The algorithm chosen is the SLSQP (Sequential Least Squares Programming) (Kraft, 1988) available in the Python library *SciPy* (Virtanen et al., 2020), with a tolerance of 10^{-7} and 200 maximum iterations as fallback.

To find a compromise between convergence of the solution and computational time, aerodynamic analysis of both lifting surfaces was done. The number of panels varied and L/D was observed. The compromise was set with 200 panels on half-wing, each section with 5 chord-wise nodes.

Afterwards, aerostructural analysis of the baseline UAV was done. Instead of allowing all the design variables to change, only α , $\alpha_{6.0\text{ g}}$ and α_i were free so that trimmed level flight was possible. For a cruise speed of 38 kts, the obtained endurance of the baseline was 03h29 with 21.6 kg of MTOW. The speed was kept fixed during all subsequent optimisations.

3.2.1 Optimisation With Geometric Twist

With the optimisation problem defined in Table 4 and the termination criteria defined, the program was executed. After 16 iterations, a solution had been found, while satisfying all constraints. The obtained parameter distributions along the wingspan and tailspan are shown in Figure 5.

Since twist was a design variable, the introduction of wash-out was expected to reduce the lift-induced drag and, as a consequence, maximise L/D to increase the endurance, as given by Eq.(8).

The obtained endurance was not significantly higher than the baseline, it improved 0.03%. Also, it was verified that the optimal solution had a worse aerodynamic efficiency when compared to the baseline. Still, endurance was better since the weight of the structures decreased enough. In fact, w_s is the lowest possible in this problem formulation, since both structural design variables correspond to the lower bounds. The reduction in weight and the low angle of attack suggested that flying with speeds lower than the defined 38 kts might increase the endurance of the vehicle. Because the speed was to be fixed, planform design variables were introduced in the problem.

3.2.2 Optimisation With Taper, Chord at Root and Wingspan

Using the wing twist as the only design variable was not enough to improve the performance of the baseline UAV. Furthermore, from a manufacturing point of view, it would be easier to construct a wing with adequate taper than a straight wing with variable twist. The optimisation problem was solved with taper instead of twist as design variable and the results were analysed. Then, freedom was given to the chord at the wing root, and finally to the span. With each optimisation, some

Table 4: Optimisation problem

	Function/variable	Note	Quantity
maximise	endurance	computed using Eq.(8)	
with respect to	wing twist	b-spline parametrised using 5 control points	5
	spar thickness	b-spline parametrised using 6 control points	6
	skin thickness	b-spline parametrised using 6 control points	6
	α	for the main mission	1
	α_i	for the main mission	1
	$\alpha_{6.0\text{ g}}$	for the 6.0 g load case	1
	Total design variables		20
subject to	$L = W$	for the main mission	1
	$C_M = 0$	in the main mission to ensure trimmed flight	1
	$L_{6.0\text{ g}} = W_{6.0\text{ g}}$	for the 6.0 g manoeuvre flight point	1
	$\sigma_{\text{von Mises}} \leq \frac{\sigma_{\text{yield}}}{2}$	von Mises stresses aggregated using a KS function	1
	$TA_{\text{monotonic}} < 0$	monotonic twist constraint	1
Total constraint functions			5

common trends were observed: for smaller wings, L/D was higher and W_s was lower, which maximises the endurance as given by Eq.(8); the reduction of the wing was being constrained by the upper bound of α , which was set at 10.0 deg.

At this point, a stall condition for the main mission was imposed. It was verified that the constraint was active for two of the optimal solutions found previously. Its effect on the new solutions can be observed in Figure 6.

3.2.3 Final Optimal Solution

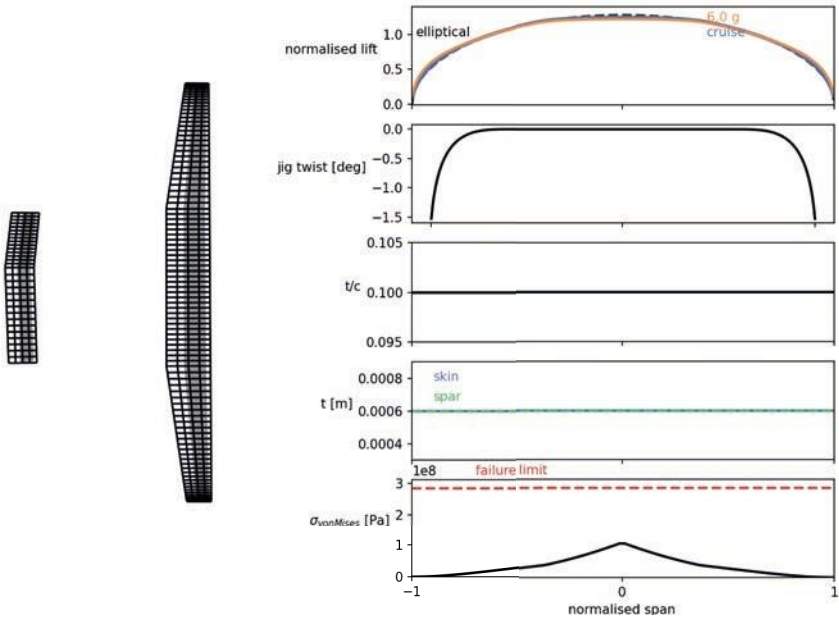
With the previous optimal solutions, the UAV would perform the main surveillance mission near stall, which is unacceptable. Therefore, a third flight point was introduced in the OpenAeroStruct model to ensure the UAV would have a stall speed equal or lower than 28 kts. It is similar to the main mission, but it has a lower speed, which was set to 28 kts. An optimal solution was found after 25 iterations.

The same trends were observed. There was a reduction of the wing area, which was accomplished with $\lambda = 0.44$, $c_{root} = 0.272\text{ m}$ and an increase in the wingspan. Consequently, L/D was higher and W_s was lower, which resulted in longer endurance times when compared to the baseline. However, the existence of the stall speed constraint did not allow the optimiser to reduce the wing area as much compared to when the stall constraint was inputted at cruise speed, and the estimated endurance was lower. Still, it was possible to increase the endurance up to 21% while satisfying all constraints.

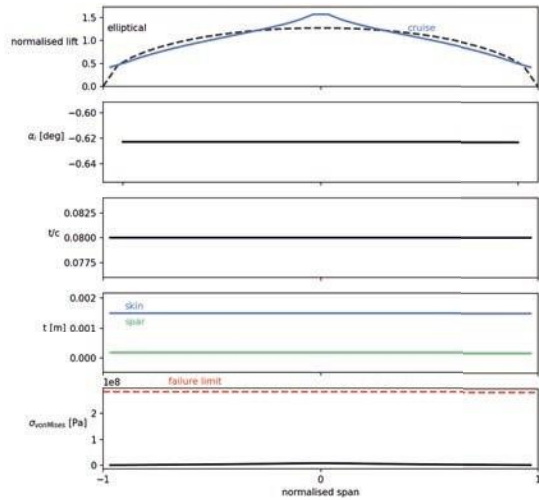
A table with a summary of the results obtained in each of the mentioned solutions is provided in Table 5. The optimal parameter distribution along the wingspan and tailspan can be observed in Figure 7.

4 Conclusion

The first achievement of this work was the the sizing of a small UAV for surveillance operations in the Portuguese Air Force, refer to Section 3.1. This was accomplished in the early conceptual phase of the project by using an in-house developed software to estimate the vehicle’s MTOW and endurance, together with a suitable *Open Source* framework to solve multi-objective optimisation problems. Doing so in the early stages of the project allowed to estimate the impact of some general design decisions on both objectives (weight and endurance), which contributed to a more informed decision



(a) Wing

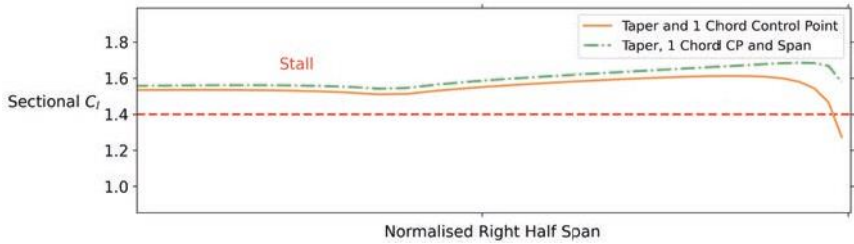


(b) Tail

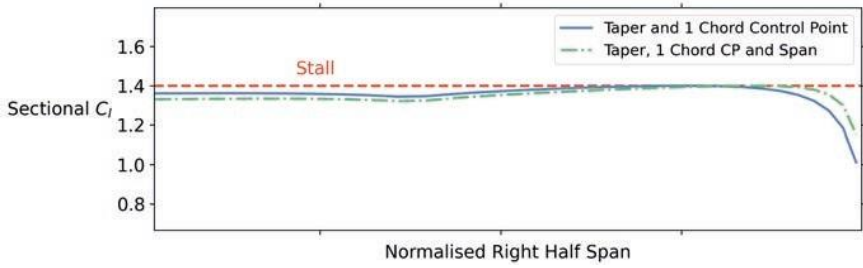
Figure 5: Optimised parameter distribution along wingspan

process and to the adjustment of the project requirements.

Next, some developments with OpenAeroStruct were made to allow a definition of general planform shapes and to enable the estimation of the endurance for electric propeller driven aircraft. To improve the computational efficiency of the



(a) Sectional lift coefficients without stall constraint



(b) Sectional lift coefficient with active stall constraint

Figure 6: Sectional lift coefficients along wingspan

Table 5: Comparison between optimal solutions

Parameter	with twist		with planform design variables		with three flight cases	
	Value	Unit	Value	Unit	Value	Unit
Endurance	03:35	h:min	05:20	h:min	04:14	h:min
C_L	0.536	-	0.814	-	0.630	-
C_D	0.041	-	0.043	-	0.041	-
L/D	13.1	-	19.0	-	15.2	-
MTOW	19.4	kg	19.0	kg	19.0	kg
W_s	2.8	kg	2.36	kg	2.41	kg
α	2.4	deg	8.0	deg	3.9	deg
$\alpha_{6.0g}$	10.6	deg	20.1	deg	12.6	deg
α_i	-0.8	deg	-3.6	deg	-1.5	deg
c_{root}	0.399	m	0.186	m	0.272	m
λ	0.55	-	0.25	-	0.44	-
Span	4.0	m	4.9	m	4.7	m
S_{wing}	1.373	m ²	0.696	m ²	1.057	m ²

optimisation process, analytic partial derivatives were defined for these new components.

Afterwards, with the mentioned code developments, it was possible to search for improvements to the current baseline model, which had been designed during the conceptual phase of the project. The optimisation problem gradually grew in complexity. First, only twist was used as aerodynamic design variable, with no significant improvements obtained. Then, the wing twist was set to 0 deg and, instead, taper was used with different offsets. After the trends had been analysed, the

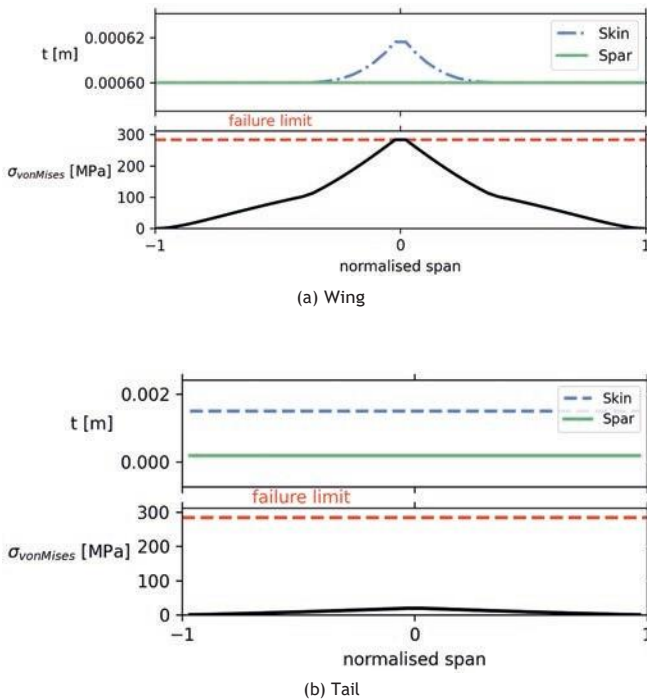


Figure 7: Optimised parameter distribution obtained with three flight points

chord at the inboard section of the wing and later the span are also allowed to change. With the optimisation results of these cases, some important trends were observed: wing area was being reduced and the aspect ratio was being increased. The lack of a stall constraint allowed to optimiser to take advantage of the problem formulation. This resulted in configurations that were flying with $\alpha = 10.0^\circ$ to ensure equilibrium, which was not possible. Therefore, the optimisation problem was re-formulated to take stall into account. For some solutions, the constraint was active in cruise and the optimiser increased the wing size to satisfy it.

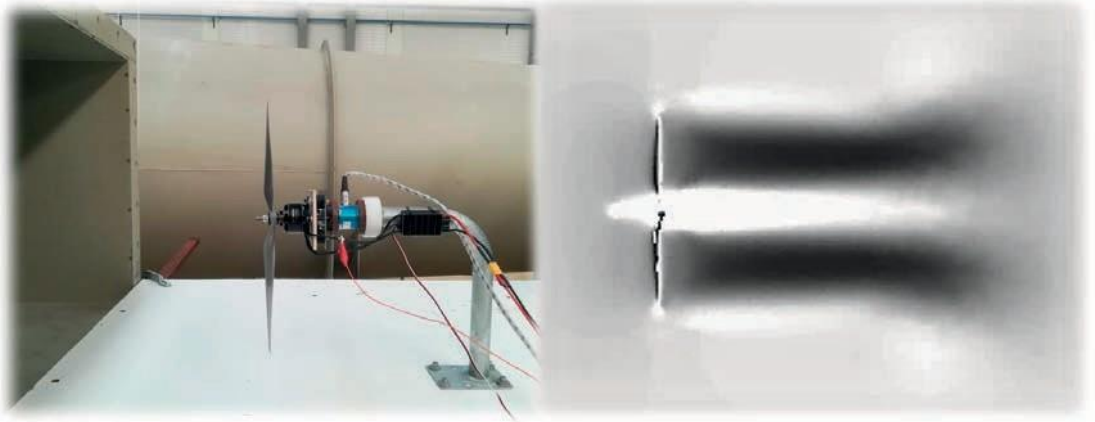
Finally, to enforce the stall speed requirement, a third flight point was added with the equilibrium and stall constraints and no loads applied for level flight at 28 kts. From this optimisation, a smaller wing with a higher span was obtained which resulted in a 21% increase in the expected endurance of the UAV when compared to the baseline. Other solutions with extended endurance times were found but they do not satisfy this constraint.

References

- Alves, B., Coelho, V., Silva, P., Marta, A., Afonso, F., Sá, P., . . . Caetano, J. (2021, July). Design of a hydrogen powered small electric fixed-wing uav with vtol capability. In A. C. Marta & A. Suleman (Eds.), *International conference on multidisciplinary design optimization of aerospace systems* (p. 290-304). Lisbon, Portugal: IDMEC, IST. (ISBN: 978-989-99424-8-6)
- Blank, J., & Deb, K. (2020). Pymoo: Multi-objective optimization in python. *IEEE Access*, 8, 89497-89509.
- Chauhan, S. S., & Martins, J. R. R. A. (2019). Low-fidelity aerostructural optimization of aircraft wings with a simplified wingbox model using openaerostruct. In H. Rodrigues et al. (Eds.), *Engopt 2018 proceedings of the 6th international conference on engineering optimization* (pp. 418-431). Cham: Springer International Publishing.

- Coelho, V. (2021). *Aerodynamic detailed design of an unmanned aerial vehicle with a fuel cell powered energy system* (Unpublished master's thesis). Academia da Força Aérea, Sintra, Portugal.
- Deb, K., Pratap, A., Agarwal, S., & Meyarivan, T. (2002). A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: Nsga-ii. *IEEE Transactions on Evolutionary Computation*, 6(2), 182-197. doi: 10.1109/4235.996017
- Edwards, P., Kuznetsov, V., David, W., & Brandon, N. (2008). Hydrogen and fuel cells: Towards a sustainable energy future. *Energy Policy*, 36(12), 4356-4362. (Foresight Sustainable Energy Management and the Built Environment Project) doi: 10.1016/j.enpol.2008.09.036
- European Union. (2020, March). *Long-term low greenhouse gas emission development strategy of the european union and its member states*. Retrieved November 7, 2021, from <https://unfccc.int/documents/210328>
- Giguère, P., & Selig, M. S. (1998). New Airfoils for Small Horizontal Axis Wind Turbines. *Journal of Solar Energy Engineering*, 120(2), 108-114. doi: 10.1115/1.2888052
- Goldberg, D. E. (1989). *Genetic algorithms in search, optimization and machine learning* (1st ed.). USA: Addison-Wesley Longman Publishing Co., Inc. doi: 10.1023/A:1022602019183
- Gray, J. S., Hwang, J. T., Martins, J. R. R. A., Moore, K. T., & Naylor, B. A. (2019). OpenMDAO: An open-source framework for multidisciplinary design, analysis, and optimization. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 59(4), 1075-1104. doi: 10.1007/s00158-019-02211-z
- Gundlach, J. (2014). *Designing unmanned aircraft systems: A comprehensive approach, second edition*. American Institute of Aeronautics and Astronautics. doi: 10.2514/4.102615
- Hwang, J. T., & Martins, J. R. R. A. (2018). A computational architecture for coupling heterogeneous numerical models and computing coupled derivatives. *ACM Transactions on Mathematical Software*, 44, Article 37. doi: 10.1145/3182393
- Jasa, J. P., Hwang, J. T., & Martins, J. R. R. A. (2018). Open-source coupled aerostructural optimization using python. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 57 (4), 1815-1827. doi: 10.1007/s00158-018-1912-8
- Katz, J., & Plotkin, A. (2001). *Low-speed aerodynamics* (Vol. 13). Cambridge university press.
- Kraft, D. (1988, July). *A software package for sequential quadratic programming* (Tech. Rep. No. DFVLR-FB 88-28). Koln, Germany: DLR German Aerospace Center - Institute for Flight Mechanics.
- Kreisselmeier, G., & Steinhauser, R. (1979). Systematic control design by optimizing a vector performance index. *IFAC Proceedings Volumes*, 12(7), 113-117. (IFAC Symposium on computer Aided Design of Control Systems, Zurich, Switzerland, 29-31 August) doi: 10.1016/S1474-6670(17)65584-8
- Morgado, J., & Sousa, J. (2009). O programa de investigação e tecnologia em veículos aéreos autónomos não tripulados da academia da força aérea. *IDN Cadernos, II Série*(4), 9-24. Retrieved from https://www.idn.gov.pt/pt/publicacoes/idncadernos/Documents/2009/caderno4_II.pdf
- Raymer, D. P. (1992). *Aircraft design: A conceptual approach*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- Saaty, T. L., & Vargas, L. G. (2012). *Models, methods, concepts & applications of the analytic hierarchy process* (2nd ed.). Springer. doi: 10.1007/978-1-4614-3597-6
- Silva, J. (2017). *Design and optimization of a wing structure for a uas class i 145 kg* (Master's thesis, Academia da Força Aérea, Sintra, Portugal). Retrieved from <http://hdl.handle.net/10400.26/23156>
- Silva, P. (2021). *Projeto detalhado do sistema propulsivo para um veículo aéreo não tripulado com uma célula de combustível de hidrogénio* (Unpublished master's thesis). Academia da Força Aérea, Sintra, Portugal.
- Sá, P. (2021). *Projeto detalhado estrutural de veículo aéreo não tripulado com uma célula de combustível de hidrogénio* (Unpublished master's thesis). Academia da Força Aérea, Sintra, Portugal.
- Virtanen, P., Gommers, R., Oliphant, T. E., Haberland, M., Reddy, T., Cournapeau, D., . . . SciPy 1.0 Contributors (2020). SciPy 1.0: Fundamental Algorithms for Scientific Computing in Python. *Nature Methods*, 17, 261-272. doi: 10.1038/s41592-019-0686-2

PROPULSIVE SYSTEM DETAILED DESIGN OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE WITH VTOL CAPABILITIES AND A HYDROGEN FUEL CELL



Autor: **Pedro Afonso Aires Penso Machado e Silva**
Alferes Aluno no Mestrado Integrado na Especialidade de Engenharia Aeronáutica
Academia da Força Aérea, Sintra

Orientador: **Maj/EngAer Joao Vítor Aguiar Vieira Caetano**
Força Aérea Portuguesa, Academia da Força Aérea, Sintra

Coorientador: **Doutor Frederico José Prata Rente Reis Afonso**
Instituto Superior Técnico, Lisboa

Abstract

This work stems from a project to develop an Unmanned Aerial Vehicle (UAV), with Vertical Take-Off and Landing (VTOL) capability and with a hydrogen Fuel Cell (FC) as the main source of energy. The project covers several areas of study with the main focus of this work being the study of the propulsive system. As a starting point, basic concepts related to the propulsive system are discussed, together with the fundamentals of the computational methodology adopted. Subsequently, initial parameters, inherent to the conceptual phase, are defined and justified, followed by the analysis and selection of the components for the propulsive system.

In the detailed phase, the Blade Element Theory theoretical analysis regarding the horizontal flight propellers is carried out. The methodology is validated, showing thrust values consistent with the experimental data, representing a good method for comparing propellers. A Computational Fluid Dynamics (CFD) analysis is performed using the Ansys CFX software with the $k-s$ turbulence model, suitable for rotational flows and the Reynolds number analysed. The wind tunnel tests presented acceptable results, since the standard deviation was smaller than 1 N .

When comparing the computational and experimental results, referring to the horizontal flight propellers and the vertical rotor, an error of less than 10 % was obtained, validating the adopted modelling and computational methodology. Finally, it is demonstrated that the performance of the selected horizontal flight propeller and vertical rotor meets the design requirements.

Keywords: CFD, FC, Hydrogen, Propeller, Propulsive System, UAV.

1 Introduction

1.1 Background and Motivation

In 1839, the use of hydrogen in FC was first proposed. William Grove, a physicist, built the first prototype, which consisted of two platinum electrodes enclosed in two cylinders, which were then diluted in sulfuric acid to test the production of electricity (Blomen & Mugerwa, 2013).

Countless contributions have been made throughout the years to the creation and refinement of various forms of FC, with the first applications being validated only in the twentieth century. Francis Bacon, a physicist, explored and created an alkaline FC in the late 50s. Years later, in 1962, he joined Energy Conversion, an industrial corporation that, in collaboration with Pratt & Whitney, created the first FC, which was used in the Apollo space program (Blomen & Mugerwa, 2013).

The use of this energy source in UAVs began in the twenty-first century, when it was tried in various aircraft. The Hornet platform, a UAV developed by AeroVironment, was registered in 2003 and flew for 5 minutes, making it the first to fly with a FC as the primary source of energy (AeroVironment, 2003). Since then, numerous entities have continued to work on the development and improvement of FC, as well as the storage of fuel on board.

As a result, the research and use of new technologies aimed at sustainability, innovation, and economics have sparked the interest of many sectors of society, most significantly the National Defense sector in collaboration with the government. The Portuguese Air Force (FAP), a mission-driven institution, is looking at using hydrogen as a source of energy in the functioning of its assets. Knowing the obstacles associated with the development and usage of these new energy sources in the aeronautical industry, it is crucial to explore their implementation in order to meet the institution's objectives.

1.2 Objectives

The current project is based on a proposal by the Air Force Academy's Research Center (CIAFA), which intends to develop a UAV with FC as the primary energy system and hydrogen as a fuel source. In addition, the aircraft must be capable of carrying surveillance and photography equipment on board. In order to maximize its operating flexibility, it must be able to perform VTOL. Table 1 shows the project requirements.

Despite the fact that this is a project that covers a wide range of UAV research and design topics, the primary goal of this work is to determine the characteristics and performance of the propulsive system of the UAV.

A review of principles relating to the components of the propulsive system and computational methodologies, as well as a market analysis about the created UAVs, are presented in terms of the state of the art. Following that, the attribution of the first estimations considered in the conceptual phase is defined as the objective, so the referred values are intended to be refined and replaced by the components to be selected in the preliminary phase. A theoretical and practical application

Table 1: Design proposal presented by CIAFA

Requirement	Value	Description	Requirement	Value	Description
MTOM ¹	<25 kg	-	Maximum Speed	70 kts	-
Payload	2 kg	Includes a camera	Ceiling	15000 ft	Mean Sea Level
Endurance	>2 h	Preferable over 3 hours	Takeoff & Landing	-	VTOL, fully autonomous
Cruise Speed	35-45 kts	-	Maximum Takeoff Altitude	10000 ft	Above Mean Sea Level
Stall Speed	<25 kts	Without Flaps	Engine Type	-	Electric

is intended in the detailed phase of the project to test the performance of the variables of interest in the propulsive system. It's also going to be used to validate the methodologies that will be used in the various analyses by comparing them to experimental tests.

2 Literature and Technology Review

2.1 Market Research

As previously stated, the study seeks to continue CIAFA's efforts in the area of developing new programs. Following the analysis of the requirements, a market study was conducted for UAVs with similar operation and dimensions to those anticipated. The main aircraft of the analysis are depicted in Figure 1.



(a)



(b)



(c)

Figure 1: Market research conducted (a) Eagle Plus VTOL (adapted from Sparkle Tech Limited (2021)); (b) Alti Transition (adapted from International Armour (2021)); (c) Falcon-5 UAV (adapted from TOP Engineering Group (2021))

The distinction of the propulsive model to conduct the different flight modes - VTOL and forward flight - can be shown by analyzing the image above and using the study as a basis model. Another feature worth mentioning is the tail arrangement. The selected aircraft all have a twin boom, although in different forms. The pusher-type configuration is frequently associated with this configuration, in which the propeller location in the rear of the aircraft is verified. In this way, the offered configurations serve as base analytical models for a subsequent definition.

2.2 Propulsive System

The propulsive system is critical to the UAV's operation and functioning, and it is one of the most significant sectors in the vehicle. The propeller, Electronic Speed Controller (ESC), motor, and power source are normally incorporated.

¹Maximum Take-Off Mass

2.2.1 Propeller - Blade Element Theory

Drzewiecki introduced and first developed Blate Element Theory (BET), which consists of splitting the blade from the propeller into distinct pieces called blade elements. Each element is examined as a two-dimensional wing profile depending on the flow conditions experienced by the same portion. Each blade element is subjected to a force balancing in order to provide lift, L , and drag, D , distributions, as well as thrust, T and torque, Q , which are then combined throughout the blade to achieve full propeller performance. The flow is studied separately in each part, with only axial and angular velocities considered, so the presence of any induced flow is not taken into account.

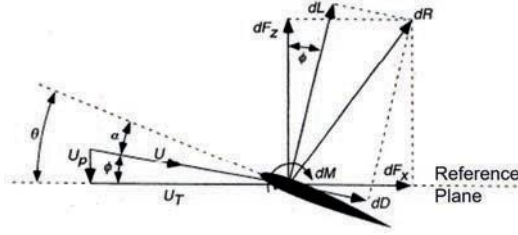


Figure 2: Blade element (adapted from Leishman (2006))

The performance of a propeller is then described using dimensionless equations for thrust, C_T , in eq. 1, power, C_P , in eq. 2 and efficiency η , in eq. 3, where ρ represents the air density, D the rotor diameter, n rotations per second and J the advance ratio.

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad (1) \quad C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5} \quad (2) \quad \eta = J \frac{C_T}{C_P} \quad (3)$$

2.2.2 Fuel Cell

The fuel cell is an electrochemical device that turns chemical energy into electrical energy, similar to batteries. The negative electrode, anode, and the positive electrode, cathode, are the two primary layers. Between these two layers, the fuel cell has an electrolyte that acts as a barrier, allowing only charged atoms, cations, or anions to pass through (O'Hayre, Cha, Colella, & Prinz, 2016). Proton-exchange membrane fuel cell, also known as PEMFC, are the most suitable for use in small UAVs, as explained in Brun (2018). In order to generate power, heat, and water, H_2O , this appears as a reactant hydrogen, H_2 , and oxygen, O_2 . The elements of FC, as well as the oxidation and reduction reactions that occur in the electrodes, are shown in Figure 3.

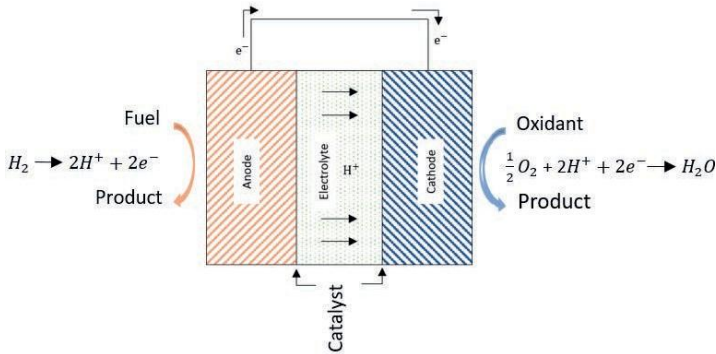


Figure 3: Structure and composition of a fuel cell (adapted from Haile (2003))

2.3 Computational Fluid Dynamics

The numerical study of a fluid motion, whether stable or unstable, is known as fluid dynamics and it is defined as a simulation of all physicochemical processes that occur in real time (University of Illinois, 2021). Fluid dynamics is a branch of fluid mechanics that describes fluid movement using a series of basic equations for mass, momentum, and energy conservation. The Reynolds Averaged Navier-Stokes (RANS) approximation model is used to investigate the introduction of turbulent flow. RANS seeks to determine the turbulence along the variations spectrum on average across time. In this case, new approximation models, such as the turbulence model, must be introduced in order to close the system of equations.

The turbulence model used in the simulations was the $k-s$ turbulence model. It was also compared to other turbulence models in terms of propeller and rotational flow analysis, presenting a reasonable range of values when compared to experimental tests, with an error of less than 10 %.

The Multiple Reference Frame (MRF) methodology is used to evaluate the behavior of a rotating body (Hirsch, 2007). The computer simulation domain is separated into two subdomains in order to apply this method, which corresponds to two independent reference areas - a rotating subdomain that experiences rotation/translational movement and a static subdomain (Ansys Inc., 2001).

The Finite Volume Method (FVM) is used to obtain actual solutions, in which the governing rules reflect partial differential equations of fluid dynamics, which are substituted by a system of discrete algebraic equations Hirsch (2007).

To discretize the physical domain of a cell in the computational domain by a process of spatial discretization is used a mesh which can be structured or unstructured. This last element distribution provides more meshing flexibility in more complex geometries, making local refinement easier to accomplish (Hirsch, 2007).

3 Conceptual Design - Performance Considerations

A market research of the various components, as well as an attribution of initial values based on the project requirements, were conducted at this phase from the perspective of the propelling system. It should be noted that the configuration for the aircraft design had already been chosen at this point, with four VTOL engines and a forward flight engine in a pusher configuration. The efficiency values of the various components were defined as a starting point based on the literature and documentation analyzed.

The fact that a chosen configuration was the pusher type was taken into consideration while calculating the efficiency of the propeller in horizontal mode. In this context, the efficiency of the tractor-type propeller was initially studied, with a value of 80 % in a preliminary analysis (Krawczyk, Mazur, Sasin, & Stokłosa, 2014). Based on Ruchala (2016)'s study and the information presented by Roskam and Lan (1997), a loss of propeller efficiency in pusher configuration is discovered when the dimensions of the fused body found in front of the propeller are considered. As a result of this, and using the information obtained, it was considered a 65 % propeller efficiency in pusher configuration. This initial parameter was considered a conservative value when compared to the value presented in Wikman and Andersson (2020). The value of the applicable efficiencies can be shown in Table 2.

Table 2: Initial estimates for efficiencies.

η_{pr}	η_{ESC}	η_{motor}	η_{FC}
0.65	0.95	0.9	0.5

Based on a market research of the companies T-Motor, Hacker, and KDEDirect, preliminary estimates of the power to weight ratio of VTOL, forward flight, and ESC engines were made. The predictions evaluated are shown in kW/kg in the table 3.

Table 3: Power to weight ratio from electric system components

VTOL	Forward Flight	ESC
4.5	3.5	20

The disk loading, the induced power factor, k_i , the solidity of the rotor, blade profile drag coefficient, C_{D_0} and the Mach tip were all taken into account in the early calculations for the conceptual design of the rotors. These characteristics were determined at this early stage of the research based on the bibliography, particularly in Leishman (2006).

In Alves (2021) graphical optimizer, the disk load parameter is displayed as a minimum and maximum threshold representing a design variable. The lower limit was set at 12 kg/m^2 . This value was calculated by lowering the maximum take-off mass to around 18 kg and increasing the rotor radius to around 70 cm . The take-off mass for the upper limit was set to the highest figure in the specifications - 25 kg . The radius of the rotors was adjusted to 40 cm , resulting in a maximum limit of 58.59 kg/m^2 for the parameter disk loading. The initial estimates taken into account can be seen in the table 4.

Table 4: Power to weight ratio from electric system components

Disk Loading	Solidity	k_i	C_{D_0}	M_{tip}
12-58.59	0.1	1.2	0.012	0.55

Important aspects relating to the energy system were also evaluated during this period. The amount of consumed fuel, as well as the mass ratio of hydrogen in storage tanks to its weight, were examined. Finally, a market analysis of available FC for use in UAVs was conducted. The hydrogen mass, W_{H_2} , was calculated using the equation 4, where W_{tot} represents the total mass of the aircraft, E represents the endurance, U_{cr} represents the cruise speed, g represents the acceleration due to gravity, $E_{H_2}^*$ represents the specific energy of hydrogen, and L/D represents the lift to drag ratio.

$$\frac{W_{H_2}}{W_{tot}} = \frac{U_{cr} \cdot End \cdot g}{E_{H_2}^* \cdot \eta_{pr} \cdot \eta_{FC} \cdot \frac{L}{D}} \quad E_{H_2}^* = 33.3 [Wh/g] = 120 [MJ/kg]. \quad (4)$$

Based on the market survey and analysis of numerous FCs, the Intelligent Energy components were chosen as having the best power to weight ratio among the FCs in the analysis. In addition, for the tanks analyzed in *Intelligent Energy* (2020), the ratio of stored hydrogen mass to cylinder mass, $wt\%$ was obtained, presented in table 5.

Table 5: Initial values for energy system components

Fuel Cell	W_{H_2}	$wt\%$
IE 800W & 2xIE650W	>100g	3.5

4 Preliminary Design

The preliminary phase is marked by the refinement of the conceptual design, and both phases are iterative. As a result, the components of the propulsive and energy systems were chosen, after which a preliminary investigation of the propellers was carried out in order to choose which ones would be researched in more detail later.

The VTOL propulsive method was chosen based on the properties of the engine, specifically weight and thrust deducted at 70 to 80 % of full power. Based on the non-conservative value of 20.4 kg of maximum take-off mass, a value obtained as an initial estimate in Alves et al. (2021), it is verified that each engine must debit approximately 5.1 kg in order to perform vertical flight. The ESC and propeller recommended by the firm (T-Motor, 2021) were also chosen in conjunction with the engine. The V605 KV210 engine, the V22x7.4 rotor, and the ESC FLAME 80A 12S V2.0 are thus the chosen components. Figure 4 depicts the two electric motors that were chosen.

The forward flight engine was chosen to meet the requirements for FC compatibility while also delivering the requisite power for the ascent portion. T-Motor was once again entrusted with this task in order to speed up the purchase process. The AT 5220-A electric motor and the AT 115A suggested ESC are selected components in this regard.

The propeller was chosen based on a study of the information provided by APC and the results reported by (Mendes, 2021) concluding that 18 inch or smaller diameter propellers are not the most suitable as they do not produce the necessary thrust to exceed the estimated drag. As a result, the propellers APC20x10E, APC20x8E, APC21x13E, and APC22x12E were chosen for future investigation.



Figure 4: Selected electric motors (adapted from T-Motor (2021)) (a) VTOL - V605 KV210; (b) Forward flight - AT 115A.

Following the selection of the two FC in the previous chapter and an initial examination of fuel tanks, a trade-off study was conducted at this stage of the project to determine which choice for the FC - tank set of fuel to be applied was the best.

The addition of a higher-capacity FC necessitates an upgrade to the hydrogen tank. Furthermore, a higher-power FC is heavier and is predicted to be less efficient when used at lower power. As a result, a drop in FC efficiency in horizontal flight is projected, increasing the amount of fuel required to complete the same mission.

Thus, the set FC 800W + 3.3 kg fuel tank capable of storing 148.5 g of H₂ and the set 650W+650W fuel cell + 4.3 kg tank capable of storing 185.7 g of H₂ were examined in the study. For each configuration described by Alves (2021), the solution is presented through a Pareto front. We select the lightest configuration with the most autonomy, which included the 800 W FC and the 3.3 kg tank.

At the conclusion of this phase, batteries for use with an FC as well as batteries for VTOL mode were chosen, followed by the weight of the propulsive system and the energy system being installed as state in table 6, corresponding to 45.6 % of the aircraft total mass.

Table 6: Propulsive and energy system mass.

Propulsive System	Energy System
2.615 kg	7.240 kg

5 Detailed Design Phase - Theoretical-Practical Analysis

5.1 Blade Element Theory

As previously stated, the use of blade element theory is regarded as a good theoretical technique of propeller analysis. The atmospheric parameters were defined for this purpose based on the wind tunnel circumstances, as well as the propeller's operating speed and geometry, which were received by contacting the firm APC. The accepted methodology begins with the definition of flow angles and velocities at each section. The induced angle, α_i , and induced velocity, w , quantities not taken into consideration by the BET analysis, were defined using an iterative procedure according to the bibliography (Gudmundsson, 2014) and described in Figure 5, thus adding a correction to the BET model.

Another adjustment was made to account for performance losses caused by the blade tip and propeller hub. The common performance loss correction factor, F_P , described by Gudmundsson (2014), is introduced by Prandtl. Equations 5 and 6 are used to compute the thrust and torque parameters of each section, m , in which φ represents the flow angle - relative angle between the plane of rotation and the relative wind.

$$dT_m = F_{P_m} [dL \cos(\varphi_m + \alpha_{i_m}) - dD \sin(\varphi_m + \alpha_{i_m})], \quad (5)$$

$$dQ_m = F_{P_m} [dL \sin(\varphi_m + \alpha_{i_m}) + dD \cos(\varphi_m + \alpha_{i_m})] r_m. \quad (6)$$

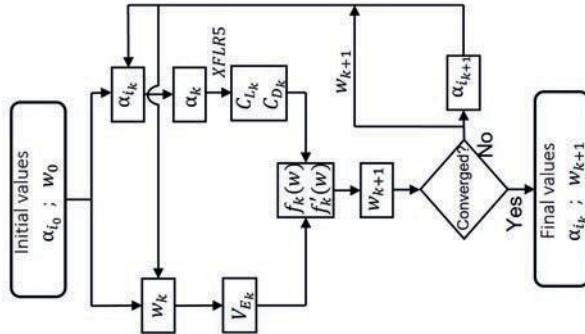


Figure 5: The iterative procedure for obtaining the induced flow parameters.

5.2 Computational Fluid Dynamics

In this phase, the results of the practical analysis will be compared to those of BET analysis and the experimental ones, in order to confirm the consistency and validity of the methods used. The CAD modeling of the researched propellers was carried out as a starting point in order to duplicate the real propeller.

Regarding the vertical flight propeller, the T-Motor's company did not provide any specifics about the geometry of the vertical flight propeller since it considered it to be confidential information. In this sense, and in order to model the element as accurately as possible, the method previously discussed in CIAFA was adopted.

The accepted approach begins with the construction of a negative mold, which is then followed by the creation of a positive mold. After that, it is split into portions, and images of the airfoil in the relevant sections are taken. The points of each profile are deleted using picture software and input into CAD software, resulting in the model. The CAD models of the V22x7.4 and APC20x10E propellers are shown in Figure 6 and 7, respectively.



Figure 6: CAD model of the V22x7.4R propeller.



Figure 7: CAD model of the APC 20x10E propeller.

Following this process, the computational domain was defined as illustrated in Figure 8. The Multiple Reference Frame (MRF) methodology was considered during this phase.

The mesh creation consisted of many analyses for the various domain zones, resulting in a generally unstructured mesh. A structured mesh designated the inflation layer was formed in the region around the airfoil, where the boundary layer forms. The value of $y^+ = 70$ was defined for all sections of the blade in order to store all of the information developed by the boundary layer. This decision was taken due to the change of various factors along the blade, therefore an intermediate y^+ value was chosen so that the variable values during a CFD analysis did not surpass the limits of the turbulence model ($30 < y^+ < 300$) (Ansys Inc., 2013).

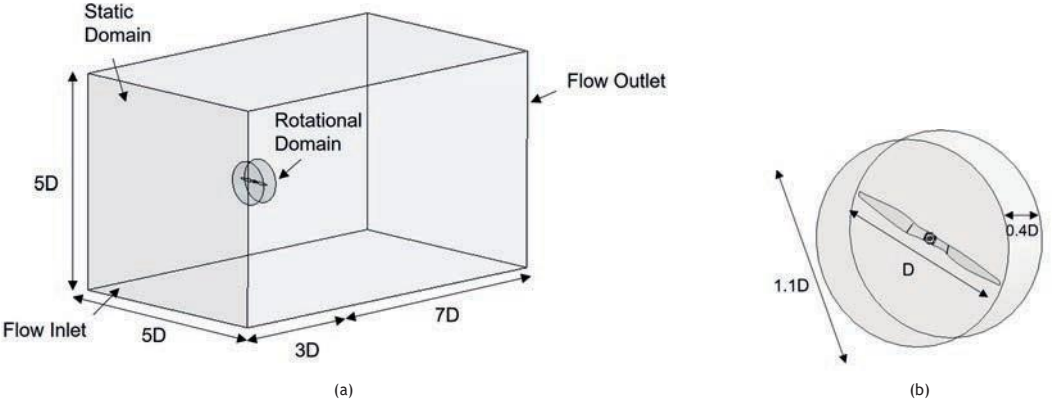


Figure 8: Computational domain. (a) Static domain and dimensions; (b) Rotational domain and dimensions.

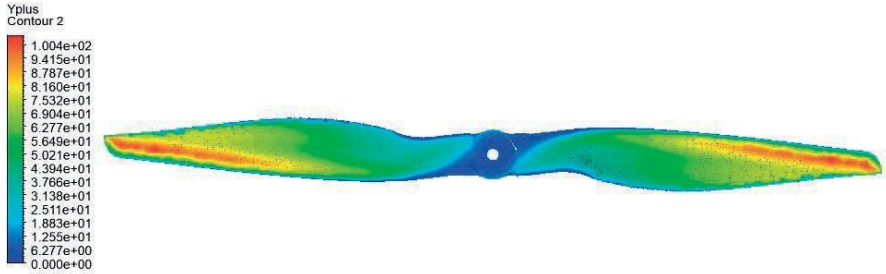


Figure 9: Outline of the y^+ parameter along the 20x10E propeller

Figure 9 shows that the variable is within the $k-s$ turbulence model's range of values, indicating that the turbulence model for rotating flows and the given y^+ are valid.

After defining the local refinements in the computational domain described previously, a mesh convergence analysis was performed for each propeller under consideration, with reference to the size of the elements in each region. The thrust produced and the torque were considered as factors of interest for these studies. The number of elements per mesh, the value of the variables of interest, and the respective error related to the finer mesh for the 20x10E propeller may be found in Table 7.

With regard to the selection of the best mesh to apply, it was considered to reduce the computational effort required in order to facilitate future analyses, as well as a relatively small error. As a result, we chose a structure with a refinement that allows for an error of less than 5 % while also presenting an acceptable number of elements to reduce computational time.

Table 7: APC 20x10E propeller mesh convergence study.

N° of elements	Thrust [N]	Error [%]	Torque [Nm]	Error [%]
569559	17.066	-28.318	1.149	-10.984
974620	19.492	-18.130	1.225	-5.040
2288415	21.984	-7.665	1.272	-1.464
4457592	22.686	-4.715	1.277	-1.077
11430631	23.809	-	1.290	-

6 Detailed Design Phase - Experimental Analysis

6.1 Wind Tunnel Analysis

The CIAFA's propellers, APC 20x10E and APC 20x8E, were analyzed at cruising speed and the rotor V22x7.4 was analyzed at zero speed in the wind tunnel to recreate the hover segment. The atmospheric conditions felt in the tunnel are presented in table 8, which is why they were applied in the previous analyses.

Table 8: Wind tunnel Conditions.

Wind Tunnel Conditions			
Temperature	23.2 °C	Density	1.222 kg/m ³
Static Pressure	103.9 kPa	Flow Velocity	19.573 m/s
Dynamic Pressure	234 Pa	Dynamic Viscosity	1.829E-5 Ns/m ²

The experimental setup consists of a Lorenz M-2366 force and torque sensor connected to a Microlink 751 data gathering device, which is then directly connected to software for data reading on a computer. The intended motor is installed next to the force and torque sensor in accordance with the test to be performed. A Hitec HFP-25 digital servo programmer was used to control the rotations, which is why it is attached to the ESC. The methods used in Mendes (2021) was followed to visualize the information provided by the programmer, which included installing a sensor attached to one of the three ESC outputs and a computer. The information can be viewed with this technology. A test bench consisting of the engine, ESC, sensor, propeller, and three-phase connection can be seen in Figure 10.

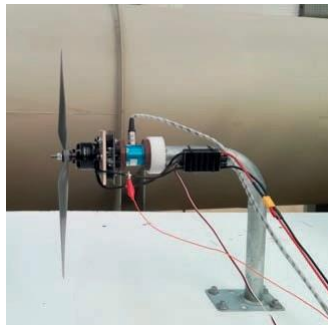


Figure 10: Wind tunnel test bench

Due to the sensor's values varied, the force and torque parameters were recorded for roughly 30 seconds for each rotation speed, and the results were presented in a box chart. The results of the 20x10E and V22x7.4 propellers in the wind tunnel are shown in Figure 11.

It can be determined from the results of the experimental tests that the 20x10E propeller guarantees cruising and climb segments of 5000 and 6000 RPM, respectively. From around 5000RPM, VTOL mode is guaranteed. There was some uncertainty and a related inaccuracy with the registered samples. A minor standard deviation (<1 N) was observed for all assays, indicating that the samples were acceptable and dependable for future comparison. During the analysis, the value of 1 N is taken into account as a reference value for the standard deviation. The value is justified by the fact that the standard deviation error compared to the mean value is less than 10 % while operating at decreased values of thrust ($\approx 10N$).

The experimental technique contains associated flaws that could affect the final results, including the parameters obtained by the force and torque sensor, the location of the planned flow velocity in the wind tunnel, passing through the reading of the rotations through the sensor. However, because the test results provide the true geometry of the propellers as well as the effective atmospheric circumstances, it was determined to use them as a reference for comparison with the numerical studies.

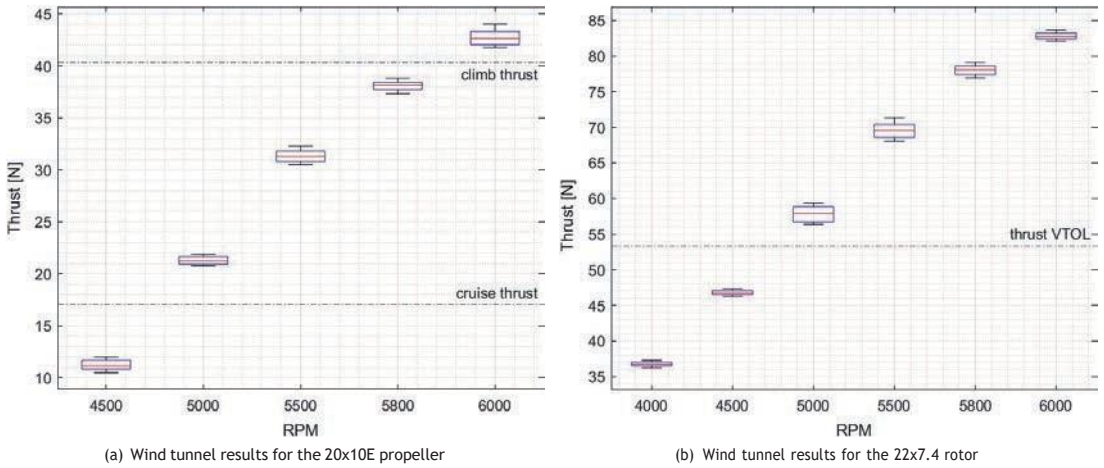


Figure 11: Box diagram of the wind tunnel results

6.2 Global Results Comparison

Figure 12 compares the data acquired during the analysis of the 20x10E propeller and the V22x7.4 rotor.

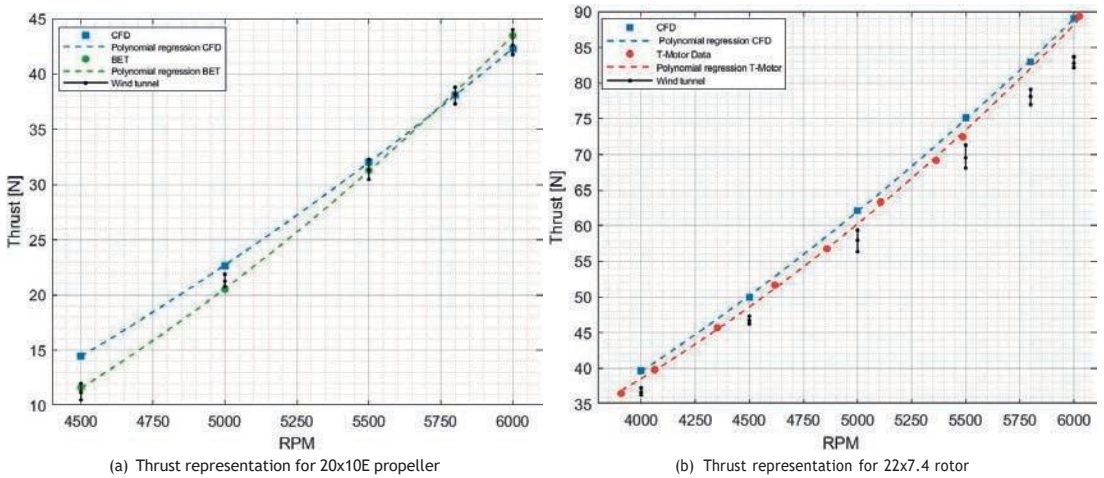


Figure 12: Thrust representation at different RPM for the analyzes carried out

Except for the 4500 revolutions, an inaccuracy of less than 10% of the thrust, torque, and efficiency parameters was always found in the CFD results for the 20x10E propeller, which represents an acceptable range of values. In terms of the computational analysis, it can be concluded that the practical study presents a methodology capable of reliably predicting the studied parameters for greater rotations. Because the approach overestimates the values recorded in the tunnel at low speeds, an inaccuracy of more than 10% is seen. When the procedure was examined, it was discovered that the variance in outcomes could be attributed to a number of causes. The fundamental reason for this discrepancy is because it is assumed to be related to the computational analysis performed. Reduced Reynolds numbers represent lower rotations,

which are associated by higher viscous drag values. In this regard, it is determined that the boundary layer modeling used is insufficient for low thrust values, or that the turbulence model used is insufficient for low force values. According to the results of the analysis performed on the parameter γ^+ at low rotations, once the variable is reduced, it is projected that the relative error will grow as the RPM is reduced.

According to the results of the BET study, the approach used to create an initial prediction of thrust values is valid. It is a methodology that both underestimates the variable and overestimates efficiency when it comes to torque. In this sense, it is reasonable to believe that the mismatch is due to the assumptions and simplifications of the theory.

When comparing the CFD values to the experimental wind tunnel results for the rotor V22x7.4, it can be shown in Figure 12 (b) that the CFD values overestimate the thrust created by the rotor. There is a systemic inaccuracy of about 7-8 %, which can be minimized once the sources are identified. The main culprit is imprecise rotor modeling, which is a time-consuming and complex operation. Despite the fact that the torque parameter has a significant error (>10 %), the methodology used throughout the process, from modeling to CFD simulations, is regarded appropriate because the thrust error and Figure of Merit are both less than 10 %. As a result, the proposed process is validated, allowing for a more cost-effective examination of the propulsive set without the use of a wind tunnel.

The APC20x10E was chosen as the forward flight propeller. It had higher efficiency ratings for different flight modes, similar to the 21x13E propeller, as a benefit. Another consideration was restrictions of the propulsive set. The flight segments are guaranteed against the thrust produced with the specified engine and the 20x10E propeller, according to wind tunnel testing. The propulsive assembly with the 21x13E propeller could not be tested due to a lack of material in the CIAFA, hence its operation cannot be certified experimentally.

The value of the efficiency parameter acquired in the experimental and computational analysis (66 %) is offered as a final point. Based on the authors' examination of the propeller efficiency in the pusher-type configuration (Roskam & Lan, 1997), it is possible to verify that for a d_{fus}/D ratio of approximately 0.47, the efficiency of the pusher and tractor designs exhibit roughly the same value. In this context, and given the 0.24 m value of the fuselage diameter, d , as stated by Sá (2021), and the selection of the 20x10E propeller, it can be concluded that the selected propeller efficiency in the pusher configuration is around 66 %.

As a result, it can be determined that the propulsive system chosen fits the project criteria and is capable of ensuring cruising segment, conventional ascent, and VTOL.

7 Conclusions and Recommendations

A 21.66 kg class I UAV was defined as a result of the current project, with an APC20x10E propeller system mounted at the back for horizontal flight with FC as the power source and, in parallel, a four rotor system V22x7.4 for VTOL mode with batteries as the main source. In terms of the approach used in the detailed phase, it was determined that the BET analysis is a good way to compare propellers. When compared to experimental tests, it was also proven to be a good approach for calculating thrust values, with an error of less than 10 %.

Using the MRF model, CFD analysis revealed that the study provides for an accurate analysis of the examined parameters for high rotations, with an error of less than 10 % when compared to experimental tests. Practical analysis is a good alternative to wind tunnel testing in this case, as it allows for a reduction in resources and associated expenses. The difference of values at low rotations was determined to be due to various causes, including the lack of a boundary layer in the modeling as well as the insufficiency of the turbulence model at reduced thrust values. In the case of the VTOL rotor, it was determined that the CFD simulations overestimate the experimental data, with a constant error of around 8 % for the variable thrust. In this way, it was determined that CFD simulations allow for the thorough examination of all parameters except torque. The major sources of this inaccuracy have been discovered as faulty rotor modeling, which represents a sophisticated and rigorous process. In summary, the acquired results allow us to validate the methods used in the CFD modeling and analysis of all of the propellers under consideration, as there are smaller errors (< 10 %).

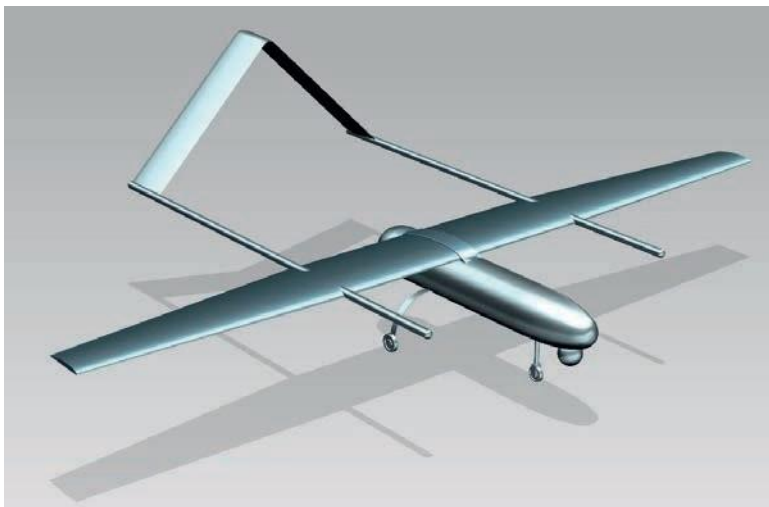
The modification of the work developed in the modeling of the VTOL rotor is offered as one of the primary proposals. The idea is to use a color resin instead of wax to make the cutting process easier and to detect color discrepancies between the plaster and the profile in regions where the images are difficult to see. Another topic to consider is labeling the plaster with this still liquid to provide a more exact reference point.

As a future development, a CFD analysis of the propulsive system in the configuration pusher is proposed. As a result, modeling the fuselage of the produced UAV and including the propeller into it is proposed. A new domain configuration, specifically the specification of the rotating domain and the application of a more refined region in the helix wake zone, would have to be considered.

References

- AeroVironment. (2003). *Today's innovative concepts tomorrow's market leading solutions - hornet*. Retrieved May 30, 2021., from <https://www.avinc.com/innovative-solutions/small-uas>
- Alves, B. (2021). *Multidisciplinary optimisation of an unmanned aerial vehicle with a fuel cell powered energy system* (Unpublished master's thesis). Academia da Força Aérea.
- Alves, B., Coelho, V., Silva, P., Marta, A., Afonso, F., Sá, P., . . . Caetano, J. (2021, July). Design of a hydrogen powered small electric fixed-wing uav with vtol capability. In A. C. Marta & A. Suleman (Eds.), *International conference on multidisciplinary design optimization of aerospace systems* (p. 290-304). Lisbon, Portugal: Aerobest 2021.
- Ansys Inc. (2001). *Fluent user's guide*. In (chap. 9: Modeling Flows in Moving Zones).
- Ansys Inc. (2013, 11). *Ansys fluent user's guide, release 15.0* [Computer software manual].
- Blomen, L. J., & Mugerwa, M. N. (2013). *Fuel cell systems*. Springer Science & Business Media.
- Brun, N. S. (2018). *Preliminary design of a fuel cell - battery hybrid propulsion system for a small vtol uav* (Master's thesis, Faculty of Science and Technology). Retrieved from https://uis.brage.unit.no/uis-xmlui/bitstream/handle/11250/2561949/Brun_Ninni_Sofie.pdf?sequence=1&isAllowed=y
- Gudmundsson, S. (2014). *General aviation aircraft design: Applied methods and procedures*. Elsevier.
- Haile, S. M. (2003). Materials for fuel cells. *Materials today*, 6(3), 24-29.
- Hirsch, C. (2007). *Numerical computation of internal and external flows: Fundamentals of computational fluid dynamics* (2nd ed.). Elsevier.
- Intelligent Energy. (2020). *Guide to cylinder options for uav applications* [Computer software manual]. Charnwood Building, Holywell Park, Ashby Road.
- International Armour. (2021). *Alti reach vtol uav*. Retrieved March 26, 2021, from <https://www.armour.gr/defense-uav-drones.php>
- Krawczyk, J. M., Mazur, A. M., Sasin, T., & Stokłosa, A. (2014). Fuel cells as alternative power for unmanned aircraft systems - current situation and development trends. *Prace Instytutu Lotnictwa*.
- Leishman, J. G. (2006). *Principles of helicopter aerodynamics* (2nd ed.). Cambridge University Press.
- Mendes, P. (2021). *Design of a fixed-wing tilt-rotor quadcopter class i mini unmanned aircraft - propulsion system design and prototype manufacturings* (Unpublished master's thesis). Academia da Força Aérea.
- O'Hayre, R., Cha, S.-W., Colella, W. G., & Prinz, F. B. (2016). *Fuel cell fundamentals*. John Wiley & Sons, Inc.
- Roskam, J., & Lan, C.-T. E. (1997). *Airplane aerodynamics and performance*. Design, Analysis and Research Corporation.
- Ruchała, P. (2016). An influence of pusher propeller cover on its performance: a concept of wind tunnel investigation. *Journal of KONES*, 23.
- Sparkle Tech Limited. (2021). *Eagle plus - vtol*. Retrieved March 28, 2021, from <http://www.sparkletech.hk>
- Sá, P. (2021). *Projeto estrutural detalhado de um uav com fuel cell* (Unpublished master's thesis). Academia da Força Aérea.
- T-Motor. (2021). *T-motor website*. Retrieved June 11, 2021, from <https://store-en.tmotor.com/>
- TOP Engineering Group. (2021). *Falcon-v fixed wing vtol (vertical take off and landing) uav (unmanned aerial vehicle) aircraft*. Retrieved March 28, 2021, from <http://www.top-enggroup.com/product.htm>
- University of Illinois. (2021). *Computational fluid dynamics*. Retrieved July 16, 2021., from <https://aerospace.illinois.edu/research/research-areas/computational-fluid-dynamics>
- Wikman, D., & Andersson, O. (2020). *Propulsion system for a small unmanned aerial vehicle*.

PROJETO ESTRUTURAL DE UM VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO COM UMA CÉLULA DE COMBUSTÍVEL DE HIDROGÉNIO



Autor: **Paulo Jorge Pinto Sá**

Alferes Aluno no Mestrado Integrado na Especialidade de Engenharia Aeronáutica
Academia da Força Aérea, Sintra

Orientador: **Maj/EngAer Luís Filipe da Silva Félix**

Força Aérea Portuguesa, Academia da Força Aérea, Sintra

Coorientador: **Doutor André Calado Marta**

Instituto Superior Técnico, Lisboa

Resumo

Recentemente, o hidrogénio tem vindo a ganhar relevância no contexto nacional como fonte de armazenamento de energia renovável. Segundo a "Visão Estratégica para o Plano de Recuperação Económica de Portugal 2020-2030", o hidrogénio é fundamental para atingir o objetivo político de neutralidade carbónica e sustentabilidade. Neste sentido, a Força Aérea Portuguesa (FAP) criou um projeto para um Veículo Aéreo Não Tripulado (VANT) elétrico, com hidrogénio como fonte de armazenamento de energia, em detrimento das baterias de lítio. A transformação de energia é efectuada por uma célula de combustível de hidrogénio. A presente dissertação tem como objetivo o projeto estrutural do VANT. Primeiramente, elaborou-se o projeto conceptual, no qual se definiu a geometria da aeronave e o respectivo envelope de voo, para determinar o fator de carga do projeto. Adicionalmente, efectuou-se um estudo de mercado para avaliar a percentagem de peso estrutural expectável para um VANT deste género. No projeto preliminar definiu-se os materiais compósitos usados e as respectivas propriedades mecânicas, a partir das quais se calculou a distribuição de lâminas necessárias numa longarina preliminar. Posteriormente, avaliou-se a distribuição dos componentes pela aeronave, calculando o peso total do VANT e respectivo centro de gravidade. Finalmente, o projeto detalhado realizou-se através de modelação em *Computational Aided Design* (CAD), a partir da qual se efectuou uma *Finite Element Analysis* (FEA) para confirmar se os laminados atribuídos à estrutura da asa cumpriam os requisitos estipulados. Verificou-se que a configuração seleccionada suporta a condição de carga crítica, estando o peso estrutural dentro do previsto.

Keywords: FAP, VANT, CAD, FEA, Materiais Compósitos, Projeto Mecânico.

1 Introdução

Durante a última década ocorreram vários avanços tecnológicos relevantes no âmbito da criação de electricidade com base em hidrogénio. Em específico, a célula de combustível de hidrogénio revela-se como uma das tecnologias mais eficientes. A energia eléctrica é produzida através de um processo químico (Alves et al., 2021). Neste contexto, o hidrogénio como forma de armazenamento de energia também é considerado fundamental para o objetivo político de neutralidade carbónica e sustentabilidade (A.C.Silva, 2020).

Relativamente à Força Aérea Portuguesa (FAP), os Veículos Aéreos Não Tripulados (VANT) eléctricos produzidos e desenvolvidos pelo Centro de Investigação da Academia Força Aérea (CIAFA) têm como fonte de energia baterias de lítio. As baterias de lítio permitem a obtenção de tempos de resposta mínimos, associados a uma grande precisão na entrega de potência. A célula de combustível apresenta-se como uma alternativa viável uma vez que o processo de reabastecimento do tanque é mais rápido comparativamente às baterias, detém um ciclo de vida bastante superior e apresenta melhor densidade energética específica. Deste modo, o CIAFA decidiu criar este projeto para avaliar a viabilidade da célula de combustível de hidrogénio como fonte principal, podendo recorrer a baterias de auxílio. Os requisitos para o projeto são referidos na Tabela 1.

Um sistema de energia baseado numa célula de combustível de hidrogénio necessita de componentes adicionais, como tanque de hidrogénio, baterias auxiliares e sistema de refrigeração. A soma de todos estes componentes aumenta consideravelmente o peso vazio do sistema. Um estudo demonstra que a implementação de células de combustível começa a ser viável a partir de 7.3 kg (Apeland, Pavlou e Hemmingsen, 2020). Como objetivos secundários, pretende-se minimizar o peso estrutural e utilizar materiais e recursos existentes no CIAFA. O projeto do VANT está dividido em quatro áreas diferentes: aerodinâmica (Coelho, 2021), propulsão (P.Silva, 2021), otimização multidisciplinar (Alves, 2021) e estruturas.

Tabela 1: Requisitos propostos pelo CIAFA.

Requisito	Valor	Descrição
Massa	< 25 kg	-
Carga Útil	2 kg	Incluindo a Gimbal
Autonomia	> 2 h	Acima das 3h se possível
Velocidade de cruzeiro	35 – 45 kts	-
Velocidade de perda	< 25 kts	Sem Flaps
Velocidade máxima	70 kts	-
Teto máximo	15000 ft	Mean Seal Level
Descolagem/aterragem	-	VTOL, totalmente autónomo
Altitude máxima de descollagem	10000 ft	MSL
Tipo de propulsão	-	Motores elétricos
Produção de energia	-	Célula de combustível

2 Contexto Teórico Estrutural e Estado da Arte

2.1 Considerações Estruturais

De acordo com o projeto conceptual conjunto (Alves et al., 2021), a configuração selecionada foi um VANT com asa fixa com quatro motores para *Vertical Take-off and Landing* (VTOL). Nesta, a fuselagem é o elemento a partir do qual os restantes componentes serão fixados: asa, cones de cauda, cauda e trem de aterragem.

Relativamente à configuração da asa, esta pode ser constituída por longarinas, nervuras, longarinas de reforço do revestimento e revestimento. O número de elementos de cada componente varia consoante a configuração do VANT, o seu peso e velocidade de operação. A cauda apresenta uma constituição semelhante. A função do revestimento é suportar a distribuição de pressões aerodinâmicas e transmitir as cargas às nervuras e longarina.

No que concerne a fuselagem, esta pode ser concebida como treliça, monocoque ou semi-monocoque. A treliça baseia-se numa construção tubular. O monocoque é constituído por um revestimento que é responsável pelo suporte de cargas. A configuração semi-monocoque combina a leveza do monocoque com a rigidez e segurança da treliça, sendo constituída por Cavernas, Anteparas e Lissas. Os cones de cauda têm como função suportar a cauda da aeronave, servindo de elemento de ligação às restantes estruturas. Podem também servir como base para a aplicação do sistema de propulsão VTOL.

2.2 Materiais Compósitos

Os parâmetros a ter em conta durante a pesquisa de materiais devem ser a resistência específica e a rigidez específica (da Silva, 2017). Outros fatores como custos e facilidade de construção também serão levados em conta.

Por definição, os materiais compósitos são formados por uma combinação de dois ou mais materiais que não se dissolvem entre eles (Ochoa e Reddy, 1992). Na configuração mais básica, o material compósito é constituído por uma matriz e pelo reforço. A matriz é responsável por garantir a coesão das fibras, protegendo-as do meio ambiente. A sua principal função é distribuir as cargas através do reforço com recurso às tensões de corte. O reforço é mais resistente que a matriz, sendo a capacidade de resistência máxima na direcção do carregamento. Na indústria aeronáutica, é prática comum utilizar um polímero como matriz e fibras não metálicas como reforço, ou seja, vidro, carbono ou aramida.

2.3 Análise Estrutural

As propriedades de um laminado são especificadas através do cálculo individual das propriedades mecânicas de cada lâmina. Considerando que cada lâmina é constituída por matriz e fibra com espessura reduzida, é correto assumir as propriedades de um material ortotrópico 2D. Um material ortotrópico caracteriza-se por ter 3 planos ortogonais de simetria de reflexão. Para esta configuração, as tensões de corte não produzem extensões, as tensões normais não produzem distorções e cada tensão de corte apenas produz distorção no seu plano (Barros, 2018).

$$\begin{pmatrix} 1 \\ 2 \end{pmatrix} = \frac{1}{6} \begin{pmatrix} 1 & -\frac{21}{12} & 0 \\ -\frac{12}{1} & -\frac{1}{2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{12} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 1 \\ 2 \\ 3 \end{pmatrix} \quad (1)$$

Note-se que a lei de Hooke, apresentada na Eq. (1) é referente a um Sistema de coordenadas local (1, 2 e 3), onde E representa o módulo de Elasticidade, o coeficiente de Poisson e G o módulo de corte. Uma vez que num laminado, cada lâmina tem a sua própria orientação de fibras e respectivo sistema de coordenadas, é necessária uma matriz de transformação que coloque os vários sistemas de coordenadas em concordância com um referencial global (, e). Esta matriz é designada por matriz de transformação T e é definida na Eq. (2).

$$\begin{pmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{xy} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos^2 & \sin^2 & 0 \\ \sin^2 & \cos^2 & 0 \\ 2 \sin \cos & 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 1 \\ 2 \\ 3 \end{pmatrix} \quad (2)$$

2.3.2 Critérios de Falha/Rotura

Existem 4 critérios de falha principais que se dividem em 2 grupos (Dattoo, 2012): critérios de rotura independentes (tensão ou extensão máxima) e os critérios de rotura polinomiais (Tsai-Hill e Tsai-Wu). Os critérios referidos assumem que a falha do material compósito ocorre ao nível do laminado. Os dois últimos critérios são aplicados a cada lâmina individual e posteriormente, os restantes avaliam o comportamento da totalidade do laminado. Note-se que este é o procedimento correto para identificação de falhas. Considerando o tempo disponível, os dados dos materiais existentes e o programa que se pretende utilizar, optou-se pelo critério de tensão máxima definido pelas Eq. (3), onde e representam as tensões máximas permitidas longitudinalmente e transversalmente, enquanto que representa as tensões máximas de corte, segundo as propriedades do material. Os índices e representam os valores para compressão e tração, respectivamente.

$$\sigma_1 < \sigma_{1t} ; \quad |\sigma_1| < |\sigma_{1c}| ; \quad \sigma_2 < \sigma_{2t} ; \quad |\sigma_2| < |\sigma_{2c}| ; \quad |\tau_{12}| < \tau_{12t} \quad (3)$$

2.3.3 Método Numérico com Recurso a Análise de Elementos Finitos

A FEA surge como uma ferramenta numérica adequada para o estudo de projetos estruturais complexos, possibilitando a otimização de estruturas, reduzindo o seu peso e custo. As etapas do processo de FEA são descritas de forma simplificada na Fig.1.



Figura 1: Processo de análise de elementos finitos (Niu, 1999).

Para esta análise optou-se por utilizar o programa Siemens NX, ao qual está associado o programa FEM (Finite Element Method) Simcenter Nastran 2019.1, versão 1847.0321, que permite realizar as FEA necessárias para a análise da estrutura. O foco da análise envolve a utilização de laminados, o que pressupõe o uso de superfícies 3D para efetuar

a simulação do empilhamento das lâminas. Durante a criação da malha é possível seleccionar elementos ou quadrangulares, com configurações lineares, quadráticas ou cúbicas. Quanto maior o número de elementos e nós envolvidos, mais refinada será a malha e melhor será a qualidade dos resultados obtidos. No entanto, o custo computacional sobe exponencialmente.

3 Projeto Conceptual

3.1 Modelo de Estimativa do Peso Inicial

A configuração do VANT foi definida pela equipa do projeto durante a fase conceptual conjunta do projeto (Alves et al., 2021), cujas dimensões da aeronave estão presentes na Tab.2.

Durante a fase conceptual do projeto, um dos passos mais importantes é o cálculo do peso máximo à decolagem. Este valor está relacionado com a percentagem de peso estrutural da aeronave. Deste modo, elaborou-se uma análise de mercado para obter informação. Foi criada uma base de dados, onde se compilaram as informações do foro estrutural, por forma a criar um modelo do peso estrutural usado no projeto conceptual conjunto (Alves et al., 2021). Um estudo realizado demonstra que uma estimativa razoável para o peso estrutural deverá encontrar-se entre os 25% e os 35%.

Tabela 2: Dados referentes à geometria do VANT

Descrição	Variável	Valor
Envergadura	b	4.00 m
Envergadura da secção retangular da asa	b_{rect}	1.50 m
Corda na raiz	c_{root}	0.399 m
Corda na ponta	c_{tip}	0.220 m
Avanço horizontal do perfil na ponta	d_{te}	0.040 m
Avanço vertical do perfil na ponta	h_{tip}	0.008 m
Alongamento	AR	12.0
Comprimento da fuselagem	l	1.400 m
Diâmetro da fuselagem	d	0.240 m
Corda na cauda	c_{tail}	0.255 m
Envergadura horizontal da cauda	$b_{H,tail}$	1.43 m
Comprimento dos cones de cauda	l_{booms}	2.34 m
Diâmetro dos cones de cauda	d_{booms}	0.040 m
Diâmetro do rotor	d_{rotor}	0.559 m
Distância entre rotores	d_{rotor}	0.451 m

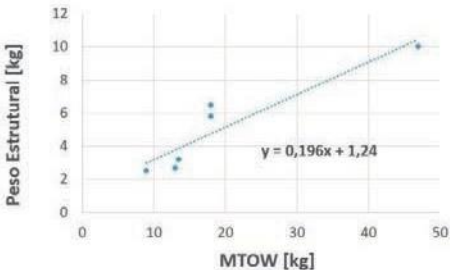


Figura 2: Peso Estrutural vs MTOW

A Tab.3 faz referência a VANT com valores de peso estrutural. Consequentemente, foi construída a regressão linear que indica a tendência dos valores estruturais, presente na Fig.2.

Tabela 3: VANT considerados como base de dados e respetivos parâmetros de projeto.

VANT	MTOW [kg]	Peso Estrutural [kg]	FPE	Envergadura [m]	Comprimento [m]	Área [m²]
Foxtech AYK-250	13.5	3.2	0.237	2.5	1.26	-
Swift Vtol VANT	9	2.5	0.278	2.6	-	-
Top Engineering Falcon V	18	6.5	0.361	4.5	2.3	1.54
FOXTECH BABY SHARK 260 VTOL	13	2.68	0.223	2.5	1.4	-
Alti Transition	18	5.8	0.322	3	2.3	-
Torac V5	47	10	0.213	5.2	1.8	-

3.2 Envelope de Voo

O envelope de voo define as cargas a suportar pela estrutura de uma aeronave. Este é uma combinação do diagrama de V-n de manobra e do diagrama V-n de rajadas. O fator de carga, n , é definido como a quantidade de G's que uma aeronave consegue suportar (Raymer, 2018), ou como o quociente entre a força de sustentação e o peso. Para voo nivelado, a força de sustentação é equivalente ao peso. No projeto de uma estrutura deve-se considerar um fator de carga de projeto (*Design Load Factor*) (da Silva, 2017), onde n_{lim} é o fator de segurança usado, que por norma é igual ou superior a 1.5 (NATO Allied Engineering Publication, 2014); n_{lim} é o fator de carga limite definido no envelope de voo.

$$et = \cdot \tag{4}$$

As forças aerodinâmicas exercidas na aeronave são máximas para manobras a baixa altitude e com velocidades elevadas, consequentemente o diagrama é projectado para condições de voo ao nível médio das águas do mar. De acordo com a norma, o limite superior do fator de carga é maior ou igual a 3.8 para manobra simétrica positiva e o limite inferior é menor ou igual a -1.50 para manobra simétrica negativa. Os limites de perda positivo e negativo foram calculados através da Eq. (5) (NATO Allied Engineering Publucation, 2014).

$$er \left(\right) = \sqrt{\frac{2nW}{\rho A ma}} \tag{5}$$

Verificou-se que para o limite de perda positivo, o envelope de voo cumpre as normas, onde apenas com a velocidade de mergulho ultrapassou o valor de carga imposto, atingindo $_{max} = 3.81$. Relativamente ao limite de perda negativo obteve-se $_{in} = -1.34$ para a velocidade de mergulho, que é inferior ao valor estipulado pela norma (NATO Allied Engineering Publucation, 2014).

O diagrama de rajadas faz referências às rajadas de vento que a aeronave pode suportar durante o voo. A consequência destas rajadas é a alteração do ângulo de ataque da aeronave, resultando num acréscimo ou decréscimo de sustentação, provocando variações no fator de carga (Raymer, 2018). Verificou-se que para os valores de rajadas aplicados, os respetivos fatores de carga são bastante superiores aos fatores de carga atingidos no diagrama de manobra. Isto significa que a aeronave não chega a atingir os valores dos fatores de carga calculados, entrando em perda.

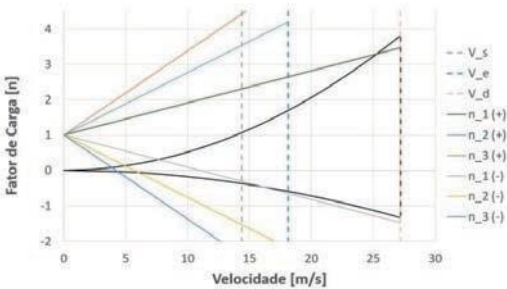


Figura 3: Diagrama do envelope de voo.

3.3 Dimensionamento Analítico da Longarina Principal

Estudou-se uma viga *cantilever* com duas cargas distribuídas, $_1 = 2 \ _2$ (primeiros 70%) e $_2$ (restantes 30%), aplicadas ao longo da envergadura da longarina (Fig.4), representativa da longarina principal da asa. O valor das cargas distribuídas aplicadas obteve-se a partir do produto da estimativa do peso do VANT com o fator de carga de projeto. Consequentemente, $_1 = 376.9 \ /$ e $_2 = 188.4 \ /$. O material usado no estudo é o alumínio 8090-T651. Com recurso às equações do equilíbrio de forças e momentos ao longo da viga, foi possível calcular as equações relativas á tensão de corte e momento fletor.

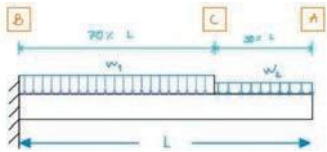


Figura 4: Viga encastrada com duas cargas distribuidas diferenciadas.

Tabela 4: Propriedades do alumínio 8090-T652, retiradas de MakeltFrom (2020).

E	67 GPa
ν	0.33
σ_{UTS}	470 MPa
ρ	2700 kg/m ³

Projeto estrutural de um veículo aéreo não tripulado com uma célula de combustível de hidrogénio

Foram estudadas 3 secções transversais para a viga: circular, rectangular e em I. O objetivo desta comparação é selecionar a secção que permite atingir o menor peso na longarina, respeitando a tensão de cedência máxima (σ_{UT}). Para tal, efetuou-se uma otimização para minimizar o peso da longarina, tendo como restrição a tensão máxima do material, e como variáveis as dimensões de cada secção. Impôs-se uma espessura mínima de 1 mm e uma altura máxima de secção equivalente a 10% do valor da corda. Os resultados estão presentes na Tab.5. Verificou-se que para as três secções, as espessuras convergiram para o valor mínimo possível e a altura para o valor máximo. O estudo conclui que a secção rectangular apresenta a menor massa. As dimensões para esta secção encontram-se na Tab.6.

Tabela 5: Massa da longarina para as diferentes secções transversais. Tabela 6: Dimensões optimizadas da secção rectangular oca.

Secção	Massa [kg]
Circular oca	1.431
Retangular oca	0.954
I	1.019

Variável	Valor [mm]
t_1	1
B	51
t_2	1
H	38

4 Projeto Preliminar

4.1 Seleção de Materiais e Respetivas Propriedades Mecânicas

Segundo Hollmann (2003), verificou-se que a fibra de carbono apresenta o melhor rácio entre tensão para regime de trabalho e a tensão máxima até à falha, quando comparada com outros tipos de fibras. Consequentemente, a fibra de carbono é a opção mais desejável para a construção do projeto, acrescentando o facto de ser o material mais utilizado no CIAFA. Os materiais disponíveis são: fibra de carbono bidireccional, 3K, HS, 160 e 90 [/ 2]; fibra de carbono unidireccional, 3K, HS, 215 [/ 2]; sistema de resina epóxy SR 1500 com endurecedor SD 2505; Airex C70.75.

Recorrendo-se aos dados existentes no CIAFA (da Silva, 2017) (Félix, Santos e Vieira, 2015a) (Félix, Santos e Vieira, 2015b) e noutras bases de dados (Tombim, McKenna e Raju, 2001) para obter propriedades mecânicas dos materiais a utilizar. Em função deste estudo, assumiu-se que a tensão de cedência seria 884.6 MPa para a fibra unidireccional e para 450 MPa para fibra bidireccional. As propriedades usadas são enumeradas na Tab. 7.

4.2 Projeto da Longarina da Asa

Um dos objetivos para este projeto é a utilização de materiais existentes no CIAFA. Consequentemente, efetuou-se um levantamento de dados relativos aos materiais existentes, do qual resultou a Tab.7. O estudo preliminar da longarina foi baseado na metodologia desenvolvida por Hollmann (2003). Esta indica a quantidade de lâminas a utilizar ao longo da longarina, consoante as propriedades mecânicas dos materiais selecionados. Para este estudo, aplicou-se a distribuição de cargas calculadas na Sec.3.3. Estipulou-se que os banzos da secção rectangular são contribuídos por empilhamentos de fibras unidireccional (esforços de tração/compressão) e as almas são constituídas por empilhamentos de fibra bidireccional (esforços transversos). A longarina foi dimensionada com 40 mm de largura, 38 mm de altura na raiz e 20 mm na ponta, com um comprimento de 2000 mm.

Tabela 7: Propriedades mecânicas utilizadas para simulação dos materiais utilizados na estrutura.

	Fibra de carbono unidireccional + epóxy	Fibra de carbono bidireccional + epóxy	Airex + epóxy
Espessura da lâmina, [mm]	0.222	0.190	3.00
ρ [g/cm³]	1.450	1.300	0.422
E1 [MPa]	95070	44793	66.0
E2 [MPa]	9173	53193	-
ν_{12}	0.262	0.060	0.300
G12 [MPa]	5000	5000	30.0
$\sigma_{UTS_{12}}$ [MPa]	49.41	90.00	1.20
Tensão de cedência [MPa]	884.6	450.0	-

Para calcular a espessura ideal dos banzos e almas ao longo da longarina, recorrendo-se às equações: $t_1 = \frac{\sqrt{M \times h \times \sigma_{cs}}}{\sigma_{cs}}$, $t_2 = \frac{\sqrt{M \times h \times \sigma_{ts}}}{\sigma_{ts}}$ e $t_3 = \frac{\sqrt{M \times h \times \sigma_{cs}}}{\sigma_{cs}}$, onde M indica o momento fletor na secção, σ_{cs} representa a tensão máxima de cedência para a compressão, σ_{ts} para a tração e σ_{cs} para corte. Segundo a metodologia implementada, apenas é considerado o teorema dos eixos paralelos para o cálculo do momento de inércia, ou seja, a parcela $\frac{3}{12}$ é desprezada e apenas é usada a parcela $\frac{1}{12}$, onde $t = t_1 \times t_2 \times t_3$ e $e = h/2$. Esta abordagem é conservadora, visto que a diminuição do valor do momento de inércia resulta em tensões mais elevadas.

Dado que esta análise envolve a aplicação de materiais compósitos, utilizou-se um fator de segurança de 2 para tensões de cedência (NATO Allied Engineering Publication, 2014). A espessura t_1 é referente ao banzo superior, a espessura t_2 ao banzo inferior e a espessura t_3 às almas.

Efetuu-se um estudo de uma longarina com espessura constante nos banzos para validar o método aplicado. Os resultados são apresentados na Fig.5. Tal como era esperado, a longarina apresenta as máximas na raiz, que decrescem de forma progressiva até ao fim da envergadura. Desta forma, valida-se a metodologia aplicada.

De seguida, procedeu-se à aplicação do método para inferir a distribuição ideal das lâminas pela longarina. Esta foi dividida em 20 estações para efetuar os cálculos. Para cada estação, calculou-se a espessura mínima do laminado de modo a não se exceder a tensão de cedência permitida. Os resultados obtidos estão representados na Tab.8 sob o formato $\frac{5^2}{4^2} / \frac{3^3}{2^4} / 1^9$, onde 5 é referente ao número de lâminas usadas e representa o número de intervalos de 100 mm utilizados por cada grupo de lâminas. Deste modo, construiu-se um novo gráfico, presente na Fig. 6.

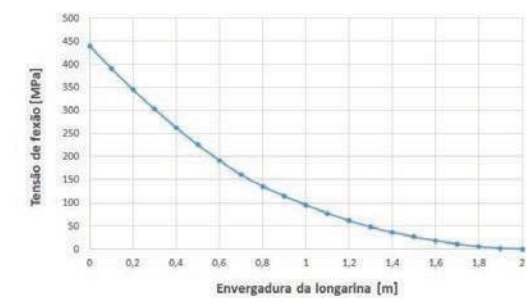


Figura 5: Tensões registadas ao longo da longarina preliminar com espessura de banzos constante.

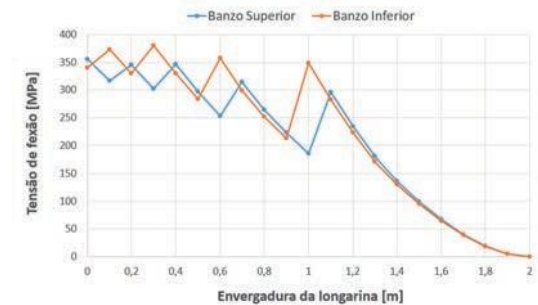


Figura 6: Tensões registadas ao longo da longarina preliminar para a distribuição de lâminas ideal.

Verifica-se que a tensão de cedência não é ultrapassada em ambos os banzos e que o banzo inferior apresenta tensões superiores. Adicionalmente, observaram-se pontos de descontinuidade ao longo da longarina, referentes aos pontos onde o empilhamento varia de espessura. A massa desta longarina preliminar seria 127 g. Comparando como a massa da longarina de alumínio anteriormente calculada, a longarina preliminar é 87.7% mais leve.

Tabela 8: Distribuição de lâminas ao longo da envergadura da longarina.

Banzo Superior	Banzo Inferior	Almas
$\frac{5^2}{4^2} / \frac{3^3}{2^4} / 1^9$	$\frac{4^2}{3^3} / \frac{2^4}{1^{11}}$	$\frac{2^5}{1^{15}}$

4.3 Distribuição de Massa e Centro de Gravidade

A identificação da distribuição dos vários componentes do VANT ao longo da aeronave permite calcular a massa total do VANT e a localização do CG, por forma a obter a margem estática desejada (estabilidade longitudinal estática). O estudo da estabilidade longitudinal é realizado por Coelho (2021).

O nariz do VANT é o ponto de referência utilizado para efectuar as medidas do posicionamento dos componentes. O cálculo do Centro de Gravidade (CG) é efetuado em função da distância ao ponto de referência e da massa. A soma dos produtos da distância pela massa de cada componente é dividida pela soma da massa dos componentes, obtendo-se o CG para um grupo de componentes.

Tabela 9: Localização do CG para os grupos de componentes e respectiva massa.

Grupo	CG [mm]	Massa [g]
Fuselagem	686	12 188
Booms	1015	2 886
Cauda	2418	1 264
Asa	857	2 801
Trem de Aterragem	-	526
Cablagem	-	1 722

A Tab.9 apresenta os resultados referentes a cada grupo de componentes estudado. Mediante os dados proporcionados, o CG total ficou localizado a 875 mm do ponto de referência, para uma massa total do VANT de 20.859 kg. A este valor foram acrescentados 0.91 kg de massa, referentes ao valor de *payload* que faltava. Deste modo, o valor de massa total utilizado para cálculos futuros é 21.770 kg.

Adicionalmente, verificou-se que a massa estrutural do VANT era 6.106 kg. Verificou-se que a estimativa para a massa estrutural oriunda do estudo de mercado (5.328 kg) é bastante mais optimista comparativamente ao projeto deste VANT. A diferença de valores poderá estar relacionada com as estimativas demasiado conservadoras das propriedades dos materiais. Adicionalmente, verifica-se que o valor obtido é 19.2 % inferior ao valor obtido pelo modelo utilizado durante a fase conceptual (7.56 kg) (Alves et al., 2021).

5 Projeto Estrutural Detalhado

5.1 Modelo CAD

Para realizar uma análise estrutural, foi necessário construir modelos CAD dos componentes. É importante referir que foram modelados todos os componentes, no entanto, apenas a asa foi analisada. Estipulou-se como referencial para a construção o nariz do VANT para manter a coerência de coordenadas na construção de componentes. Definiu-se que que o eixo corresponde ao comprimento, o eixo à altura e o eixo à envergadura do VANT.

No que concerne a estrutura interna, optou-se por recorrer a uma configuração de duas longarinas: uma longarina principal, baseada nas dimensões do estudo da Sec.4.2, e uma longarina secundária (localizada a cerca de 85% da corda) responsável por aumentar a rigidez torsional do conjunto.

Ao contrário do estudo preliminar, a longarina principal modelada aproveita a altura máxima oferecida pelo perfil, sendo os banzos definidos com secções do perfil alar. A largura manteve-se nos 40 mm. A longarina principal foi colocada a 134 mm relativamente ao bordo de ataque na raiz da asa e a longarina secundária a 340 mm.

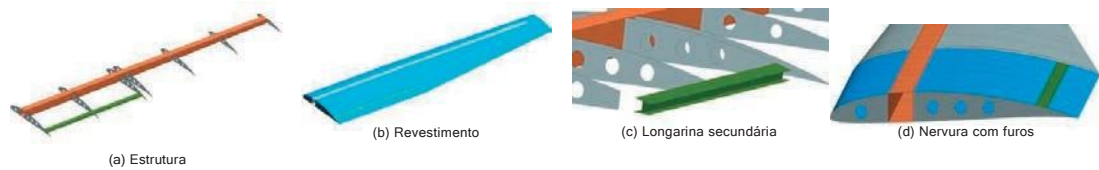


Figura 7: Modelo CAD da asa.

A secção da longarina secundária é visível na Fig.7(a). Para a assegurar a coesão entre o revestimento (Fig.7(b)) e as longarinas, aplicaram-se sete nervuras (Fig.7(c)) ao longo da envergadura da asa. O espaçamento entre nervuras é aproximadamente 375 mm, com exceção entre a terceira e quarta, sendo o espaçamento de 50 mm.

A fuselagem (Fig.8(b)) interage coma a asa funcionando como um suporte estrutural para a mesma. A placa visível na Fig.8(a) serve como estrutura de suporte para os componentes no interior da fuselagem. De modo a manter o formato da fuselagem e auxiliar a sua integridade estrutural, adicionou-se 5 anteparas ao longo da placa colocadas a 280, 720, 965, 1000 e 1250 mm do nariz da fuselagem. Finalmente, modelou-se a estrutura responsável por suportar a *gimble*.

Atribuiu-se um *offset* vertical de 80 mm relativamente à placa da estrutura interna, para assegurar o correto posicionamento da *gimble*, minimizando a área exposta ao fluxo de ar para reduzir o coeficiente de atrito.

Os cones de cauda têm como função suportar a sustentação proporcionada pelo sistema VTOL durante a fase de descolagem/aterragem vertical, assim com atuar como elemento de ligação entre a asa e a cauda (Fig.8(d)). O modelo da cauda (Fig.8(c)) apresenta uma largura horizontal de 1431 mm, referente à distância entre os cones de cauda e uma altura de 715 mm. O perfil alar é o NACA 000/8, com uma corda de 255 mm. Como estrutura interna, a cauda foi projetada para incorporar um núcleo de espuma assim como uma longarina circular de 15 mm de diâmetro, situada a 33.5% da corda.

O trem de aterragem tem como objetivo proteger a parte inferior da fuselagem e sensores localizados nessa zona. A função do trem de aterragem é suportar o peso do VANT durante a fase de descolagem/aterragem. O dimensionamento do trem traseiro, especificamente, foi baseado em dados recolhidos de protótipos semelhantes, usados no CIAFA.

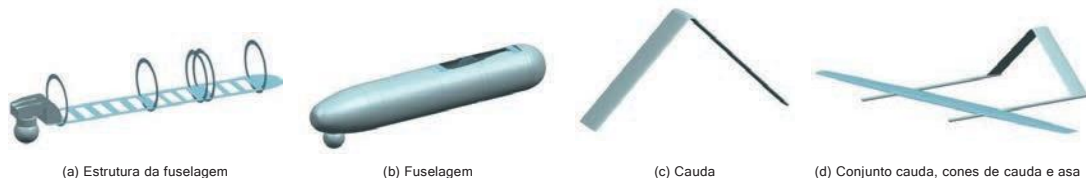


Figura 8: Modelos CAD da fuselagem, cauda e cones de cauda.

5.2 Modelo de Elementos Finitos

A malha foi construída com base na funcionalidade *2D Mapped Mesh*. Esta permite criar uma distribuição uniforme de elementos, facilitando a convergência de resultados e reduzindo o tempo de computação para cada simulação. A opção tradicional para criar uma *2D Mesh* também é viável. A desvantagem desta é a criação de elementos com geometria aleatória para conseguir cumprir a geometria do objecto em estudo. Os elementos utilizados nesta simulação foram os CQUAD4. Os elementos CTRIA3 foram ocasionalmente seleccionados nas fronteiras de geometria irregular.

Para efetuar as simulações relativas à análise estrutural é necessário definir, em primeiro lugar, as condições de fronteira a aplicar no modelo. Quer para os estudos paramétricos ou para a asa em si, o único constrangimento de movimento é colocado na raiz da estrutura, mais precisamente, na raiz das longarinas envolvidas. Quanto às cargas aplicadas, utilizaram-se dois tipos diferentes: no caso do estudo paramétrico aplicou-se a distribuição de força utilizada no projeto preliminar da Sec. 4.2; já para o estudo da asa, recorreu-se à distribuição do campo de pressões oriundas das análises de *Computer Fluid Dynamics* (CFD) obtidas por Coelho (2021). O *solver* usado para as simulações de análise estrutural é o *Nastran* e o tipo de solução é estática linear.

5.3 Estudo Paramétrico da Longarina da Asa

Realizou-se um estudo paramétrico com o objetivo de avaliar qual é a correta configuração dos laminados para a longarina da asa, comparando com a configuração definida na Tab. 8. A primeira carga distribuída, 1 , aplica-se aos primeiros 70% da envergadura (1400 mm) com o valor total de 527.7 N, sendo que a restante envergadura tem a carga 2 , aplicada com um valor de 113.04 N. Note-se que as cargas distribuídas foram aplicadas a todas as superfícies da longarina (banzos e almas). Relativamente à malha utilizada no estudo paramétrico, seleccionaram-se elementos CQUAD4 com 5 mm de aresta, uma vez que a longarina é toda ela retangular. Para este estudo assumiu-se um fator de segurança de 2 para as tensões de cedência do estudo. Consequentemente, para a fibra unidireccional, o valor de tensão máxima permitida é 442.4 MPa e para fibra bidireccional, o valor de tensão máxima permitida é 225 MPa.

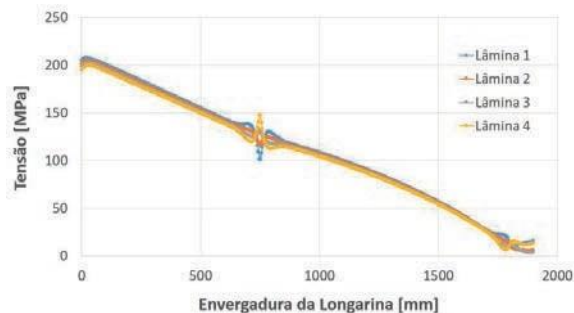


Figura 9: Modelos CAD da fuselagem, cauda e cones de cauda.

Para a realização destas análises, foi utilizado o computador ASUS GL503G equipado com processador *Intel(R) Core(TM) i7-8750H @ 2.2 GHz* de 6 núcleos, 16 GB de memória RAM e uma placa gráfica *Nvidia GeForce GTX 1050Ti*, a correr no sistema operativo *Microsoft Windows 10 Home*. À semelhança do estudo realizado na Sec. 4.2, realizou-se uma análise de uma longarina com espessura constante nos banzos ao longo da envergadura. Para este estudo, atribuiu-se um laminado com quatro lâminas de fibra de carbono unidirecional para os banzos e um laminado com duas lâminas de fibra de carbono bidirecional para ambas as almas.

É possível observar na Fig.9 que as tensões evoluem uniformemente, sendo maiores na raiz e diminuindo progressivamente ao longo da envergadura da longarina. Adicionalmente, observa-se uma descontinuidade localizada a 750 mm da raiz. Os valores anómalos podem estar relacionados com o refinamento da malha não ser suficiente para atingir os resultados ideais. De modo geral, o resultado obtido era o esperado, confirmando que os empilhamentos foram aplicados de maneira correta e que a tensão diminui com a envergadura.

Uma vez validado o método, foram realizadas 5 simulações com empilhamentos diferentes de acordo com a Tab.10, entre eles o empilhamento obtido no projeto preliminar para comparação de resultados, apresentados sob o formato $\frac{2^2}{6^2}/\frac{4^2}{5^2}/\frac{3^3}{4^3}/\frac{2^4}{3^4}/\frac{1^9}{2^9}$, onde $\frac{2^2}{6^2}$ é referente ao número de lâminas usadas e $\frac{1^9}{2^9}$ representa o número de intervalos de 100 mm utilizados por cada grupo de lâminas. É ainda importante referir que, para ambos os banzos superior e inferior, foi utilizada fibra unidireccional alinhada com a envergadura e, para as almas, foram utilizadas fibras bidireccional com desfasamento de $\pm 45^\circ$ relativamente ao eixo da envergadura.

Tabela 10: Distribuição de empilhamentos de laminado ao longo da longarina.

	Banzo Superior	Banzo Inferior	Almas
Sim 1	$\frac{5^2}{4^2}/\frac{3^3}{2^3}/\frac{2^4}{1^9}$	$\frac{4^2}{3^3}/\frac{2^4}{1^{11}}$	$\frac{2^5}{1^{15}}$
Sim 2	$\frac{6^2}{5^2}/\frac{4^3}{3^3}/\frac{2^9}{2^9}$	$\frac{5^2}{4^3}/\frac{3^4}{2^{11}}$	$\frac{2^5}{1^{15}}$
Sim 3	$\frac{4^2}{3^3}/\frac{2^4}{1^{11}}$	$\frac{5^2}{4^2}/\frac{3^3}{2^4}/\frac{1^9}{1^9}$	$\frac{2^5}{1^{15}}$
Sim 4	$\frac{5^2}{4^2}/\frac{3^3}{2^4}/\frac{1^9}{1^9}$	$\frac{5^1}{4^1}/\frac{3^3}{2^4}/\frac{1^{11}}{1^{11}}$	$\frac{2^5}{1^{15}}$
Sim 5	$\frac{5^1}{4^3}/\frac{3^3}{2^4}/\frac{1^9}{1^9}$	$\frac{5^1}{4^2}/\frac{3^3}{2^4}/\frac{1^{10}}{1^{10}}$	$\frac{2^5}{1^{15}}$

Tabela 11: Valores máximos de deslocamento e tensão para cada simulação com respectivo peso estrutural.

	Peso [g]	Deslocamento [mm]	Tensão [MPa]
Sim 1	127	273	485.58
Sim 2	178	196	372.14
Sim 3	127	273	436.71
Sim 4	128	269	484.13
Sim 5	132	259	423.39

Através das simulações realizadas é possível avaliar variáveis como o deslocamento, tensões, extensões para cada lâmina e peso estrutural. Na Tab.11 é possível observar os valores máximos de tensão e de deslocamento para cada simulação, assim como a massa estrutural. Verificou-se que apenas as simulações 2 e 5 cumprem com o requisito de tensão máxima do projeto. A simulação 2 apresenta a menor tensão máxima e o menor deslocamento, sendo no entanto a solução mais pesada. A simulação 5 apresenta valores mais próximo da tensão de cedência, o que indica que é a solução mais indicada para aplicar na longarina. Deste modo, considerou-se a simulação 5 como referência.

5.4 Análise Estrutural da Asa

De modo a criar uma análise estrutural da asa completa para condições de voo, foi necessário recolher dados referentes às cargas aerodinâmicas aplicadas. dados obtidos com recurso ao estudo em CFD realizado na asa por Coelho (2021), dimensionado para as condições de voo cruzeiro. Deste modo, foi retirado um campo de pressões escalar, no qual são dadas as coordenadas cartesianas com o valor de pressão normal à superfície da sua localização.

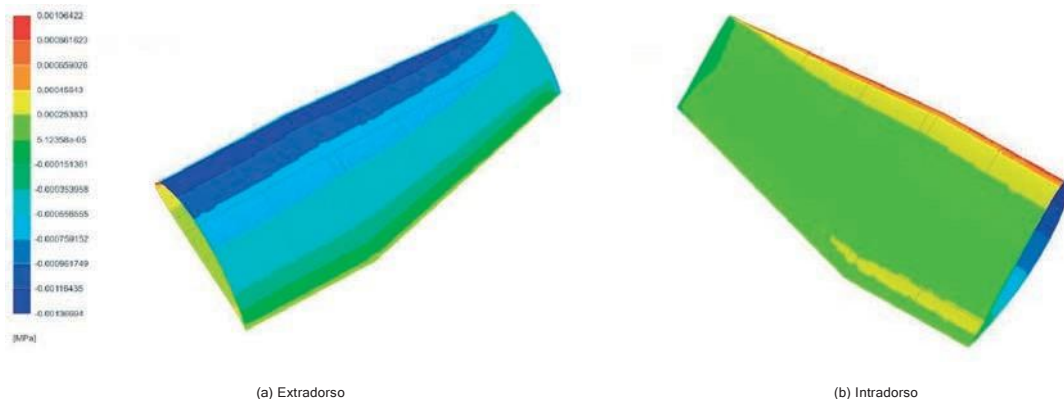


Figura 10: Distribuição da pressão na asa.

Uma vez que a condição de voo de cruzeiro está longe do limite estrutural que se pretende estudar, considerou-se aceitável aplicar o produto entre os valores do campo de pressões e o fator de carga desejado, sendo o valor final 6. Esta é uma abordagem conservadora uma vez que para os ângulos de ataque baixos, o carregamento na ponta da asa é superior, aumentando o momento de flexão sobre a raiz da asa. O campo de pressões aplicado é visível na Fig.10.

Antes de efetuar a análise estrutural da asa, foi necessário definir os empilhamentos que se pretendiam aplicar nos componentes em estudo. No revestimento da asa, o empilhamento aplicado é construído por duas lâminas de fibra bidireccional, uma com 45° e outra com -45° relativamente à envergadura da asa.

A longarina secundária é constituída por dois empilhamentos diferentes. O primeiro é referente a ambos os banzos, sendo constituído por duas lâminas de fibra unidireccional alinhadas com o eixo . O segundo empilhamento é referente à alma, sendo constituída por lâmina de fibra bidireccional a 45° do eixo , seguida de duas lâminas de espuma Airex a 90° do eixo , finalizando com outra lâmina de fibra bidireccional a -45° do eixo .

Relativamente às nervuras, o empilhamento é igual para todas. Este é constituído por uma lâmina de fibra bidireccional a 45° , seguida de uma lâmina de fibra unidireccional a 90° e finalmente outra lâmina de fibra bidireccional a -45° . Os ângulos são relativos ao eixo do referencial (no sentido da corda da asa). Finalmente, na longarina principal foi utilizado o empilhamento escolhido pelo estudo paramétrico da Sec. 5.3.

5.4.1 Estudo da Convergência da Malha

Após a definição da malha, atribuíram-se as condições de fronteira definidas e a distribuição de cargas definidas na Sec. 5.2. As cargas foram apenas aplicadas ao revestimento da asa.

O processo de escolha do tamanho dos elementos a utilizar neste estudo foi iterado. Efetuou-se o estudo de convergência, reduzindo-se gradualmente o tamanho da malha aplicada. Consequentemente, a distribuição do tamanho de elementos seleccionada foi: 15, 12, 10, 8, 6, 4, 3, 2 e 1 mm. Durante a computação das simulações, verificou-se que até à malha de 8 mm, o tempo de processamento foi relativamente rápido (cerca de 8 minutos), sendo que a partir da malha de 6 mm aumentou consideravelmente para cerca de 17 minutos. Não foi possível realizar a simulação para 1 mm,

por não haver memória RAM suficiente. Para analisar a convergência dos dados obtidos, foi necessário seleccionar uma pequena área de observação, uma vez que a avaliação da malha completa é pouco precisa e pode captar erros numéricos. Deste modo, seleccionou-se a secção de 100 a 300 mm no banzo superior.

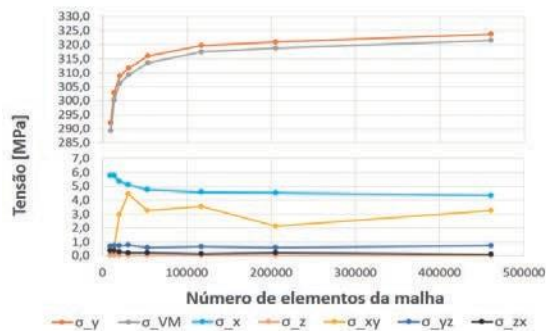


Figura 11: Estudo de convergência da malha para as tensões registadas

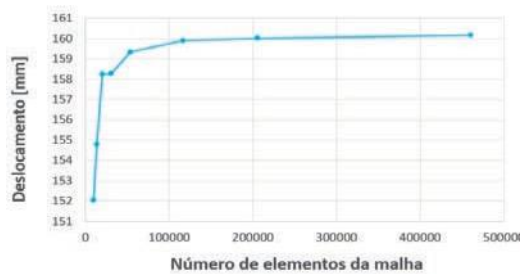


Figura 12: Estudo de convergência de malha para os deslocamentos.

A Fig.11 apresenta os resultados obtidos relativamente ao estudo de convergência para as tensões, enquanto que a Fig.12 é referente aos deslocamentos. Na Fig.11 observa-se um crescimento constante das tensões *Von Mises* em com o refinamento da malha, enquanto que as restantes tensões apresentam variações desprezáveis comparativamente às variações das duas primeiras referidas. Verifica-se que a partir da malha de 4 mm, o aumento das tensões relativamente ao número de elementos começa a estabilizar. O comportamento dos deslocamentos é semelhante ao das tensões, verificando-se a estabilização do valor a partir da malha de 4 mm. Consequentemente, considera-se a malha de 4 mm como ponto de convergência.

Com a escolha do tamanho dos elementos da malha efectuada, procedeu-se à computação da simulação para análise da asa. Deste modo, aplicou-se os laminados definidos na Sec.5.4 à malha seleccionada no Sec.5.4.1 e, de seguida, o campo de pressões referido na Sec.5.4.

No caso do deslocamento, obteve-se o valor máximo de 168.34 mm localizado na ponta da asa, equivalente a 8.4% do valor da envergadura da asa.

Segundo a Fig.13, a tensão máxima de tração registada para o componente foi 322.16 MPa no extradorso, enquanto que a tensão máxima de compressão registada foi 337.54 MPa no intradorso, ambos os valores referentes à direcção principal do laminado (eixo). Com o objetivo de inferir com maior precisão as tensões aplicadas na asa, recorreu-se à distribuição de tensões *Von Mises*, uma vez que representa a tensão composta aplicada sobre o laminado.

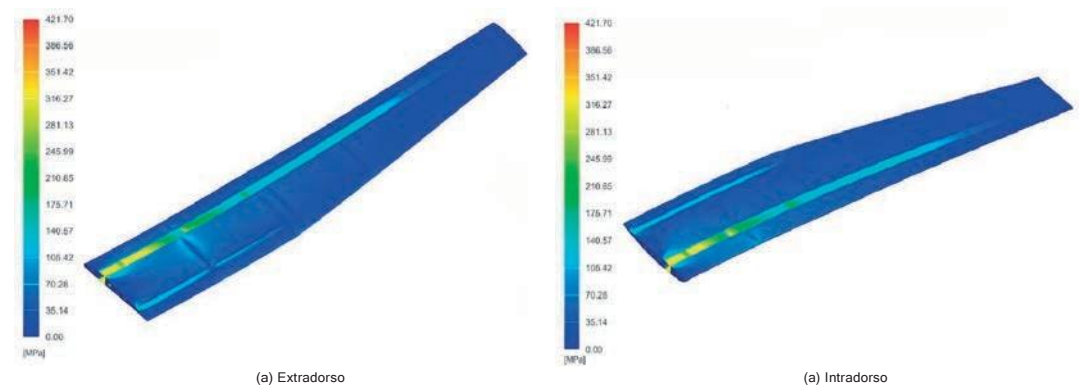


Figura 13: Tensões máximas *Von Mises* registadas na asa.

A tensão máxima registada pela fibra unidireccional foi de 421.7 MPa e para a fibra bidireccional foi 217.41 MPa. Ambos os valores estão abaixo das tensões de cedência estipulados na Tab.7. Como era expectável, verificou-se que a tensão máxima ocorreu na raiz da longarina principal, mais especificamente, no extradorso da asa visível na Fig.13(a). Observa-se também que as tensões na longarina diminuem à medida que se avança na direção da ponta da asa. Adicionalmente, verifica-se que os resultados obtidos no intradorso são bastante semelhantes aos resultados do extradorso, o que significa que a estrutura proposta suporta o carregamento considerado e que no caso limite, a tensão máxima na estrutura é próxima da tensão máxima de cedência. Relativamente às nervuras aplicadas na estrutura, recorreu-se à nervura 2, situada a 375 mm da raiz, para avaliar as tensões aplicadas nas mesmas. Note-se que a esta nervura é a que recebe o maior momento de flexão, uma vez que a primeira nervura é fixada pelas condições de fronteira. Verifica-se que o valor máximo de tensão registado é 217.41 MPa, referentes à compressão da nervura junto à longarina principal. Comparativamente aos resultados obtidos durante o estudo de convergência da malha, para a distribuição de forças da Sec. 5.2, verificou-se um aumento de 23.3% para as tensões máximas e de 5.1% para o deslocamento. Conclui-se que esta configuração estrutural cumpre o objetivo de suportar o carregamento limite considerado.



Figura 14: Tensões máximas *Von Mises* registadas na asa.

6 Conclusão

A análise preliminar efetuada neste artigo permitiu estimar a posição do CG a 875 mm do nariz da fuselagem, conferindo ao VANT a margem estática necessária e a massa total de 21.770 kg.

No dimensionamento da estrutura da asa, os valores de tensão máximos registados foram de 421.7 MPa para fibra unidireccional e 217.41 MPa para a fibra bidireccional, verificou-se que os resultados obtidos estão em concordância com os parâmetros de tensão selecionados, nomeadamente 442.3 MPa e 225 MPa respectivamente. De modo a completar o estudo realizado, sugere-se efectuar novos estudos com vista a dar continuidade ao projeto:

- Otimização estrutural do projeto, tendo como ponto de partida o projeto atual;
- Análise estrutural dos restantes componentes (estrutura interna da fuselagem, interação da asa com o conjunto cauda - cones de cauda, entre outros) e projeto das estruturas de suporte para o sistema VTOL;
- Projeto e análise da estrutura de ligação entre as secções retangular e com afilamento da asa, bem como da ligação asa – fuselagem;
- Construção de um protótipo para validar os resultados obtidos.

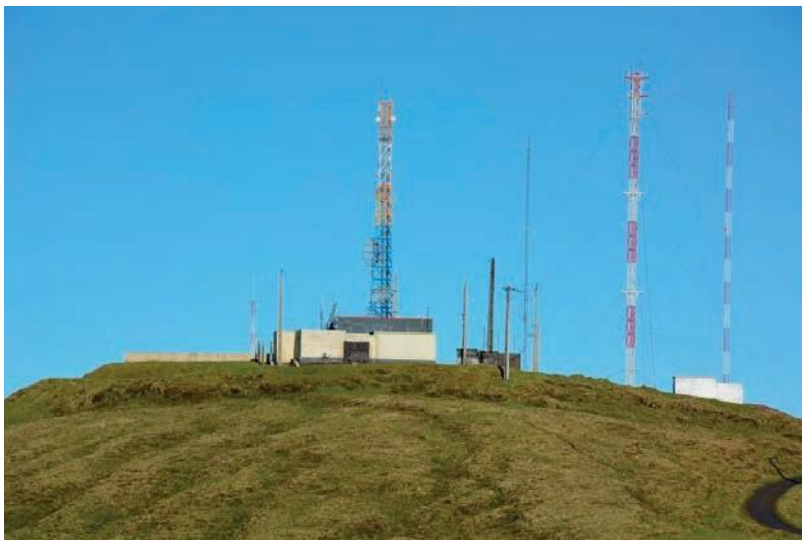
Referências

Alves, B. (2021). Multidisciplinary optimisation of an unmanned aerial vehicle with a fuel cell powered energy system (Unpublished master's thesis). Academia da Força Aérea.

Alves, B., Coelho, V., Silva, P., Marta, A., Afonso, F., Sá, P., ... Caetano, J. (2021, July). Design of a hydrogen powered small electric fixed-wing uav with vtol capability. In A. C. Marta & A. Suleman (Eds.), International conference on multidisciplinary design optimization of aerospace systems (p. 290-304). Lisbon, Portugal: Aerobest 2021

- Apeland, J., Pavlou, D., & Hemmingsen, T. (2020). Suitability analysis of implementing a fuel cell on a multirotor drone. *Jornal of Aerospace Technology and Management*, 12. Retrieved from <https://www.scielo.br/j/jatm/a/CXhygHJZMfSQ4KNQJsdqLbg/?lang=en&format=pdf>.
- Barros, A. F. M. (2018). *Simetria materiais - mecânica dos sólidos*. Secção de Folhas - Instituto Superior Técnico. Portugal.
- Coelho, V. (2021). *Aerodynamic detailed design of na unmanned aerial vehicle with a fuel cell powered energy system* (Unpublished master's thesis). Academia da Força Aérea.
- da Silva, J. J. M. (2017). *Design and optimization of a wing structure for a uas class I 145 kg* (Master's thesis, Academia da Força Aérea, Portugal). Retrieved from <https://comum.rcaap.pt/handle/10400.26/23156>.
- Datoo, M. H. (2012). *Mechanics of fibrous composites*. Springer Science & Business Media.
- Félix, L., Santos, & Vieira. (2015a). Valores de b-basis para wet layup de fibras de carbono bidireccionais de 90 gramas/m² - 090p rebelco (Tech. Rep.). Portugal: Academia da Força Aérea. (Manuscrito não publicado)
- Félix, L., Santos, & Vieira. (2015b). Valores de b-basis para wet layup de fibras de carbono unidireccionais de 215 gramas/m² - ncu 215 rebelco (Tech. Rep.). Portugal: Academia da Força Aérea. (Manuscrito não publicado)
- Hollmann, M. (2003). *Composite aircraft design* (5th ed.). Aircraft Designs, INC.
- NATO Allied Engineering Publication. (2014). *Light unmanned aircraft systems airworthiness requirements - NATO STANDARD AEP-83*. NATO Standardization Agency, NSA. Retrieved from https://assets.publishing.service.gov.uk/government/uploads/system/uploads/attachment_data/file/391827/20140916-STANAG-4703_AEP-83_A_1_.pdf.
- Ochoa, O., & Reddy, J. (1992). *Finite elemnt analysis of composite laminates*. Kluwer Academic.
- Raymer, D. P. (1992). *Aircraft design: A conceptual approach*. AIAA, Inc.
- Silva, A. C. (2020, julho). *Visão estratégica para o plano de recuperação económica de Portugal 2020-2030*. Retrieved from <https://www.portugal.gov.pt/pt/gc22/comunicacao/documento?i=visao-estrategica-para-o-plano-de-recuperacao-economica-de-portugal-2020-2030>.
- Silva, P. (2021). *Projeto detalhado do sistema propulsivo para um veículo aéreo não tripulado com uma célula de combustível de hidrogénio* (Unpublished master's thesis). Academia da Força Aérea.
- Tomblin, J., McKenna, J., Raju, K. S. (2001). B-basis design allowables for wet layup / field repair reinforced composite material systems – 3k plain weave carbon cloth / mgs 418 (Tech. Rep.). Advanced General Aviation Transport Experiments. (AGATE-WP3.3-033051-115)

COVERAGE IMPROVEMENT OF NAVIGATION AND COMMUNICATION AERONAUTICAL SERVICES BASED IN THE AZORES



Autor: **Beatriz Isabel Rebelo Ruivo Ferreira**
Aspirante a Aluno no Mestrado Integrado na Especialidade de Piloto Aviador
Academia da Força Aérea, Sintra

Orientador: **Doutor Luís Manuel de Jesus Sousa Correia**
Instituto Superior Técnico, Lisboa

Coorientador: **Ten/EngEl Anna Olegivna Agamyrzyansc**
Força Aérea Portuguesa, Estado-Maior da Força Aérea, Alfragide

Abstract

The purpose of this research is to investigate the theoretical concepts required to solve the coverage problem verified in the military aeronautical communications system that will be implemented in the Azores Archipelago. The majority of the concepts investigated are related to the perception of the coverage problem. The characteristics of the communication system that was once installed in the Azores are presented in the research, theoretical concepts on coverage as well as propagation models are studied, and a state of the art on the subject is presented. Following that, the model is developed, its analysis is performed, and the results obtained are evaluated. Finally, the results of this research conducted throughout the research will be presented.

Keywords: Coverage; Aeronautical Military Communications; VHF-AM Communication System.

1 Introduction

The Portuguese Air Force (FAP) performs several missions in the Azores Archipelago, therefore there is a need to install an aeronautical communication and navigation system in it.

The sovereignty of a State depends on the rights and freedoms that are guaranteed to its citizens. The Armed Forces (FA) assist in the task of ensuring the security of Portuguese citizens. This is due to the fact that FAs are entrusted with population support and civil protection missions [1].

The FAP, as an integral part of the national forces system, has the mission to cooperate in the defence of the military and the Republic. Thus, it is responsible for carrying out air operations in defence of national space as well as missions of public interest to meet the needs of populations [2]. As the Portuguese territory is made up of Mainland Portugal and the Autonomous Regions of the Azores and Madeira, it is necessary to guarantee the safety and satisfaction of the needs of everyone who inhabits these regions.

Air Base nº4 (BA4) - Lajes Air Base has been part of the Azores Air Command (CAA) since 1978. Since then, it has been assigned several missions, including Search and Rescue (SAR), Tactical Transport, and Maritime Patrol in the Archipelago Area. However, currently, BA4 not only maintains these missions but also provides support to local populations and civil authorities, namely in carrying out sanitary evacuations and inter-island transport [3]. The execution of these missions is carried out in the Flight Information Region (FIR).

For the execution of this mission, there are two detached aircraft at Lajes Air Base that carry out the three types of mission mentioned above. The aircraft in question is the EADS C-295M fixed-wing aircraft, with a maximum range of 770 nm, 1,426 km, and a maximum range of 10 h, and the AUGUSTA-WESTLAND EH-101 MERLIN helicopter, with a maximum range of 400 nm, 740 km, and a maximum range of 8h30 [4] [5].

The SAR area under the responsibility of CAA is a large area and, as such, it is necessary to have means of communication between the ground stations and the aircraft so that they can efficiently carry out their mission. Since, for the most part, the missions carried out by the aircraft are SAR and medical evacuation missions, it is necessary that the means of communication and navigation support allow these missions to be carried out as quickly as possible. However, the system that was installed in the Azores had a coverage area much smaller than the area that the aircraft can reach and still presented several shaded areas. In order to better understand the importance of this airbase and the communications system based on it, the number of missions carried out by the aforementioned aircraft, associated with the respective mission, and the number of associated flight hours were surveyed.

In 2020, only in the Azores Archipelago, 365 patient air transport missions were accounted for, resulting in a total of 457 transported patients and 1,068 flight hours. A total of 31 rescue missions on ships were also counted, resulting in a total of 29 patients rescued throughout the FIR, totalling 201 hours of flight for this mission, 39 SAR missions were also counted which resulted in 6 rescues, totalling 201 hours of flight. There were also 30 missions carried out, which resulted in a total of 76 hours of air transport of organs [6].

2 State of the Art

The military communications system, currently inoperative, headquartered in the Azores operated in the Very High Frequency (VHF) range and was intended to facilitate communications between the SAR aircraft and the core of the BA4 operations. [7].

In the communications between the different sites, the signals were modulated in frequency - Frequency Modulation (FM) and, to establish these connections, directional antennas were used [7].

Regarding ground-to-air and air-to-ground communications, the signals were amplitude modulated - Amplitude Modulation (AM). Communications between the aircraft and the sites were established at the nominal frequency of 139.3 MHz. The system to be installed will use the same nominal frequency, however, it will use it with a difference of 5 kHz between transmitters. Each ground station transmits a signal within a 25 kHz bandwidth with a specific offset associated with each ground station [7].

With the restructuring of the communications system, it is intended that it mainly ensures low-altitude communications using the sites on Terceira island, São Miguel island, Faial island, Flores island, and a new site installed on the Santa Maria island. Concerning the minimum radius, it is intended that this is 200 km and a minimum altitude of 600 m, maintaining the operational requirements for the system previously [8]. Thus, it is intended to improve the coverage area of the VHF communications system to help in the SAR operations to be carried out at the FIR, under the responsibility of the CAA.

With the increase of air traffic in oceanic areas the need to communicate at distances beyond the horizon radio distance became a problem to be solved, as such, VHF systems became a possibility to overcome this. This is since signals can propagate in various ways, for example, by atmospheric refraction or diffraction. However, all types of propagation of this type of signals will lead to high attenuation levels that can be exceeded if systems such as high-power amplifiers in transmitters, low-noise pre-amplifiers in receivers, or high-gain antennas are considered [9]. In the problem under study in this research, omnidirectional and sectorial antennas will be analyzed due to the type of communication under study.

About 20 over-the-horizon VHF systems have been deployed by Park Air Systems, these have been deployed in places such as Greenland, Iceland, and China. Currently, the company chooses to propose improved solutions for this system, solutions presented in [10]. The systems under review were built and tested in the United Kingdom and later transported and installed in the locations where they were to operate [11].

The system implemented in China has exceeded expectations in that it provides long-range air traffic communications along the South China Sea [11]. In this system, the transmitter is connected to a pair of directional antennas aligned to project a beam in the necessary direction. Each antenna is composed of a six-element Yagi array with dipole-type radiators, each dipole mounted on horizontal support where, later, they are mounted on a tower with a power level of 750 W. The horizontal width of the resulting beam is 90° and the vertical width is 60° [11].

Another success story regarding the increase in the coverage area of the VHF system is the increase in coverage of Indian airspace over the ocean, presented in the International Civil Aviation Organization (ICAO) report. The coverage of the Mumbai and Trivandrum airport air control center was optimized with the installation of a Remote-Controlled Air to Ground Communication (RCAG) Communications System on the island of Agatti. To allow for improvements in addition to those already implemented, the Airports Authority of India (AAI) installed a high-power VHF transmitter with a directional antenna in Chennai and Port Blair and a high-power transmitter in Calcutta and Visakhapatnam [12].

3 Model Development and Implementation

3.1 Aeronautical Communications System Under Study

The military communications system, which is no longer operational and is based in the Azores, operated in the VHF band and was designed to facilitate communications between SAR aircraft and the BA4 operations core [7].

The system included two types of communications: ground-to-air communications (VHF-AM), which were the subject of this research, and ground-to-ground communications (VHF-FM).

The nominal frequency of 139.3 MHz was used for communications between aircraft and ground stations. The system to be installed will use the same nominal frequency, but with a 5 kHz difference between transmitters. As a result, each

ground station transmits a signal with a specific offset within a bandwidth of 25 kHz [7].

When considering the communications system that will be restructured in this research, which is currently inactive, the goal was to ensure a signal greater than 4 V in a radius of 110 nm, equivalent to 200 km, at an altitude of at least 2 000 feet, equivalent to 600 m [7].

The restructuring of the communications system is intended to primarily ensure low-altitude communications by utilizing the terrestrial stations of Terceira, So Miguel, Faial, and Flores islands, as well as a new ground station installed on the island of Santa Maria. The operational requirements for the minimum radius and minimum altitude remain the same as for the previously installed system [13]. Table 1 shows the exact locations of the ground stations of the new communications system to be installed in the Azores Archipelago.

Table 1.The location of the new communications system's ground stations (taken from [13]).

Base Station	Flores	Faial	Terceira	São Miguel	Santa Maria
Local	Morro Alto	Cabelo Gordo	Santa Bárbara	Barrosa	Pico Alto
Latitude [N]	39°27'48"	38°34'33"	38°43'47"	37°45'35"	36°58'59"
Longitude [W]	31°13'13"	28°42'47"	27°19'06"	25°29'31"	25°05'27"
Altitude [m]	979	1108	1015	972	561

3.2 Application Scenario

Two different aircraft are considered in the problem being solved, and as a result, they serve different purposes in carrying out SAR missions. The fixed-wing aircraft, C-295M, aids in the realization of the SAR mission by launching a life raft into the sea, while the mobile wing aircraft, EH-101 Merlin, can collect people [14].

The maximum range of the fixed-wing aircraft is 1 420 km. Because of its greater range, this aircraft can detect and assist targets subject to SAR at greater distances [14]. The ability of the mobile wing aircraft to remain immobile and relatively stable on the target subject to the SAR mission allows it to carry out rescues. It does, however, have a 740 km radius of action [14].

These missions can be carried out at various altitudes by aircraft. Several scenarios should be considered for this, each of which can be defined by one or more altitudes attained by the aircraft. Figure 1 depicts the most common altitudes attained by the two aircraft while carrying out this type of mission [13]. Table 2 summarizes the communication system requirements to be considered for development.

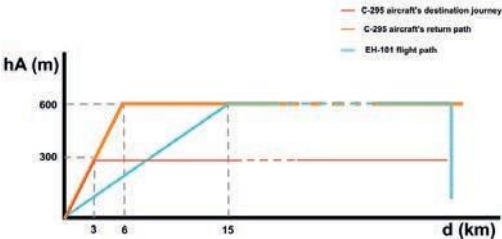


Figure 1. The flight paths of the C-295M and EH-101 Merlin aircraft.

Table 2. A summary of the requirements for the communications system.

Connection Frequency [MHz]	139.3	
Minimum coverage altitude [m]	20	
Maximum coverage altitude [m]	600	
Minimum coverage radius [km]	200	
Altitude of earth station antennas [m]	Flores	999
	Faial	1128
	Terceira	1035
	São Miguel	992
	Santa Maria	581

3.3 Application Scenario

The developed model, whose block diagram is shown in Figure 2, aims to maximize system coverage while minimizing shadow areas as much as possible.

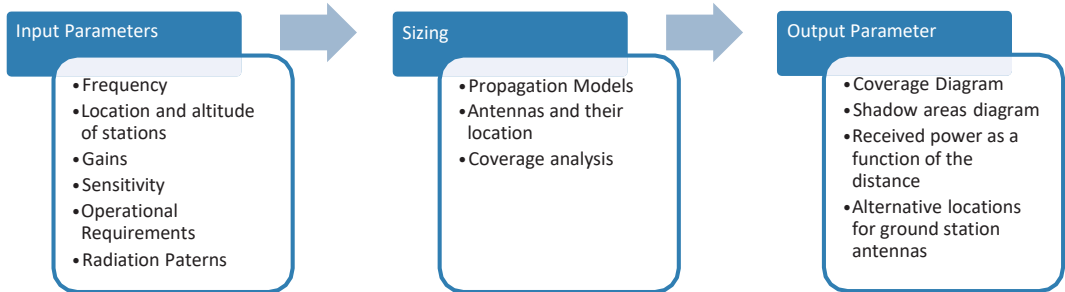


Figure 2. A high-level overview of the model to be implemented

The propagation models that could be applied to the model to be developed were analysed in order to understand if they would have applicability and what the minimum and maximum distances of application of each of the models are for the correct dimensioning of the problem under study. These calculations are necessary in order to calculate the path losses. The path losses value will be required to calculate the received power as a function of distance, which will be compared to the sensitivity values to perceive the system's coverage and shadow areas. As a result, the received power is expressed through expression (1).

$$[dBm] = [dBm] + [dB] + [dB] - [dB] \quad (1)$$

where:

- : emission power;
- : gain of the transmit antenna;
- : gain of the receiver antenna;
- : path losses.

The operating requirements to be considered are shown in Table 3. Taking them into consideration, the presented reception power was reduced to its bare minimum.

Table 3. Operating requirements based on the system's characteristics

Antenna	[dB]	[MHz]	min[dBm]	[dBm]
EH-101	-3	139.3	-95	43
C-295M				
Ground Station	2.5			

We started by looking at the equations that define the simplest propagation situation, which is when the aircraft is in Line Of Sight (LOS) with the ground station antenna. As a result, this model is applicable in situations where the aircraft is close to the ground station, such as near an airport. As a result, the only existing attenuation factor for LOS connections is the free space attenuation, which is given by (2).

$$0[dB] = 32.44 + 20 \log_{10}([km]) + 20 \log_{10}([MHz]) \quad (2)$$

where is the distance between the terminals.

The deduced expression (3) was used to evaluate the maximum distance of application of the current model.

$$max [] = \frac{2}{2[] - []} \quad (3)$$

where:

- : radius of the first Fresnel ellipsoid at distance w from the first terminal;
- : distance from the first terminal to the point where the ellipsoid radius is calculated.

The possibility of employing the flat Earth model was then considered. When communications are carried out over short distances, in the order of tens of kilometers, the Earth is modeled as a flat surface in the model under consideration. To assess the model's applicability, the minimum and maximum distances for applying the model were calculated. When the model's minimum and maximum applicability distances are compared, it is determined that this model is not suitable for use in the model. This is due to the fact that the minimum applicability distance exceeds the maximum distance. As a result, the application of the model's flat earth propagation model is excluded.

Then, the possibility of employing the spheric Earth model had to be assessed.

However, it is necessary to assess whether the diffraction phenomenon is prevalent; if the diffraction phenomenon prevails, the losses are given by the trans-horizon communication model, which will be presented in the future. Thus, the limit angle of incidence [15] is a value to consider when understanding the possibility of using this equivalence.

The curvature of the Earth also interferes with the range of the connection when considering the maximum distance of application of the model; thus, the Radio Horizon distance is considered as the maximum distance that it is possible to maintain the connection in LOS; this situation is depicted in Figure 3.

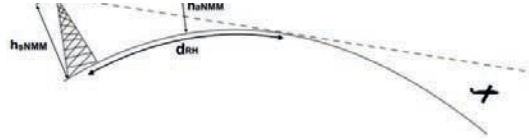


Figure 3. Exemplary scheme of the influence of the radio horizon distance.

Expression (3), which gives the maximum distance of application of the spherical ground model, gives the maximum distance at which the aircraft can communicate in LOS with the nearest ground station.

When the minimum distance of application of the Spherical Earth Model is compared to the maximum distance of application of the current model, it is concluded that the Spherical Earth Model has no applicability in the problem under consideration. This is because, for all cases under consideration, the maximum distance of application of the model is less than the minimum distance of application of the same when the incidence angles are considered.

Diffraction across the Earth's surface is a permanent propagation mechanism for frequencies above 30 MHz reaching distances beyond the horizon. Because the connection to be considered in the communication system under study uses a frequency of 139.3 MHz, this mechanism should be considered. However, while diffraction can reach beyond the horizon, it can also interfere with the system and cause losses [16].

Thus, (4) [16] gives the total loss due to diffraction in a connection with distance, d .

$$_{[dB]} = _{0[dB]} - [() + (1) + (2)] \quad (4)$$

This model will be used to validate the existence of over-horizon communications. Because neither the Flat Earth nor the Spherical Earth models can be used in this case, the minimum application distance of this model is equal to the maximum application distance of the Free Space propagation model.

It is also necessary to consider the potential major obstacles to the connection. Losses due to diffraction in obstacles must also be considered if the connection is not unobstructed. As a result, the degree of impairment of the first Fresnel Ellipsoid must be investigated. The greater the attenuation caused by the first obstructed Fresnel Ellipsoid, the greater the value of v , the degree of obstruction of the connection, given by equation (5) [16].

$$= h_{OE} \sqrt{\frac{2}{d_1 d_2}} \quad (5)$$

where:

h_{OE} : difference between the height of the obstacle's top and the center of the Fresnel Ellipsoid (can be negative if the obstacle is lower than the center of the ellipsoid);

d_1 : the distance between the transmitter and the obstacle;

d_2 : the distance between the obstacle and the receiver.

The obstacle attenuation can be calculated using the degree of obstruction of the ellipsoid. The Knife-Edge model's obstacle attenuation for v greater than -0.7 is given by (6). Attenuation can be ignored if v is less than -0.7 [16].

$$KE_{[dB]} = 6.9 + 20 \log_{10}(\sqrt{(-0.1)^2 + 1} + -0.1) \quad (6)$$

As a result, this model will be used whenever there are obstacles in the path of the connection. If there is only one obstacle, the Knife-Edge model will be applied directly. If there are multiple obstacles obstructing the connection, the Deygout model will be used, multiplying the application of the Knife-Edge model to several segments of the path between the terminals and adding the different values of the obstacle attenuation.

Thus, after considering the models presented above, it was determined that the model to be developed should adhere to the generic considerations presented in Figure 4. in order to solve the problem under study.

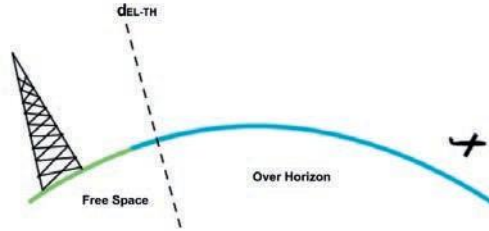


Figure 4. The model's development guidelines.

Fading is a factor that frequently affects the performance of wireless communication channels. The two most common types of fading should be considered for the communications under study: slow fading and fast fading. Because there is always movement in one of the terminals in the case under consideration, the system will always be subject to fast fading [18].

According to [19], the scenario to be considered for the problem under consideration is one in which the aircraft is in motion. As a result, the Rice distribution is the appropriate statistical distribution to define this type of fading. Thus, for the case where the aircraft is in motion, a typical value for the Rice constant is $K=15$ dB.

The gain of the antennas is another factor that will influence the results. This isn't a fixed number. The radiation diagram of the emitting and receiving antennas determines this. Thus, the gain of the antennas as a function of the terminal position relationship is given by (7).

$$(,) / [Bi] = \max_{[dB]} + 10 \log_{10}(\backslash ()) + 10 \log_{10}(\backslash ()) \quad (7)$$

where:

- $(,) \backslash$: a rough estimate of the antenna gain of the aircraft/ground station;
- $\max A \backslash$: maximum antenna gain of an aircraft/ground station;
- $\backslash ()$: normalized radiation diagram of the aircraft/ground station antenna in the vertical plane;
- $\backslash ()$: normalized radiation diagram of the aircraft/ground station antenna in the horizontal plane.

The antennas installed in the aircraft are monopoles of a tenth of a wavelength, as the wavelength and radiation diagrams are given by (8) and (9).

$$() = \begin{cases} (\sin \theta)^2, & \theta_{in} < \leq 90^\circ \\ 0.001, & 0 \leq \leq \theta_{in} \end{cases} \quad (8)$$

$$() = \begin{cases} 1, & 330^\circ \leq \leq 30^\circ \text{ A } 60^\circ \leq \leq 300^\circ \\ 0.5, & 300^\circ \leq \leq 330^\circ \text{ A } 30^\circ \leq \leq 60^\circ \end{cases} \quad (9)$$

In terms of earth station antennas, tests will be performed using omnidirectional and sectorial antennas to determine which ones will be best suited to the system. As a result, two omnidirectional antennas with varying gain values and a sectorial antenna will be considered.

The vertical and horizontal radiation diagrams of an omnidirectional antenna with a maximum gain of 2.2 dBi are described by (10) and (11), respectively.

$$E_T(\theta) = \left| \frac{\cos[4\cos(\theta)] - \cos(4)}{\sin(\theta)} \right|^2 \quad (10)$$

$$E_T(\theta) = 1 \quad (11)$$

The second omnidirectional antenna has a maximum gain of 5.2 dBi and is represented by vertical and horizontal radiation diagrams (12) and (11), respectively.

$$E_T(\theta) = \left| \frac{\cos[2\cos(\theta)] - \cos(2)}{\sin(\theta)} \right|^2 \frac{1}{3} \frac{\sin(3\cos(\theta))}{\sin(\cos(\theta))} \quad (12)$$

If these antennas are not installed on the support towers, their horizontal diagram will change, and the horizontal radiation diagram will be described by (13).

$$E_T(\theta) = \frac{1 - \cos(\theta)}{2} \quad (13)$$

After that, the sectorial antenna was examined. This antenna has a maximum gain of 7.2 dBi, and its vertical and horizontal radiation diagrams are described by expressions (14) and (15), respectively.

$$E_T(\theta) = \left| \frac{\cos[2\cos(\theta)] - \cos(2)}{\sin(\theta)} \right|^2 \frac{1}{3} \frac{\sin(3\frac{5}{2}\cos(\theta))}{\sin(\frac{5}{2}\cos(\theta))} \quad (14)$$

$$E_T(\theta) = \frac{1 + \frac{\cos(\theta)}{2}}{1.5} \quad (15)$$

3.4 Application Scenario

The values shown in Table 3 and the altitude of the terrestrial station, which is located on the island of Santa Maria, will be used to carry out the tests. As a result, for the described tests, an elevation profile associated with the same terrestrial station will be used, the profile that corresponds to 240° using the North Pole as a reference point, that is, 0°.

As a result, we began by determining whether the path losses for the Free Space model and the Trans-Horizon model vary with distance as expected. For both models, the received power was evaluated as a function of distance. Following a comparison of the model's results, these were crossed with calculations performed manually. The crossing of the obtained results revealed that the results were in line with what was expected.

The path losses of the Over-Horizon model were then examined while the aircraft's flight altitudes were considered. Based on the results of the tests, it was discovered that for flight altitudes below 6565 m, this has no effect on the model's evolution. Thus, the curves of received power as a function of distance are superimposed for the three flight altitudes under consideration.

The next test evaluated the developed model's evolution of received power as a function of distance. Because the developed model employs two distinct propagation models, a transition zone between the two is to be expected. This transition zone, similar to a step, is determined by the terminal altitude, so it occurs at different distances for the three flight altitudes.

As shown in Figure 5, the results are as expected. That is, when the Free Space Propagation model is used, there are three overlapping curves up to the respective transition distance between models, and then there is a new overlap when the Over-Horizon model is used.

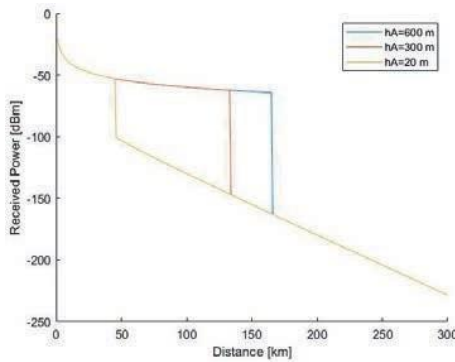


Figure 5. The power received as a function of the distance between terminals.

As a direct consequence, it was necessary to determine whether obstacles were being considered in the calculation of received power as a function of distance. The terrain profile corresponding to 240^º was used for this, with the North Pole as a reference point, 0^º. The expected outcome was three curves similar to Figure 5, but with some misalignment. These inconsistencies are caused by losses incurred by obstacles in the link's path. The obtained results confirmed the expectation and validated the existence of the three curves, which were partially overlapped and uneven due to the presence of obstacles that obstructed the connection.

All of the tests presented were carried out without regard for the radiation diagrams of the antennas used. As a result, it was necessary to determine whether the radiation diagrams would be properly considered in the calculations.

For this, tests were performed in which the evolution of the received power as a function of distance was compared in two different scenarios: the first in which the maximum gain value is considered, and the second in which the gain is dependent on the radiation diagrams. Both curves are expected to behave in a similar manner. However, for the same distance value, the curve that considers maximum gain has slightly higher received power values than the other curve.

Figure 6 shows that the developed model exhibits the expected behavior. As a result of all of the tests, it was determined that the model is appropriate for the analysis of the system to be implemented.

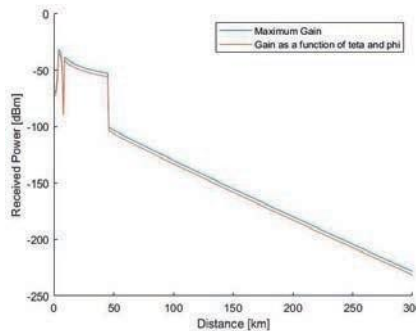


Figure 6. Power received as a function of terminal distance with obstacle attenuation.

4 Results Analysis

4.1 Definition of Scenarios

Three aspects will be considered for the study: the location of the ground stations, the antennas installed in the aircraft, and the antennas that may be installed in the ground stations.

As a result, as previously stated, five distinct terrestrial stations will be considered, with locations in Flores, Faial, Terceira, São Miguel, and Santa Maria.

The expressions that describe the radiation diagrams of the terminal antennas were previously presented. The antennas of ground stations as well as the antennas installed on aircraft. This is important for carrying out the communications system project because it is necessary to understand which type of antenna is best suited for use in ground stations. In this way, the research of several antennas compatible with the system's operational requirements was carried out. To conduct the tests, two omnidirectional antennas were chosen from among the analyzed antennas: the one with the highest gain value and the one with the lowest gain value. A directional antenna with the highest gain was also chosen.

Omnidirectional antennas will be analyzed in two contexts: first, with the antenna on top of the support tower, and second, with the antenna at about two-thirds of the maximum height of the support tower. The fact that the omnidirectional antenna is not located on top of the support tower, as seen in the previous chapter, causes its radiation diagram to change, influencing the results of the coverage diagrams. In the second test, the antenna will be manipulated so that its maximum gain is directed to locations most affected by the shadow area, while keeping the same height in mind.

The radiation diagram for sectorial antennas will not change due to the support tower, so the location in terms of height in the same will not be a limiting factor in terms of the radiation diagram. However, the number of antennas used per terrestrial station will be evaluated in order to achieve total coverage provided by the set of antennas that is as close to an omnidirectional antenna as possible.

The first antenna under consideration is the 7500143 antenna, which is omnidirectional and has the lowest gain value of all those investigated. Table 4 lists the antenna features that are essential for the tests. Expressions (10) and (11) describe the vertical and horizontal radiation diagrams of the current antenna, respectively.

Table 4. Antenna Specifications 7500143.

Radiation Diagram	Omnidirectional
Gain [dBi]	2.2

The 470.31.05.00 antenna, which is also omnidirectional, was the second antenna studied. The antenna characteristics relevant for the tests are shown in Table 5. Expressions (12) and (11) describe the vertical and horizontal radiation diagrams of the current antenna, respectively.

Table 5. Antenna Specifications 470.31.05.00.

Radiation Diagram	Omnidirectional
Gain [dBi]	5.2

The horizontal radiation diagrams of the two antennas mentioned above are replaced by expression (13) in the second test, with the antennas at two-thirds of the maximum height of the support tower.

The third antenna under consideration is the S.M2-145 antenna, which will be the only sectorial antenna used in the tests. The antenna properties that will be relevant for the tests are shown in Table 6. Expressions (14) and (15) describe the vertical and horizontal radiation diagrams of the current antenna, respectively.

Table 6. Antenna Specifications S.M2-145.

Radiation Diagram	Sectorial
Half Power Beam Width	36°
Gain [dBi]	2.2

4.2 Omnidirectional Stations

The simplest configuration of the system was considered in the initial tests. That is, all ground stations are treated the same and have omnidirectional antennas. For this, tests were conducted using the two omnidirectional antennas located on top of the support towers at three different aircraft flight altitudes.

In the initial tests, the omnidirectional antenna 7500143 was used. When the results in Table 7 were analyzed, it was discovered that the current antenna does not meet the operating requirements, because the coverage range is much less than the required 200 km at an aircraft flight altitude of 600 m.

Table 7. Maximum coverage range when using antenna 7500143.

Maximum coverage range [km]		
Ground Stations	[]	
	20	300 and 600
Morro Alto	64	64
Cabeço Gordo	64	64
St. Bárbara	64	64
Barrosa	64	64
Pico Alto	46	64

The graphs of received power as a function of distance also revealed that there were many shadow zones in the vicinity of the terrestrial terminal, as shown in Figure 7.

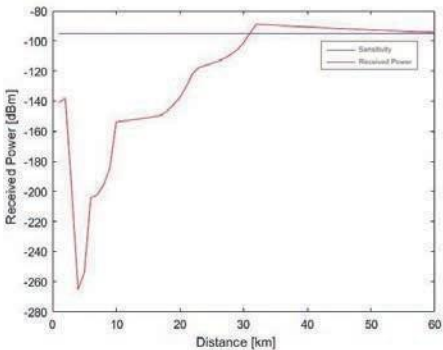


Figure 7. Power received as a function of distance in Morro Alto in the direction of 310°.

The omnidirectional antenna 470.31.05.00 was then tested to determine its performance.

Table 8 and Figure 8 show that when the antenna is mounted on top of the support tower, its performance meets the operational requirements. It was also determined that as the aircraft's flight altitude increased, the areas of the ground stations' shadow zones improved.

Table 8. Maximum coverage range when using antenna 470.31.05.00..

Maximum coverage range [km]			
Ground Stations	[]		
	20	300	600
Morro Alto	75	170	203
Cabeço Gordo	84	180	213
St. Bárbara	78	174	206
Barrosa	75	170	203
Pico Alto	46	134	166

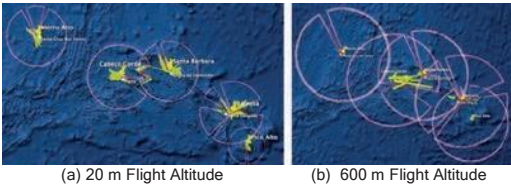


Figure 8. Coverage and shadow diagrams of the 470.31.05.00 antenna on top of the support tower.

The antennas were considered on top of the support towers in all of the results presented in this section. The antennas were considered to be at a height of approximately two-thirds of the maximum height of the support tower in the following tests, as the antennas will be installed in towers where other equipment is already located, and thus the ideal location may not be possible. The various tests were carried out with the variables in mind, with the antennas directed to different locations, the three flight altitudes, and the two antennas. The results shown below are the best that could be obtained for the conditions under consideration.

When viewed from two-thirds of the maximum height of the support tower, the maximum range of both analyzed antennas remained unchanged. However, as shown in Figure 9 the coverage area has shrunk significantly.

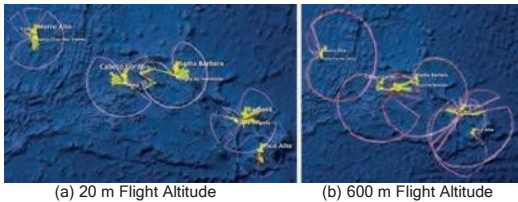


Figure 9. Antenna coverage and shadow diagrams 470.31.05.00 at two-thirds of the top of the support tower.

When comparing the performance of the two antennas, it is clear that when placed at two-thirds of the maximum height of the support tower, both lose performance. It was also possible to confirm that, if an omnidirectional antenna is to be used in the system, the 470.31.05.00 antenna should be chosen because it is the only one of the two that meets the operational requirements and has lower shadow areas.

When considering the antenna 470.31.05.00, the figures show that the area between the ground stations of Cabeço Gordo and Santa Bárbara has the highest prevalence of the shadow zone. These shadow areas are caused by Pico Mountain, which generates losses due to obstacles, resulting in the connection being obstructed. Consequently, it was regarded as a ground station at the top of the Pico Mountain for research purposes. The antenna 470.31.05.00 was considered, placed in a 20-meter-high support tower, and knowing that the altitude of the point where the antenna is installed is 2,351 meters above sea level.

When the results were analyzed, it was discovered that the maximum range of this ground station was greater than the other ground stations, as expected, and the shadow zones were less extensive, as shown in Table 9 and Figure 10.

Table 9. Maximum coverage range when considering an alternative ground station on Pico Island using antenna 470.31.05.00

[]		20	300	600
Ground Station	Pico	145	242	275

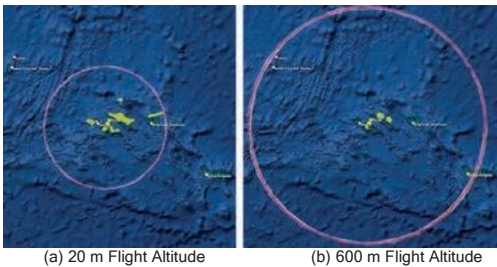


Figure 10. Coverage and shadow diagrams of the 470.31.05.00 antenna on top of the support tower when considered a ground station on Pico Island

The maximum reach obtained in the majority of the cases studied was equal to the maximum distance of application of the Free Space model. This is due to the fact that the Over-Horizon model's loss value is much higher than the one in the Free Space model. As a result, the received power decreases significantly in the transition zone between the models, rendering communication impossible.

The linkage analysis did not take linkage quality assessment criteria into account. This is due to a continuous and regular decline in the quality of the connection until, in the transition zone between the models, there is an abrupt break and the connection between the terminals is no longer possible.

4.2 Sectorial Stations

The system's performance was then evaluated in light of the sectorial antenna. Their performance was tested for all ground stations and the three flight altitudes considered in the study, just like omnidirectional antennas. Two antenna configurations were tested: the first with two sectorial antennas per terrestrial station and the second with three sectorial antennas. The goal would be to obtain a coverage diagram that resembles that of an omnidirectional antenna. As a result, it was determined that three S.M2-145 type antennas would be required to provide the desired coverage.

As a result, Table 10 shows the system's maximum range values for the three aircraft flight altitudes when the antennas are considered at the top of the support tower with a 120° difference between them. The maximum coverage range diagrams and shadow diagrams for the Cabeço Gordo ground station are shown in Figure 11. These diagrams depict a scenario in which the aircraft is at a height of 600 meters and the antennas are considered at the top of the support tower, with the omnidirectional antenna 470.31.05.00 and the set of sectorial antennas S.M2-145.

Table 10. Maximum coverage range when using the set of three S.M2-145 antennas

Maximum coverage range [km]			
Ground Stations	20	300	600
Morro Alto	75	170	203
Cabeço Gordo	84	180	213
St. Bárbara	78	174	206
Barrosa	75	170	203
Pico Alto	47	135	167

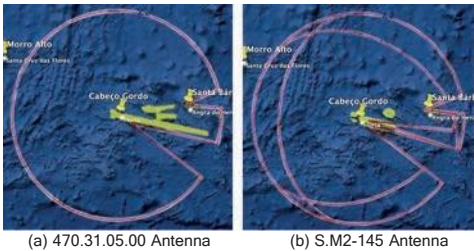


Figure 11. Coverage range and shadow areas of the Morro Alto ground station

When comparing Tables 8 and 10, it was discovered that the configuration with the omnidirectional antenna 470.31.05.00 or with the set of sectorial would have very similar maximum coverage ranges. The Pico Alto land station in Santa Maria saw only a minor increase. In absolute terms, there was a 1 km increase, and in relative terms, there was a 2.2 % increase. The differences, however, are related to the shadow areas obtained. As shown in Figure 11, the shadow zones of the Cabeço Gordo ground station when using the set of three sectorial antennas S.M2-145 are significantly smaller than the shadow zones obtained with the omnidirectional antenna 470.31.05.00.

This pattern was observed for all ground stations, with the shadow zones significantly reduced when the set of three sectorial antennas was used.

Following that, the performance of this same configuration was examined when the antennas were installed at two-thirds of the support tower's maximum height. When analyzing the obtained results, it was discovered that the difference in heights between the two antenna configurations is insufficient to have a significant influence on the obtained results. As a result, in terms of the maximum coverage range, the values in Table 10 can be used as a reference for the maximum ranges obtained. When it came to the shadow areas, they remained unaltered.

When the performance of the two antennas is compared, it is concluded that, if the antenna is installed on top of the support tower, both the omnidirectional antenna 470.31.05.00 and the set of three sectorial antennas S.M2-145 meet operational requirements. However, because it is also intended to reduce shadow areas as much as possible, the best configuration for the system for when the antennas are installed on top of the support tower, would be to use a set of three sectorial antennas. As it does not meet operational requirements, omnidirectional antenna 7500143 has been excluded.

When the antennas have to be placed at two-thirds of the maximum height of the support tower, the choice is between the omnidirectional antenna 470.31.05.00 and the three sectorial antennas S.M2-145. When the performance of the antennas is evaluated, it is determined that the best configuration would be a set of three sectorial antennas. As a result, while the omnidirectional antenna 470.31.05.00 meets the operational requirements, the use of three sectorial antennas S.M2-145 is the best alternative to apply to the system, regardless of the height at which the antennas are installed.

5 Conclusions

The goal of this research was to create a model that would optimize the coverage of the aeronautical communications system that would be installed in the Azores while taking operational requirements into account. The goal of this optimization was to increase the maximum coverage range while decreasing shadow areas as much as possible. As a result, a similar system that was once installed in the Azores archipelago was considered in an early phase of the analysis of possible future system characteristics. The system under consideration is intended to aid in SAR missions.

During the model's development, the generic view of the model that will be implemented is presented, as well as the model application scenarios and all system characteristics required to implement the model. As a result, three different scenarios were considered. All scenarios assume that the results obtained must meet the operating requirements, i.e. that at a maximum altitude of 600 m, a coverage range of at least 200 km is achievable. The three scenarios consider the flight altitudes of the two aircraft that typically carry out this type of mission, so three different flight altitudes will be studied.

The power received at the terminals was analysed to determine whether there was coverage along the radial path in relation to the ground stations. In the initial tests, the characteristics of the system that was previously installed in the Azores were used. Thus, the gain of the ground stations was 2.5 dBi, the operating frequency was 139.3 MHz, the terminal sensitivity was -95 dBm, and the emission power was 43 dBm. It was also thought to have a gain of aircraft antennas of -3 dBi.

Following that, a study of the propagation models that have application in the system under study is carried out, with the conclusion that the Free Space Propagation model, the Trans-Horizon Communication model, and the Knife-Edge and Deygout's model will be used for this application.

Fading can have an impact on communication performance, the greatest in the case under consideration being fast fading. The worst-case scenario was considered during the model's development, and thus the fading margin considered typical for moving terminals was used. As a result, a fading margin of 15 dB was considered.

Additionally, radiation diagrams of the various antenna possibilities to be installed in the system, as well as the radiation diagrams of aircraft antennas, are presented. Finally, a measurement of the developed model is performed, noting whether the models exhibit the expected behaviour when compared to theoretical results, as well as comparing the evolution of the developed model's results with the expectation. It was determined that all results were in accordance with expectations, and thus the model could be applied to the system under study.

Finally, in the first phase of the results analysis, the scenarios for applying the model are presented. The results of the model's benchmarking are considered in the evaluation of the scenarios. Different types of antennas are also considered in the scenarios, two of which are omnidirectional and one of which is sectorial.

As a result, various antennas and their radiation diagrams were evaluated. Because the installation of antennas in the support tower may be dependent on other antennas previously installed, two different scenarios for antenna placement were considered. The first scenario involved thinking about the antennas installed on top of the support towers. The antennas at two-thirds of the maximum height of the support tower were considered in the second scenario.

The installation of three sectorial antennas per terrestrial station was considered. As a result, the sum of the radiation diagrams of the three antennas equals the radius of an omnidirectional antenna's radiation diagram.

Two of the antennas are omnidirectional, one with a maximum gain of 2.2 dBi, the 7500143 antenna, and another with a maximum gain of 5.2 dBi, the antenna 470.31.05.00, as well as a sector antenna, the S.M2-145 antenna, with a maximum

gain of 7.2 dBi. The goal would be to understand the performance differences between the antennas under consideration and determine whether they met the operational requirements. Following that, it was intended to determine whether there were any significant improvements when comparing the results of these antennas to the sectorial antenna. The results were compared based on the coverage range as well as the area of the existing shadow zones.

Several tests were performed with the investigated antennas in order to determine the best configuration for the system under consideration, and the possibility of existing alternative locations for ground stations to improve performance was also investigated. As a result, we began by examining the system's most basic configuration, in which the same omnidirectional antennas were considered in all ground stations and on top of all ground stations' support towers. When the results of the 7500143 antenna were examined, it was discovered that it did not meet the operational requirements.

When the results of the antenna 470.31.05.00 were examined, it was discovered that this antenna met the operational requirements for the ground stations of Morro Alto, Cabeço Gordo, Santa Bárbara, and Barrosa, with the lowest maximum range value being 203 km. Because the Pico Alto ground station has a maximum range of 166 km, it cannot meet the operational requirements. The antennas were discovered to be approximately two-thirds of the maximum height of the support tower in the following tests. When comparing the performance of the two antennas, it is clear that when placed at two-thirds of the maximum height of the support tower, both lose performance. It was also possible to see that, if you choose to use an omnidirectional antenna in the system, the 470.31.05.00 antenna is the only one that meets the operational requirements and has lower shadow areas.

When considering the antenna 470.31.05.00, it was also discovered that the area between the ground stations of Cabeço Gordo and Santa Bárbara has the highest prevalence of shadow areas. The Pico Mountain, which is located between the islands of Faial and Terceira, is responsible for these shaded areas. As a result, a ground station at the summit of Pico Mountain was considered for research purposes.

When analysing the results obtained, it was observed that, if there was the possibility of installing a land station on top of Pico Mountain, its maximum range would be greater than that of the other land stations, reaching a value of 275 km, and the areas of shadows were less extensive, another advantage is the fact that the coverage provided by this ground station has the ability to mitigate most of the shadow zones of the ground stations around it.

Following that, the system's performance was evaluated in light of the sectorial antenna. Their performance was tested for the five ground stations and the three flight altitudes considered in the study, just like the omnidirectional antennas. When the system was configured with sectorial antennas, it was discovered that three S.M2-145 type antennas would be required to provide the desired coverage.

When the performance of the omnidirectional antenna 470.31.05.00 was compared to the set of three sectorial antennas S.M2-145, the maximum range of the two antennas was found to be equal. The shadow areas, on the other hand, showed significant differences, and their area decreased when the three sectorial antennas were used. It was also discovered that the Cabeço Gordo ground station had the most significant improvements.

Following that, the performance of this same configuration was examined when the sectorial antennas were installed at two-thirds of the support tower's maximum height. When the obtained results were analysed, it was discovered that the difference in heights between the two antenna configurations was insufficient to influence the obtained results, leaving the maximum range and shadow zones unchanged.

When the performance of the three antennas is compared, it is determined that antenna 7500143 is out of the running because it does not meet the operational requirements. It was also determined that if the antenna could be installed on top of the support tower, both the omnidirectional antenna 470.31.05.00 and the three sectorial antennas S.M2-145 would meet the operational requirements. However, because the goal is to minimize shadow areas as much as possible, the best system configuration would be to use a set of three sectorial antennas.

In the study, all terrestrial stations considered were at the highest point on the respective island, implying that there are no alternative locations that improve system performance when compared to the locations considered. However, when the possibility of installing an earth station on Pico Island was investigated, it was discovered that this would be an alternative location that would bring system improvements, as its reach would lead to certain shadow areas being mitigated and, also, because the shadow zones of this earth station are reduced. This alternative is unlikely to materialize due to the impossibility of installing the antennas in this location, as there is no infrastructure required for this purpose in this location. Another reason for the ground station's impossibility is logistical issues, such as difficult access to the location under consideration.

The results of the tests revealed that the maximum coverage range was equal to the transition distance between the

Free Space and Trans-Horizon models in many of the cases studied. This is due to the fact that the value of path losses increases significantly when switching between the two models.

The quality of service was not evaluated in depth because the quality of the connection gradually and continuously degrades with distance until, at the point of transition between propagation models, the connection is completely degraded.

References

- [1] Assembleia da República, Parlamento-Estatuto e Competências-Constituição da República Portuguesa-Artigo 275º, 2005. (<https://www.parlamento.pt/Legislacao/Paginas/ConstituicaoRepublicaPortuguesa.aspx>).
- [2] Estado Maior da Força Aérea, Missão - Visão, 2020. (https://www.emfa.pt/p-181-missao_visao).
- [3] Estado Maior da Força Aérea, Base Aérea nº4 - História, 2020. (<https://www.emfa.pt/unidade-27-base-aerea-n-4>).K. Elissa, "Title of paper if known," unpublished.
- [4] Estado Maior da Força Aérea, Esquadra 502 - Destacamento Aéreo dos Açores, 2020. (<https://esquadra.emfa.pt/link-502-005.003.002-daa>).
- [5] Estado Maior da Força Aérea, Esquadra 751, 2020. (<https://www.emfa.pt/esquadra-46-esquadra-751-pumas>).
- [6] FAP Oficial - Instagram, 2020. (https://www.instagram.com/p/CJnZagilVa0/?utm_source=ig_web_copy_link).
- [7] Cartil - Telecomunicações e Eletrónica, S.A., Telas Finais Sistema de Comunicações VHF para o Arquipélago dos Açores, Lisboa, Portugal, 2008.
- [8] Estado Maior da Força Aérea, Relatório Confidencial - Sistema de Comunicações VHF Militar sediado nos Açores, 2020.
- [9] Bower A., Chandler D., "Extended Range VHF Communications improve performance of air transport operations", *ICAO Journal*, Vol.57, Nº3, pp.23 e pp.31, Nov. 2002.
- [10] Park Air Systems - A Northrop Grumman Company, <https://www.parkairsystems.com/components/t6-vhf-uhf-radio>, Jan 2021.
- [11] Marsh, G., *Longer Legs for VHF*, *Avionics Magazine*, Mar. 2004. (http://www.aviationtoday.com/av/air-traffic-control/Longer-Legs-for-VHF_780.html)
- [12] ICAO, VHF coverage over Indian Airspace, Eight Meeting of the Communications/Navigation/Surveillance and Meteorology Sub-Group (CNS/MET SG/8) of APANPIRG, Thailand, July 2004. ([http://www.icao.int/Meetings/AMC/MA/2004/CNSMET_SG\(ip20\).pdf](http://www.icao.int/Meetings/AMC/MA/2004/CNSMET_SG(ip20).pdf)).
- [13] Estado Maior da Força Aérea, Relatório Confidencial - Sistema de Comunicações VHF Militar sediado nos Açores, Lisboa, Portugal, 2020.
- [14] Pereira, A., Operacionalização, no contexto da Força Aérea, de um Sistema Aéreo Autónomo Não-Tripulado Classe II para Vigilância Marítima e Busca e Salvamento, Tese de Mestrado, Academia da Força Aérea, Sintra, Portugal, 2016 (https://comum.rcaap.pt/bitstream/10400.26/14369/1/DISSERTACAO_ASPAL_PILAV_PEREIRA.pdf).
- [15] ITU, *Reflection from the surface of the Earth*, ITU-R Report 1008-1, Switzerland, 2021
- [16] Rodrigues, A., Sanguino, J., Feixes Hertzianos - Formulário, Material de Apoio à Unidade Curricular de Sistemas de Telecomunicações Via Rádio, Instituto Superior Técnico, Lisboa, Portugal, 2020 (<https://fenix.tecnico.ulisboa.pt/disciplinas/STVR77/2020-2021/1-semester/material-de-apoio>).
- [17] ITU, Propagation by diffraction, ITU-R Recommendation P.526-14, Switzerland, 2018.
- [18] Sadeque, Md., Mohonta, S., Ali, Md., *Modeling and Characterization of Different Types of Fading Channel*, *International Journal of Science, IJSETR*, Vol.4, May 2015. (https://www.researchgate.net/profile/Md-Golam-Sadeque/publication/336579078_Modeling_and_Characterization_of_Different_Types_of_Fading_Channel/links/5da6dc28299bf1c1e4c3a501/Modeling-and-Characterization-of-Different-Types-of-Fading-Channel.pdf).
- Hoehner, P., Haas, E., *Aeronautical Channel Modeling at VHF-Band*, Information and Coding Lab, University of Kiel, Institute for Communication Technology, German Aerospace Center, Germany, 2021 (<https://ieeexplore.ieee.org/document/797280>).

3D HEAD POSE ESTIMATION AND MOVEMENT CLASSIFICATION FROM 2D DATA



Autor: **Gabriel Cabrita dos Santos**

Alferees Aluno no Mestrado Integrado na Especialidade de Engenharia Eletrotécnica
Academia da Força Aérea, Sintra

Orientador: **Prof. Doutor Manuel Ricardo De Almeida Rodrigues Marques**
Instituto Superior Técnico, Lisboa

Coorientador: **Prof. João Paulo Salgado Arriscado Costeira**
Instituto Superior Técnico, Lisboa

3D HEAD POSE ESTIMATION AND MOVEMENT CLASSIFICATION FROM 2D DATA



Autor: **Gabriel Cabrita dos Santos**

Alfere Aluno no Mestrado Integrado na Especialidade de Engenharia Eletrotécnica
Academia da Força Aérea, Sintra

Orientador: **Prof. Doutor Manuel Ricardo De Almeida Rodrigues Marques**
Instituto Superior Técnico, Lisboa

Coorientador: **Prof. João Paulo Salgado Arriscado Costeira**
Instituto Superior Técnico, Lisboa

Abstract

Nowadays, with the development of technology, it is possible to improve the lives of people with disabilities. Many of these disabilities require the help of another person to do simple tasks such as eating, dressing or drinking. In order for them to live more autonomously, researchers have developed robotic feeding assistants. However, most of the commercial feeding assistant robots do not have feedback on the food acquisition or the face position. The ones that have are expensive and can not be mass produced. Feedbot is described as an autonomous feeding robot arm with vision that can modify his trajectory in real-time to the user and provide visual feedback on food collection. The goal of this research was to develop a system for categorizing the motion of various subjects in a given setting. This would allow robotic devices to better adapt to each patient and, as a result, enhance their performance. Using a face landmark detector, data from precise locations in these videos was obtained. It is feasible to use this data to do pose estimation in order to classify and comprehend the types of motions made by the subjects with the K-means machine learning algorithm. This work contributes to a robotic device having a better understanding of the user's head movement in order to avoid collisions and interact more efficiently by detecting the sort of movement the user is performing.

Keywords: Assistive Technologies, Manipulation Aids, Feeding Assistance, Computer Vision, Head Pose Tracking, K-means Classification.

1 Introduction

1.1 Motivation

The role of robots in society is rising and diversifying, bringing with it a wide range of challenges concerning the human-robot connection (Bartneck et al., 2020). Robots are rapidly being created for real-world applications such as rehabilitation, eldercare, and robot-assisted treatment, as well as other helpful or instructional purposes.

It is known that physically challenged people might need health care or caregiver services in order to perform Activities of Daily Living (ADLs), such as bathing, feeding or dressing (Mlinac & Feng, 2016). Since they can not do these activities by themselves, they need a third person to take care of them and help them perform common daily activities.

With technological evolution, robots can play an important role in dealing with these problems, providing a better quality of life and autonomy for those in need. On one hand, they can give more autonomy to people who suffer from disabilities, on the other hand, robots will free caregivers of certain "mechanical" tasks so that they can concentrate on the relational role.

This work will focus on the task of autonomously feeding a user, an essential ADL. Feeding involves bringing the food from the plate location to the user's mouth. Even though this can be thought of as being a simple task, it is not, and it can be even more challenging for a robot, since it requires a perception of the user's pose. This perception is important since the robot should move the end-effector to the mouth position and adapt its trajectories to different users that may have involuntary and diverse amplitudes of movements.

Following the Feedbot (Candeias, Rhodes, Marques, Veloso, et al., 2018) project, an autonomous feeding robot arm system with the purpose of feeding people with upper arm disabilities, it will be presented a method to classify a user's head movement based on it's pose. With this algorithm, the robot might be able to know which type of head movement the user is doing and react to it in an efficient way.

1.2 Contributions

In the context of the development of Feedbot, this work has made the following contributions:

Pose estimation from face detection

By implementing a face detection system on a video frame, using open-source libraries, it is possible to detect the face 3D features and location with millimetric precision in order to apply the Procrustes Analysis, obtaining the 3D pose estimation from 2D without the need of using a 3D depth sensing camera.

Movement classification from pose

From time series head pose data, it is possible to analyse, segment and classify the data in order to understand which type of movement is the user doing according to a dataset. This information might be used for a robotic arm to have a better functioning and determine a better trajectory in order to interact with the user.

2 Background

In this work it will be presented a way to classify different movements according to the angles acquired from 2D videos and real-time movement captured by an RGB camera.

Using the subjects facial landmarks to obtain the head pose, it will be studied the types of movements that may occur in a feeding scenario. The movement details and data will be taken in account for the classification process.

2.1 Face Detection

Face detection is a computer program that recognizes human faces in digital pictures. Face detection techniques are used to identify whether or not there is a face in a picture. It is considered to be a subset of Object Detection. The goal is to discover the positions and sizes of all items in a picture that correspond to a specific class in Object Detection. Humans, pets, automobiles, and other items might be among them, however, the recognition of frontal human faces is the focus of face-detection algorithms.

Face detection may be used in a wide range of situations, such as marketing (Ishii, Hongo, Kanagawa, Niwa, & Yamamoto, 2002), emotional inference (Maglogiannis, Vouyioukas, & Aggelopoulos, 2009), criminal identification (Apoorva, Impana, Siri, Varshitha, & Ramesh, 2019) or even healthcare.

Paul Viola and Michael Jones, two computer vision researchers, submitted a work titled Rapid Object Detection Using a Boosted Cascade of Simple Features in 2001 (Viola, Jones, et al., 2001). The suggested system, also known as the Viola-Jones object detection framework, may be trained to recognize a wide range of items from various classes. It was, however, designed largely for facial recognition. This framework was extremely precise and efficient, and it may be used to create a real-time face detection software.



Figure 1: Viola Jones Face Detection.

This method has no notable drawbacks, which is why it is still widely used for facial recognition in real-time applications. However, one of this framework's minor drawbacks is its inability to recognize faces in specific circumstances. For example, if a person's face is obscured by a mask or something else, Viola-Jones may not function properly. Additionally, if the faces are not properly aligned, this method may be unable to recognize such faces.

From then on, other face detectors were developed that allow us to get the position of the facial features, such as OpenFace (Baltrušaitis, Robinson, & Morency, 2016) and the one that was used in this work, Mediapipe.

In 2016, OpenFace (Baltrušaitis et al., 2016) was presented as an open source tool intended for computer vision and machine learning researchers, capable of facial landmark detection, head pose estimation, facial action unit recognition, and eye-gaze estimation. This algorithm uses Conditional Local Neural Fields, an example of a Constrained Local Model, for facial landmark detection and tracking. This last model predicts the location where each facial landmark is going to appear using local detectors and a shape model for optimization, in order to better calculate each point based on the other ones.

2.2 Feeding Robots

Nowadays, there are several robotic arms that have been created and improved with the purpose of feeding people with upper arm disabilities. The pioneer of this type of technology was the Handy1 (Topping, 1993) and it was tested with more than fifty users. It allowed the user to choose among seven different food types using buttons and the robot would move, along a predefined path, from the plate to the user mouth location. However, it has some drawbacks such as the need of inputs provided by the user using buttons, something that not everyone with physical limitations can do easily, and the predefined movement makes it impossible to adapt to each user.

From there on, feeding assistant robots such as Obi and MySpoon became available for commercialization. However, these robots still lack the ability to adapt if the user changes pose during the meal or if the user is incapable of controlling the robot. Although Obi has a feature that can adapt the end-effector trajectory to each user after previous calibration, it is not real-time trajectory planning.

With all these examples, it is possible to observe that there is still no system that satisfies all the needs to properly feed someone with this disorder without any help. For example, the type of person is not taken into account when the trajectory of the end-effector is predefined. A correct functioning of the robot arm would be, for people who can not move at all, to move the spoon all the way to the inside of the user's mouth. For instance, it would be preferable to leave some distance between the end-effector and the mouth of the user if the user was able to lean the upper-body forward, so that they could reach the spoon whenever they desired.

In 2018, to overcome the previous problems, Feedbot (Candeias et al., 2018) was proposed. An autonomous feeding robot arm that is augmented with vision to be capable of adapting his trajectories in real-time to the user and of having visual feedback on the food acquisition. It is capable of acquiring food from a static plate using a demonstration of a scooping trajectory, detecting if the acquisition of the food was successful, real-time tracking of the user's mouth position and real-time adapting the trajectory of the robot end-effector from the plate to the user's mouth.

2.3 Classification Methods

Machine Learning is a key study area in modern artificial intelligence. The ability to constantly acquire new information or skills while reorganizing knowledge structures to increase performance has led to it becoming a popular strategy in movement classification. The machine learning technique is separated into two stages: classification model building and classification itself. Machine learning techniques can be divided into the categories of unsupervised and supervised (Liu, Li, & Li, 2007).

In order to achieve head motion classification, an article (Jiang, Sadeqi, Miller, & Sonkusale, 2021) from 2021 presents a head position monitoring and classification system using thin flexible strain sensing threads placed on the neck of an individual. The quantification of head position is done in near real time using a data processing algorithm for motion recognition. Data is filtered, standardized, and segmented as it enters the system. For position prediction, a set of features is retrieved from each data segment and input to nine classifiers, including Support Vector Machine, Naive Bayes, and KNN.

Another use for head pose classification is to control a wheelchair (Rivera, DeSouza, & Franklin, 2013). This method employs an infrared depth sensor to capture the user's head pose, as well as an adaptive component for pose detection. The adaptation, which is based on a sort of Re-enforcement K-means clustering, may accommodate users who have limited and variable head mobility regardless of how skewed the head motion becomes as the condition progresses.

3 Head Pose and Movement Analysis

In this work, it is proposed to obtain the pose estimation from a single frame input where a person's face is visible. With this, it is possible to acquire data in order to evaluate the movement details for future analysis. From face detection to pose estimation and movement classification, all the processes involved in this chapter will be explained. The process is schematized in Figure 2.

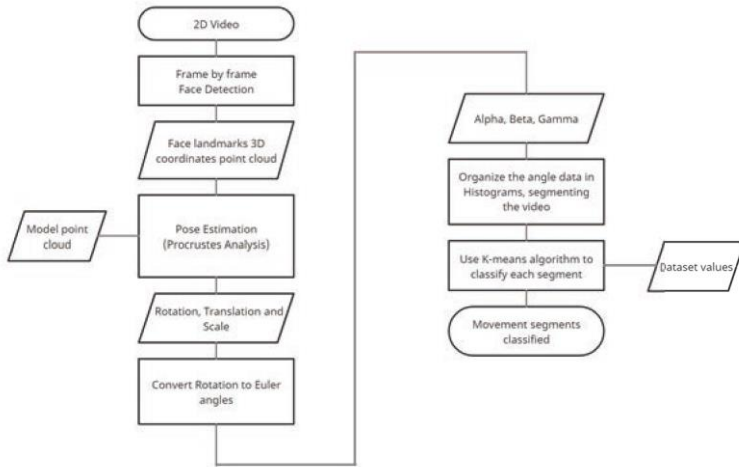


Figure 2: Thesis pipeline.

3.1 Face Detection

Presented in 2019 as an end-to-end neural network-based model for inferring an approximate 3D mesh representation of a human face, Mediapipe was the chosen algorithm since it fills the requirements for this project.

Mediapipe requires a frame of a single RGB camera as input and it does not need a depth sensor. This frame is then processed by BlazeFace (Bazarevsky, Kartynnik, Vakunov, Raveendran, & Grundmann, 2019), a lightweight, high-performance face detector designed for mobile GPU (Graphics Processing Unit) inference. Because of its near-realtime performance, it can be used in any augmented reality pipeline that requires an accurate facial region of interest as an input for task-specific models such as 2D/3D facial keypoint or geometry estimation, facial features or expression classification, and face region segmentation. It detects the facial landmarks (for example, eye centers and nose tip), creating a rectangle that contains the head. The Mediapipe then uses a neural network trained with around 30K photos that operates on those locations and predicts the approximate surface geometry via regression, obtaining the ground truth for the 468 3D mesh points presented in Figure 3. Each specific landmark has always the same index, independent from the image that is used.

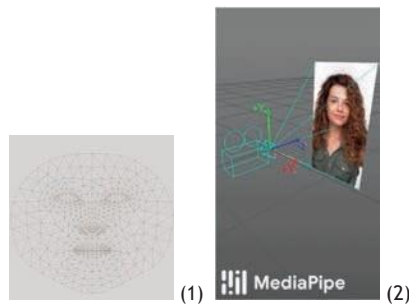


Figure 3: Mediapipe 468 face points (1) and Mediapipe metricspace (2).

The metric 3D space is an orthonormal 3D coordinate space, as it is possible to observe in Figure 3. The X and Y coordinates are normalized (by the number of pixels) screen coordinates, while the Z coordinate represents the landmark depth, with the depth at the head center being the origin, and is relative and scaled as the X coordinate under the weak

perspective projection camera model.

This method was chosen since it has high reliability, is fast and accurate, and can finish a face that is slightly occluded or slightly crosses the picture boundary.

When the Mediapipe face detector is applied to Figure 4, the outcome is a 468x3 matrix. This matrix A is written as

$$A = \begin{bmatrix} a_{1,1} & a_{1,2} & a_{1,3} \\ a_{2,1} & a_{2,2} & a_{2,3} \\ \dots & \dots & \dots \\ a_{i,1} & a_{i,2} & a_{i,3} \\ \dots & \dots & \dots \\ a_{N,1} & a_{N,2} & a_{N,3} \end{bmatrix} \quad (1)$$

where a_i are the 468 point sets obtained as well as their X , Y , and Z coordinates.

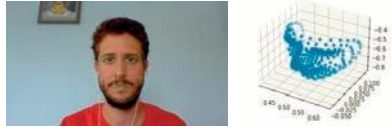


Figure 4: Base image "A" and point cloud.

The same method will be applied to a second image, exemplified in Figure 5 to obtain the matrix B in order to perform its pose estimation.



Figure 5: Image "B" and point cloud.

$$B = \begin{bmatrix} b_{1,1} & b_{1,2} & b_{1,3} \\ b_{2,1} & b_{2,2} & b_{2,3} \\ \dots & \dots & \dots \\ b_{N,1} & b_{N,2} & b_{N,3} \end{bmatrix} \quad (2)$$

3.2 Pose Estimation

3.2.1 Procrustes problem

The face tracking problem will be formulated, in each time-step, as a 3D rigid model registration problem. It will be used a point cloud that represents the front-view model of the person's head (A) and a point cloud of a scene (B) with a new pose of the model. These two point clouds acquired from the Mediapipe algorithm with the same size A and B , are related by $B = (RA)s + t$, where R is a 3×3 rotation matrix, t a 3×1 translation vector, and s the scale value (Gower, 1975). Given A and B , using the Least-Squares Fitting of Two 3D Point Sets algorithm (Arun, Huang, & Blostein, 1987) it is possible to find the least-squares solution of R , s and t , based on the Singular Value Decomposition (SVD) (Kalman, 1996) of a 3×3 matrix. Assuming that the rotation is around an axis passing through the origin, the fitting can be formalized by the least-squares problem:

$$\begin{aligned} & \underset{R, s, t}{\text{minimize}} \quad \sum_{i=1}^N \|b_i - ((Ra_i)s + t)\|^2 \\ & \text{subject to} \quad \det(R) = 1; R^T R = I \end{aligned} \quad (3)$$

were N is the total number of points (468 points that are acquired from Mediapipe), a_i is the point i of the point cloud A and b_i is the point i of the point cloud B . a_i and b_i will always be referring to the same landmark since the landmarks will always have the same indices.

As it was shown in (Huang, Blostein, & Margerum, 1986), to obtain the least-squares solution R , s and t , it is necessary to start by calculating the centroids ($\bar{a}$ and $\bar{b}$) of both point clouds:

$$\bar{a} = \frac{\sum_{i=1}^N a_i}{N} \quad (4)$$

$$\bar{b} = \frac{\sum_{i=1}^N b_i}{N} \quad (5)$$

Both point clouds are then centered in the same location by:

$$A_m = A - \bar{a} \quad (6)$$

$$B_m = B - \bar{b} \quad (7)$$

This problem is comparable to determining the orthogonal matrix that is closest to a given matrix H , with:

$$H = B_m A_m^T (A_m A_m^T)^{-1}_m \quad (8)$$

solving the closest orthogonal approximation problem, with $R^T R = I$

$$\min_R \|R - H\| \quad (9)$$

Then, find the singular value decomposition SVD (Kalman, 1996) of H

$$H = U \Lambda V^T \quad (10)$$

Calculate

$$X = V U^T \quad (11)$$

The determinant of X will show that $R = X$ if $\det(X) = 1$. If $\det(X) = -1$, the algorithm fails since it means that neither A and B are coplanar, or it exists a reflection of the points. In the presence of a reflection, if $X = V U^T$ minimizes the problem, so does $X' = V' U^T$, with

$$V' = [v_1, v_2, -v_3] \quad (12)$$

If X is a reflection, then X' is a rotation, and vice versa. With $\det(X) = -1$, $X' = V' U^T$ gives the desired rotation.

It is now possible to calculate the values of R , s and t :

$$R = U V^T \quad (13)$$

$$s = \frac{\sum_{i=1}^N \Lambda_i}{N} \quad (14)$$

$$t = \bar{b} - R a s \quad (15)$$

3.3 Movement Descriptor

In this section it is presented a method to classify the person's head movement with the data acquired from a recorded video. Using the algorithm presented in the previous section, it is possible to obtain the rotation R for each frame, which will be used for analysis.

3.3.1 Euler angles

The axis-angle form is the simplest way to think about 3D rotation. An axis of rotation and an angle that defines the amount of rotation can be used to define any arbitrary rotation. Assuming that the goal is to rotate a point or a reference frame by an angle of α about the X axis, the rotation matrix corresponding to this rotation is given by:

$$R_X = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\alpha) & -\sin(\alpha) \\ 0 & \sin(\alpha) & \cos(\alpha) \end{pmatrix}. \quad (16)$$

Rotations by β and γ about the Y and Z axes can be written as:

$$R_Y = \begin{pmatrix} \cos(\beta) & 0 & \sin(\beta) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\beta) & 0 & \cos(\beta) \end{pmatrix}, \quad (17)$$

$$R_Z = \begin{pmatrix} \cos(\gamma) & -\sin(\gamma) & 0 \\ \sin(\gamma) & \cos(\gamma) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}.$$

Using matrix multiplication $R = R_Z R_Y R_X$, a rotation about any arbitrary axis may be expressed in terms of consecutive rotations about the Z , Y , and ultimately the X axes.

It is required to examine if R is a Rotation matrix in order to acquire the Euler angles, by verifying that it is orthogonal, $RR^T = R^T R = I$ and $\det(R) = 1$.

The following formula $\sqrt{R_{[1,1]}R_{[1,1]} + R_{[2,1]}R_{[2,1]}}$ is tested for a singularity around zero in the next phase. If it is not close to 0, then:

$$\begin{aligned} \alpha &= \tan\left(\frac{R_{[3,2]}}{R_{[3,3]}}\right) \\ \beta &= \tan\left(\frac{-R_{[3,1]}}{\sqrt{R_{[1,1]}R_{[1,1]} + R_{[2,1]}R_{[2,1]}}}\right) \\ \gamma &= \tan\left(\frac{R_{[2,1]}}{R_{[1,1]}}\right) \end{aligned} \quad (18)$$

If the singularity exists, then:

$$\begin{aligned} \alpha &= \tan\left(\frac{-R_{[2,3]}}{R_{[2,2]}}\right) \\ \beta &= \tan\left(\frac{-R_{[3,1]}}{\sqrt{R_{[1,1]}R_{[1,1]} + R_{[2,1]}R_{[2,1]}}}\right) \\ \gamma &= 0 \end{aligned} \quad (19)$$

With the Euler angles calculated in degrees, it is now possible to analyse the head movement in order to classify it.

3.3.2 Histogram segmentation

In order to organize the data and to evaluate the movement in time periods, the values for each angle were converted to histograms. This is necessary since the objective is to analyse "movement" and not "positions". The value for each time period was chosen based on arbitrary considerations. 2 seconds was the decided value since it could provide significant movement values, but also split the movement into more segments. Instead of just segmenting the full video in 2 seconds fragments, the first frame of each segment is separated by a 0.5 seconds interval. This way, the same movement can be detected and classified independently in which frame it starts.

The histogram range goes from -60° to 60° with an interval size of 15° . These values were chosen since if the movement goes beyond those limits, the face might be occluded from the camera and the angle will not be calculated since the face detection algorithm fails to acquire the point clouds.

The following images and graphics show three frames (beginning, middle and end), obtained from two video segments and the histograms for each angle α , β and γ . In Figure 6 the video segment was acquired from a stable position without motion, contrarily to Figure 7.

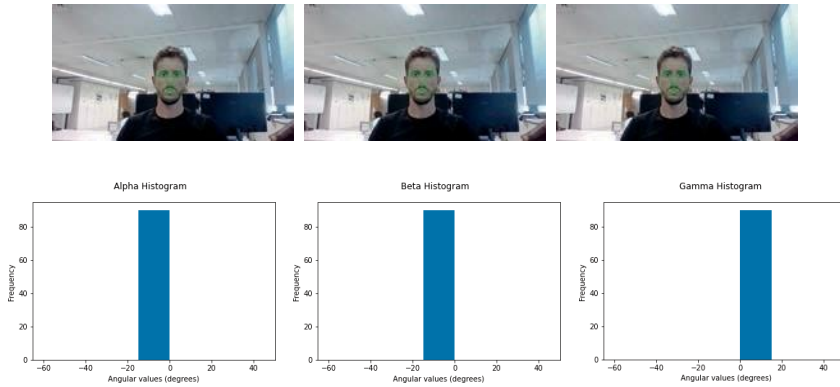


Figure 6: Frames and histograms from "staying still".

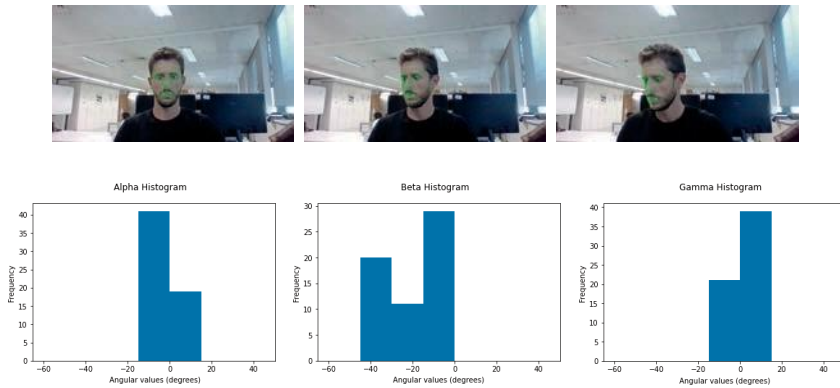


Figure 7: Frames and histograms from "movement".

It is possible to observe the change in the histograms from "staying still" compared to "movement", with the frequency changing to different values to different angles.

Specific types of movement have similar histograms that can be compared and organized into clusters applying the K-means algorithm, presented in the next section. Each cluster will represent a specific "type" of movement that will be used to classify other "unknown" video segments.

3.3.3 K-means classification

J. MacQueen's K-means (MacQueen et al., 1967) algorithm is a representative non-hierarchical clustering method. The non-hierarchical clustering technique resets all of the data while repeating the process of separating it into a predetermined number of clusters.

For a given number of clusters K , the K-means algorithm determines the clustering result with the least variance in the data group. First, the center points of K clusters are determined. The second phase assigns each object to the cluster with the closest K centers. The third step is to assign all of the objects to the cluster, and then to relocate the cluster center point to the average of the object property values assigned to each cluster. And then repeat the second and third step until the cluster's center is no longer changed.

The K-means algorithm has the drawback of being heavily influenced by the clustering outcome based on the initial center value. However, because of its simplicity, the K-means algorithm is straightforward to implement and has the advantage of having a higher calculation efficiency than the hierarchical clustering algorithm.

This method is then applied to a video, where it is known the types of movements of the subject, and to another video that the movement details are unknown. It is then possible to characterize the subject movement by analyzing the data from the Euler angles.

3.4 Verification and Validation

3.4.1 Face detection evaluation

To evaluate the face detection implementation, several images were taken with the point clouds applied to the face in order to test if they would match the correct position.



Figure 8: Mediapipe Face Detection verification.

Figure 8 shows how the face is recognised in various positions. It may not function successfully if two or more Haar-like features are missing from the frame, resulting in the inability to acquire the 3D shape. Another crucial consideration is the camera's location. If it is above the user's head or too near, it may not identify the face effectively, as shown in Figure 9. However, this test demonstrates that faces that may be covered by glasses will also be identified.

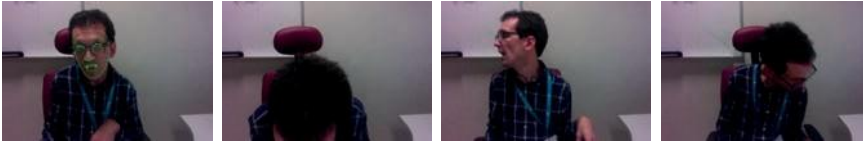


Figure 9: Cases in which the algorithm fails to recognise the face correctly.

3.4.2 R, S and T validation

In order to verify if the algorithm is working correctly, several tests were made to check if the given values of R , s and t were correct or approximate to the perfect value. To do this, it was used an image A , the same in section 2.1, for the reference image, and several images C to calculate R , s and t . This values were used to obtain new images C' from

$$C' = (RA)s + t \quad (20)$$

Providing these images that present the point clouds from C in blue and C' in orange.

To evaluate the error between the two point sets, the Root Mean Square Error (RMSE)(Chai & Draxler, 2014) was calculated using Equation (21), with n as the number of points and $N = 468$ (the total number of points).

$$RMSE = \frac{\sum_{n=1}^N (C_n - C')^2}{N} \quad (21)$$

From the six images presented the following RMSE was calculated:



Figure 10: Images used as C point clouds.

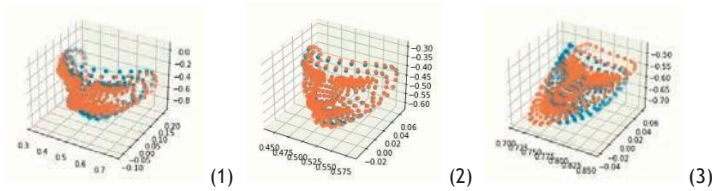


Figure 11: R, S and T validation.

Image	RMSE
1	0.019962
2	0.003285
3	0.014143
4	0.013189
5	0.008391
6	0.01585

Table 1: RMSE values.

With this values of RMSE, it is possible to show that the calculation of R , s and t will provide an accurate result and can be used for future analysis. This algorithm was then applied to a video, as presented in Figure 12, analyzing the data from the angles. Using the face detection and the algorithm, it was possible to obtain the Euler angles and the Translation. With α corresponding to X , θ to Y , and γ to Z axes. Because γ has smaller values than the other angles, its values might oscillate quite a bit.

When the graphics from Figure 13 are compared to frames from the video presented in Figure 12, it is possible to observe that changes in the angle and translation values correlate to changes in the head position, according to the metric space shown in Figure 3. At the end of the translation graph, for example, shows the forward and backward movement of the head from frame 4, as seen in Figure 12(4).



Figure 12: First video frames.

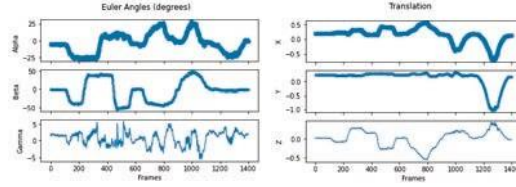


Figure 13: First video angles and translation data.

4 Dataset

In this work it is proposed to evaluate the type of movement that a subject does from 2D videos. In order to build the classifier it is needed a dataset to acquire the trajectories of the subjects. This chapter covers how the dataset was gathered, including the various conditions that the participants were subjected to while documenting their movements. Furthermore, the various motions that were captured are detailed in depth. In addition, a brief summary of the many subjects who agreed to participate in this study is given.

4.1 Data model

For this data model there are two setups. The first setup is the one that was used in section 3.4.1, with the laptop's camera positioned on a table roughly 60cm away from the user's face and at an angle aiming towards the user's face. The second setup is the one presented in "Clustering of movement profiles of motor-impaired people from 2D image streams" (Macedo, 2018), since the videos used with the second setup were acquired in the same work. This videos were obtained using a Kinect 360 camera positioned in front of a table and a chair where the subject would sit.

4.2 Subjects

The data studied in this project was produced by a variety of individuals, both with and without disabilities. Four subjects from the Centro de Reabilitação de Paralisia Cerebral Calouste Gulbenkian, run by Santa Casa da Misericórdia, were recorded in order to collect data from people with limitations. The people from this institution, due to their different disabilities, had their maneuverability affected with varying levels of severity. Another part of the recordings was done in Instituto Superior Técnico (IST) with a student and some of them were already shown in the previous sections. User restrictions or limitations such as age, gender or having a beard are not taken in account since it will not have a significant effect on the face detection method.

4.3 Types of Movement

This dataset contains videos with movements that a user may perform during an autonomous robotic feeding situation. Movements from the users looking up and down, to the right or to the left, diagonally, and moving forward and backward, down to the right and down to the left side of the camera.

A total of 10 videos are used for this dataset. Namely, 4 from the student with the first setup, 4 from Centro de Reabilitação de Paralisia Cerebral Calouste Gulbenkian with the second setup, and 2 more from the same student in order to test the algorithm. The length of the videos varies from 22 to 60 seconds. All the videos have a 30 frames per second frame-rate and the video resolution is 1280x720 for the first setup and 856x610 for the second setup.

5 Results

With the dataset containing the histogram values for each segment of each video, it is possible to apply the K-means method to create K clusters.

The number of clusters was chosen based on the Elbow Method (Nainggolan, Perangin-angin, Simarmata, & Tarigan, 2019). This approach computes the Within-Cluster-Sum of Squared Errors (WSS) for various values of K and selects the k at which WSS begins to decrease.

The value chosen for K was 20, in order to not consume too much computational memory, but it can increase in order to get better results.

For example, if the Silhouette Method (Nitya Sai, Sai Shreya, Anjan Subudhi, Jaya Lakshmi, & Madhuri, 2017) was applied, the optimal number of clusters would be 44, however, $K = 20$ will be kept to maintain the clusters as generic as possible. This approach computes silhouette coefficients for each point, which quantify how similar a point is to its own cluster in comparison to other clusters.

Applying the K-means method to the dataset, the 20 clusters and cluster' centroids will be obtained and can be represented after data processing with t-sne (Hinton & Roweis, 2002), making it possible to visualize high-dimensional data by giving each datapoint a location in a two-dimensional map in Figure 14.

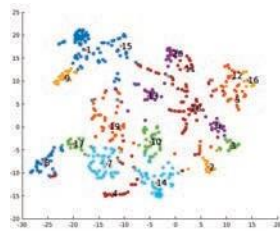


Figure 14: Data after K-means processing.

It is possible to see the data organized into clusters, which means that the points in the same cluster have similar values and can represent similar video segments with similar movement.

One video will be used to test the algorithm. This video contains head horizontal movements, left and right, being called "NO" video. It is now possible to apply the K-nearest neighbors algorithm (Altman, 1992) to compare the data from each video with the centroids data. The video segments are now classified and the movement can be defined by the cluster number as it is shown in the following Figure 15.

To verify if the classification is done correctly, a segment from the "NO" video is chosen and compared to the corresponding cluster's centroid nearest neighbor segment. This last segment is provided from one of the 8 videos from the dataset and can be used to visually analyse the classification in Figure 16.

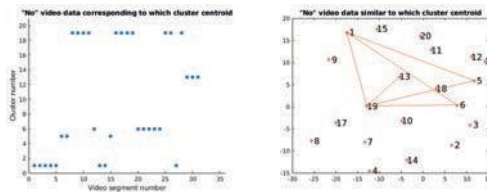


Figure 15: "NO" video classification.

However, there are some segments that might be classified wrong. Since the histograms just acquire data from the angular values frequency, the order is not taken into account. The scale factor s and the translation t may be used to distinguish even more the movements, although it is not covered in this work.



Figure 16: Frames from "NO" segment (1,2) and from cluster centroid segment (a,b).

6 Conclusions

The emphasis of this work was on the implementation of a methodology aimed at classifying a user's head movement. The user movement is compared to the actions acquired from the dataset and associated to understand what kind of movement is done by the user.

It started with a face detection method that could generate a 3D face shape with normalized coordinates for each point. To complete this stage, Mediapipe was chosen as the face geometry solution since it has a fast processing time, captures 468 data points, and can identify partly occluded faces. A Procrustes Analysis is carried out in order to estimate the head's pose. Using an image as a reference, the matrices R , S , and T that, when applied to that image, form the image under consideration may be calculated.

The Euler angles that describe where the user is facing may be estimated frame by frame using the 3D R matrix. Organizing these angular values in histograms makes it possible to analyse time intervals, and not only the pose frame by frame. Using these values and the k-means classification approach, it is feasible to determine whatever sort of movement the user is making, such as keeping stationary, moving left, or moving right, by detecting patterns and sort the data into clusters.

Because no type of dataset was available, one had to be created for this project. This dataset was made up of labeled recordings of various subjects' movements (with and without disabilities). These recordings were made using two specific setups, one from the IST laboratory and another from Centro de Reabilitação de Paralisia Cerebral Calouste Gulbenkian.

This implementation was able to achieve acceptable outcomes. The results, however, could not be improved due to the diversity of the subjects' motions studied and the lack of data to use as a basis for the machine learning algorithm.

6.1 Future Work

One of the most immediate applications of the work developed in this thesis, aside from characterizing the subject's movement under examination, is recognizing intention. This might be accomplished by continually analyzing the subject's motion and comparing it to other known ones to predict the subject's intents based on his movement.

It is proposed that the approach is given in this thesis be applied to a feeding robot-like Feedbot. The robot can then recognize the user's movement and adjust the arm trajectory to make the most effective movement towards the user's mouth and avoid collisions. To improve classification accuracy, not just angular data, but also translation and scale data be used, making it possible to properly characterize and categorize the various movements that a user can perform.

The approach created for this thesis is fairly adaptable and is not required to be applied to the specified scenario. The same concept may be utilized in various contexts to analyze other sorts of motion patterns. Furthermore, various parameters had to be modified during this project to get better performance, however, some of them may be improved further. Therefore, eliminating these minor characteristics and concentrating on a more robust method would prove to be more advantageous. At last, a better camera might be utilized to improve the accuracy since the obtained face points would produce a more reliable outcome with fewer mistakes.

References

- Altman, N. S. (1992). An introduction to kernel and nearest-neighbor nonparametric regression. *The American Statistician*, 46(3), 175-185.

- Apoorva, P., Impana, H., Siri, S., Varshitha, M., & Ramesh, B. (2019). Automated criminal identification by face recognition using open computer vision classifiers. In *2019 3rd international conference on computing methodologies and communication (iccm)* (pp. 775-778).
- Arun, K. S., Huang, T. S., & Blostein, S. D. (1987). Least-squares fitting of two 3-d point sets. *IEEE Transactions on pattern analysis and machine intelligence*(5), 698-700.
- Baltrušaitis, T., Robinson, P., & Morency, L.-P. (2016). Openface: an open source facial behavior analysis toolkit. In *2016 IEEE winter conference on applications of computer vision (wacv)* (pp. 1-10).
- Bartneck, C., Belpaeme, T., Eyssel, F., Kanda, T., Keijsers, M., & Šabanović, S. (2020). *Human-robot interaction: An introduction*. Cambridge University Press.
- Bazarevsky, V., Kartynnik, Y., Vakunov, A., Raveendran, K., & Grundmann, M. (2019). *Blazeface: Sub-millisecond neural face detection on mobile gpus*.
- Candeias, A., Rhodes, T., Marques, M., Veloso, M., et al. (2018). Vision augmented robot feeding. In *Proceedings of the european conference on computer vision (eccv) workshops* (pp. 0-0).
- Chai, T., & Draxler, R. R. (2014). Root mean square error (rmse) or mean absolute error (mae). *Geoscientific Model Development Discussions*, 7(1), 1525-1534.
- Gower, J. C. (1975). Generalized procrustes analysis. *Psychometrika*, 40(1), 33-51.
- Hinton, G., & Roweis, S. T. (2002). Stochastic neighbor embedding. In *Nips* (Vol. 15, pp. 833-840).
- Huang, T., Blostein, S., & Margerum, E. (1986). Least-squares estimation of motion parameters from 3-d point correspondences. In *Proc. IEEE conf. computer vision and pattern recognition* (Vol. 10, pp. 112-115).
- Ishii, Y., Hongo, H., Kanagawa, M., Niwa, Y., & Yamamoto, K. (2002). Detection of attention behavior for marketing information system. In *7th international conference on control, automation, robotics and vision, 2002. icarcv 2002*. (Vol. 2, pp. 710-715).
- Jiang, Y., Sadeqi, A., Miller, E. L., & Sonkusale, S. (2021). Head motion classification using thread-based sensor and machine learning algorithm. *Scientific reports*, 11(1), 1-11.
- Kalman, D. (1996). A singularly valuable decomposition: the svd of a matrix. *The college mathematics journal*, 27 (1), 2-23.
- Liu, Y., Li, W., & Li, Y. (2007). Network traffic classification using k-means clustering. In *Second international multi-symposiums on computer and computational sciences (imsccs 2007)* (p. 360-365). doi: 10.1109/IMSCCS.2007.52
- Macedo, M. (2018). Clustering of movement profiles of motor-impaired people from 2D image streams.
- MacQueen, J., et al. (1967). Some methods for classification and analysis of multivariate observations. In *Proceedings of the fifth Berkeley symposium on mathematical statistics and probability* (Vol. 1, pp. 281-297).
- Maglogiannis, I., Vouyioukas, D., & Aggelopoulos, C. (2009). Face detection and recognition of natural human emotion using markov random fields. *Personal and Ubiquitous Computing*, 13(1), 95-101.
- Mlinac, M. E., & Feng, M. C. (2016). Assessment of activities of daily living, self-care, and independence. *Archives of Clinical Neuropsychology*, 31(6), 506-516.
- Nainggolan, R., Perangin-angin, R., Simarmata, E., & Tarigan, A. F. (2019). Improved the performance of the k-means cluster using the sum of squared error (sse) optimized by using the elbow method. In *Journal of physics: Conference series* (Vol. 1361, p. 012015).
- Nitya Sai, L., Sai Shreya, M., Anjan Subudhi, A., Jaya Lakshmi, B., & Madhuri, K. (2017). Optimal k-means clustering method using silhouette coefficient.
- Rivera, L. A., DeSouza, G. N., & Franklin, L. (2013). Control of a wheelchair using an adaptive k-means clustering of head poses. In *2013 IEEE symposium on computational intelligence in rehabilitation and assistive technologies (cirat)* (pp. 24-31).
- Topping, M. (1993). Early experience in the use of the 'handy 1' robotic aid to eating. *Robotica*, 11(6), 525-527.
- Viola, P., Jones, M., et al. (2001). Robust real-time object detection. *International journal of computer vision*, 4(34-47), 4.

QUALITY AND MANAGEMENT OF A MV-LV GRID: ANALYSIS OF THE POWER NETWORK AND OPTIMIZATION CONSIDERING NEW STRATEGIES



Autor: Catarina e Santos Bordalo

Alferes Aluna no Mestrado Integrado na Especialidade de Engenharia Eletrotécnica
Academia da Força Aérea, Sintra

Orientador: Professor Luís António Fialho Marcelino Ferreira
Instituto Superior Técnico, Lisboa

Coorientador: Maj/EngEl Tiago Filipe Pereira Miranda
Força Aérea Portuguesa, Estado-Maior da Força Aérea, Alfragide

Abstract

In a world where the fight against climate change presents itself as a pressing issue, it has never been more pertinent to address energy efficiency as a measure of mitigation of global warming's consequences. Therefore, power losses are regarded as an energy efficiency indicator, and four optimization strategies are selected: reactive power compensation, Distribution Energy Resources (DERs), adjustment of the transformers' taps, and topological reconfiguration. An investigation concerning the applicability of these four optimization strategies for Sintra's Military Complex power network is proposed, taking into account the economical aspects of the implementation of such measures. Therefore, a methodology was set, where the formulation of the optimization problem, the definition of power consumption scenarios, the development of a program based on NSGA-II, and the decision-making process based on the MP Approach can be highlighted. The execution of this methodology indicates that the considered optimization strategies cannot reduce power losses in Sintra's Military Complex power network for any scenario, which also implies that the study of the economical strand of these strategies could not be performed properly. The limitations of this investigation were identified concerning the carried-out stages. Moreover, some suggestions for future work were drawn based on the results of this investigation and the acknowledgeable limitations.

Keywords: Distribution power network, Power losses, Multiobjective optimization, Genetic algorithms, Decision-making process

1 Introduction

Electrical energy can be considered indispensable for the majority of society's social and economical needs and the infrastructure that allows its production, distribution, and consumption is the electrical grid. Given its importance, it is advised that the power grid is updated according to the most recent technological standards, being energy efficiency one of them Paiva (2005).

Nowadays, the efficient usage of electrical energy is of rising importance due to the emerging attention related to climate change. Therefore, several players in the energy sector are starting to consider the energy efficiency vector. Energy efficiency can be defined as the capacity of using a lesser quantity of energy for the achievement of the same purpose. Therefore, an increase in energy efficiency can be related to the electric power reduction needed for the power network's operation, which can be achieved by reducing power losses Gustavsson and Marcusson (1996); Patterson (1996).

This work takes power losses as an energy efficiency indicator and aims to study the extent of its minimization in the electrical distribution network of Sintra's Military Complex. For this purpose, four optimization strategies are considered: reactive power compensation, implementation Distribution Energy Resources (DER), adjustment of transformer' taps, and topological reconfiguration Engineering and Ecofys (2015); Pereira, Alves, and Matos (n.d.).

The theoretical outline of the adopted methodology is adapted from the MP Approach as described in Júnior (2014). This methodology includes the resolution of the optimization problem, which can be attained through a computational tool. A program is developed based on NSGA-II (as referred to in Deb, Pratap, Agarwal, and Meyarivan (2002) and Konak, Coit, and Smith (2006)) where the evaluation of the optimization strategies can be completed. Given that the adoption of the optimization measures implies some operational and economical restrictions, the NSGA-II based algorithm was adapted to consider them through penalty functions, as in Özgür Yeniay and Beytepe (2005).

This extended abstract aims to present a synthetic state-of-the-art review, followed by the description of the most important methodological steps, as developed in the MSc Thesis with the same title. In addition to these, the results of the investigation are discussed and the key conclusions are presented.

2 Optimization of Sintra's Military Complex power distribution network regarding energy efficiency

2.1 Modeling Sintra's Military Complex power distribution network

Sintra's Military Complex is a Portuguese Air Force (PoAF) military unit that comprises the Portuguese Air Force Academy, the Air Museum, and the Air Base Nº1. One of the factors that allow the fulfillment of its operational purpose is its power distribution network, which is shown in Figure 1.

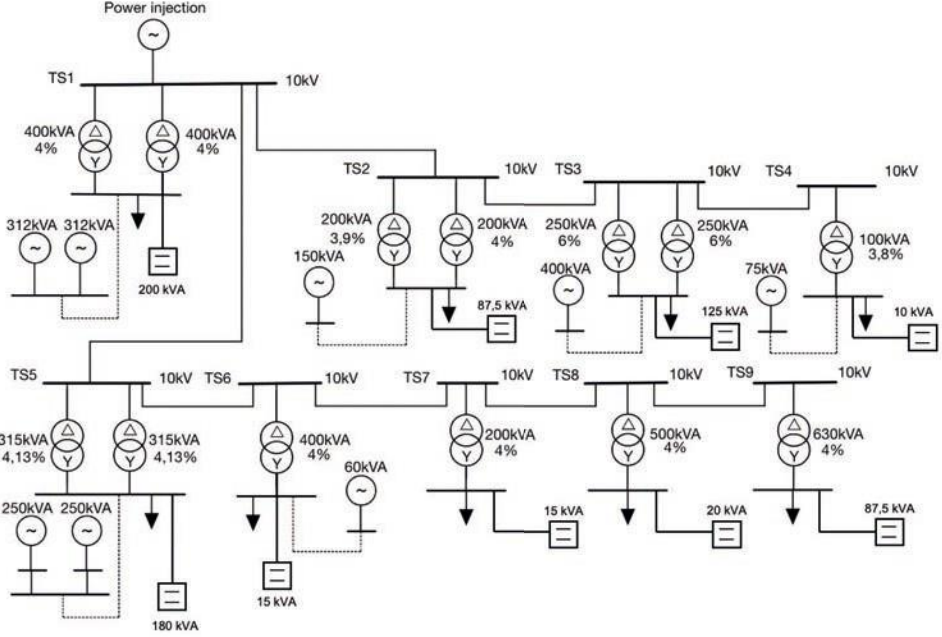


Figure 1: Equivalent network of Sintra's Military Complex power distribution network

This power network has a radial configuration and operates at Medium Voltage (MV) - with a nominal voltage of 10 kV - and at Low Voltage (LV) - with a nominal voltage of 400 V. As it can be identified in Figure 1, there are nine Transformer Stations (TS) that are connected by LXHIOZ1(cbe,frt)-R1x120mm² underground power cables. Figure 1 also shows that each TS has one or two Δ/Y tap-changing three-phase transformers. Each LV bus of the TS connects to a capacitor bank that acts on reactive power compensation. Each TS is also equipped with a backup generator, although its operation is not considered in this investigation.

The most relevant components of this network are power lines, transformers, and capacitor banks. According to Paiva (2005), these components can be represented by the following electrical models:

1. power lines: π equivalent model of the power line;
2. transformers: π equivalent model of the tap-changing transformer;
3. capacitor banks: admittance Y^{bc} associated with the injection of reactive power in the grid;
4. loads: modeled by a null elasticity.

These models alone represent only the correspondent components but not the operation of the power network. Hence the link between these models can be accomplished by a power flow analysis.

According to Paiva (2005), this analysis can be described in three main stages: formulation of the mathematical model of the grid, specification of each bus type, and computation of the variables of interest.

The first step is based on the application of Kirchoff's laws regarding the connection between buses that are modeled by a π model; these relationships can be characterized by the Equation 1, where $\mathbf{S}$ is the injected apparent power, $\mathbf{V}$ is the complex voltage in each bus and $\mathbf{Y}$ is the admittance matrix.

$$\frac{\mathbf{S}^*}{\mathbf{V}^*} = [\mathbf{Y}][\mathbf{V}] \quad (1)$$

For a power line, the elements of the admittance matrix $[Y]$ can be calculated with the Equations 2 and 3, in which $\mathbf{Y}_k$ and $\mathbf{Z}_k$ corresponds to the admittance and impedance of the considered model, respectively, and i and j regard two connected buses.

$$\mathbf{Y}_{ii} = \sum_{j=1; j \neq i} \frac{\mathbf{Y}_k}{2} + \frac{1}{\mathbf{Z}_k} \quad (2)$$

$$\mathbf{Y}_{ij} = \mathbf{Y}_{ji} = -\frac{1}{\mathbf{Z}_k} \quad (3)$$

However, the computation of the elements of the admittance matrix $[Y]$ that are characterized by transformers depend on its position on the matrix:

- the diagonal element y_{ii} of $[Y]$ is the sum of $\frac{1}{m^2 \cdot \mathbf{Z}_c}$ and the Equation 2, where $\mathbf{Z}_{cc}$ is the short circuit impedance of the transformer;
- the diagonal element y_{jj} of $[Y]$ is the sum of $\mathbf{z}_{cc}^{-1}$ and the Equation 2;
- the non-diagonal element y_{ij} is equal to y_{ji} and it can be computed through Equation 4, in which m is the transformer ratio.

$$\mathbf{Y}_{ij} = \mathbf{Y}_{ji} = -\frac{1}{m \cdot \mathbf{Z}_{cc}} \quad (4)$$

At last, capacitor banks alter the admittance matrix because the admittance $\mathbf{Y}^{bc}$ must be added to the diagonal element y_{ii} corresponding to the bus that has this equipment installed.

The second step involves specifying each bus type. There are three types of buses: reference bus, PV bus, and the PQ bus. The reference bus is considered to be the reference for the grid, as its designation suggests; the PV bus is associated with voltage control, while the PQ bus is related to power consumption.

The last step - which is the computation of the variables of interest - requires the adoption of an iterative method that solves non-linear algebraic equations, since Equation 1 is of this type. The Newton-Raphson method is proved to be the reference in power flow analysis and its application is explained in depth in Paiva (2005).

Additionally, the considered network analysis must also comply with the voltage and current stability limitations, according to Equations 5 and 6, respectively.

$$V^{min} \leq V_i \leq V^{max} \text{ for each node } i \quad (5)$$

$$I_{ij} \leq I_{ij}^{max} \text{ for each branch } ij \quad (6)$$

The power flow analysis aims to compute the variables of interest of a certain network, which are generally the modulus and the argument of voltage in each bus. These variables allow the computation of other variables that may be of interest, such as power losses. Power losses S_{losses} are characterized by equation 7.

$$S_{losses} = \overline{P_{losses}^2 + Q_{losses}^2} \quad (7)$$

These losses can be parted into active P_{losses} and reactive power losses Q_{losses} - as it is on Equation 7. These variables can be computed by Equation 8, where G_{ij} and B_{ij} represent the real and imaginary part of the element ij of the $[Y]$ matrix.

$$\begin{aligned} P_{losses} &= G_{ij}[V_i^2 + V_j^2 - 2V_iV_j\cos(\vartheta_i - \vartheta_j)] \\ Q_{losses} &= -(B_{ij} + B'_{ij})(V_i^2 + V_j^2) + \\ &\quad + 2B_{ij}V_iV_j\cos(\vartheta_i - \vartheta_j) \end{aligned} \quad (8)$$

2.2 Power losses and optimization strategies

According to Gustavsson and Marcusson (1996), power losses can perform as an energy efficiency indicator. Therefore, it is important to define power losses and to determine which are the strategies that can mitigate their presence in power networks.

Power losses can be categorized in agreement with several classifications. However, the scope of this study aims to focus on technical losses in power lines and transformers for MV and LV voltage levels. This type of loss refers to the electrical energy converted to heat or noise during its transmission or distribution. In addition, technical losses can be calculated through several methods, depending on the available data regarding the power network. Since the amount of information about Sintra's Military Complex is scarce, the viable option for computing power losses resides in power flow analysis Engineering and Ecofys (2015); Paiva (2005).

Due to its importance regarding energy efficiency, power losses can be reduced by grid management strategies' application. An effective approach must comply with the condition set on Equation 9, where S_{losses}^{after} is the power losses after the implementation of an optimization strategy and S_{losses}^{before} is the power losses before such implementation.

$$S_{losses}^{after} \leq S_{losses}^{before} \quad (9)$$

The approaches considered in the scope of this investigation are reactive power compensation, installation of DERs, adjustment of transformer' taps, and topological reconfiguration.

At first, reactive power compensation intends to optimize voltage profiles in the network buses, which in turn reduces reactive power losses. The implementation of this approach can be accomplished by the installation of capacitor banks (that perform dynamic compensation) and its implementation is simpler in radial networks Engineering and Ecofys (2015); Prakash, Islam, Lallu, and Mamun (2016). In addition to the benefits concerning power losses, this strategy also allows a reduction in electricity billing if $\tan\phi$ (where ϕ is the angle between V and I) complies with Equation 10 (from "Manual de Ligações à rede elétrica de serviço público" (2018)), taking into account the periods defined in ERSE (2021).

$$\tan\phi \leq 0.3 \quad (10)$$

The second proposed approach for increasing energy efficiency is the implementation of a DER. A power network that has integrated a DER can profit in terms of supply and demand balance and reduction of the distribution distance - which contributes to the reduction of power losses Engineering and Ecofys (2015). Moreover, power losses can be characterized as a function of penetration as described in Quezada, Abbad, and Román (2006) and Alrumaih and Al-Shaalan (2019), hence there is an optimal point in terms of maximizing penetration and minimizing power losses. According to Prakash et al. (2016), penetration levels are acceptable for ring networks and problematic in radial networks, which can indicate that ring networks are more suitable for the implementation of DER technologies.

Due to the spatial and operational conjecture of Sintra's Military Complex, this solution consists of the installation of a photovoltaic system, with a 1 : 1 proportion regarding the generated power P_{pv} and the power at the output of the power converter P^{inv} . Considering this ratio, the maximum installed power is limited by the contracted power $P_{contracted}$, as it is defined by Equation 11.

$$0.5 \cdot P_{pv} \leq P_{contracted} \quad (11)$$

Due to the geographical constraints, the area occupied by the DER must obide to Equation 12, which accounts for the spatial availability.

$$A_{pv} \leq A_{available} \quad (12)$$

For this equation, $A_{available}$ is determined considering the available area for installation of this measure, whereas A_{pv} can be defined by Equation 13. This equation provides an empyrical relationship between P_{pv} ans A_{pv} based on the latest PoAF' projects.

$$A_{pv} = 10 \cdot P_{pv} \quad (13)$$

Moreover, the third solution for the mitigation of power losses is the adjustment of transformer' taps. This strategy enables discrete voltage control at the bus level by changing the transformer ratio m in case of an imbalance, which can reduce power losses (as explained for the reactive power compensation measure) Engineering and Ecofys (2015). The criteria for the adjustment of the taps can be defined by Equation 5.

At last, the fourth strategy is topological reconfiguration. Considering its radial configuration, Sintra's Military Complex distribution network is more prone to power losses due to the extensive length of power lines and the possible inadequacy of the network present configuration for the load profiles. The proposed solution intends to reduce power losses by installing a power line between TS 4 and TS 9, thus reconfiguring the network into a ring configuration. Besides the advantage of reducing power losses, this configuration also allows an increased operation's reliability.

The implementation of these optimization strategies is achieved through the development and execution of projects. However, the related financial costs must be pondered due to budget limitations. Therefore, considering profitability criteria can be a useful tool in assessing the viability of a project - the payback period PR is one of these criteria. This criterion determines the period in which the investment costs are recovered. Generally, PR is limited by Equation 14, where t is set according to the responsible entity's perspective.

$$PR \leq t \quad (14)$$

Furthermore, PR can be defined by Equation 15, where $I(\mathbf{x})$ is the investment cost, $\sum CF$ is the sum of the cash flows and $years$ are the years in which the project will create a financial return.

$$PR = \frac{I(\mathbf{x})}{\sum_{years} CF} \quad (15)$$

Although $I(\mathbf{x})$ can be easily computed, the other variables need calculation. Therefore, CF can be computed through Equation 16, which indicates that the resulting PR is an updated variable, and $years$ depends on the characteristics of the project and the organization's viewpoint.

$$CF = \sum_{i=1}^{years} \frac{CF_i}{1 + r^i} \quad (16)$$

3 Methodology

According to Sintra's Military Complex network' configuration and to the power losses considerations, both presented in 2, this power network can be considered prone to losses due to:

- the billing of the reactive power' excedent;
- its operational voltage levels (MV and LV);
- the integration of some components, namely the transformers, that are near the end of their service life;
- its radial configuration;

In theory, the reduction of power losses, with the intent of increasing energy efficiency in Sintra's Military Complex MV-LV network, can be accomplished by the implementation of the four optimization strategies mentioned. Nonetheless, there are investment costs associated with these approaches that may not align with the PoAF budget protocols. Therefore, the investment costs need to grant efficient management of the PoAF budget to execute these strategies. Accordingly, there are two conflicting objectives: reduction of power losses and decrease in investment costs related to the optimization strategies. This problem can be formally established by considering a multiobjective optimization focused on providing a solution for implementation in Sintra's Military Complex power network.

However, the multiobjective optimization can culminate in a Pareto set of solutions instead of one single outcome. To obtain a single solution, it is necessary to engage in a decision-making process, where the decision-maker establishes certain criteria based on his/her perspective.

In agreement with the previous considerations, the adopted methodology for this investigation is based on the MP Approach (presented on Júnior (2014)) and is composed of these six stages:

1. Formulation the multiobjective optimization problem;
2. Determination of power consumption scenarios;
3. Development of a computational tool for solving the multiobjective optimization problem;
4. Execution of the developed computational tool for each power consumption scenario to obtain the Pareto sets;
5. Development of a decision-making process;
6. Selection of the optimal solution based on the decision-making process.

The following section details each of the methodological steps mentioned above.

3.1 The mathematical formulation of the multiobjective optimization problem

Regarding its multiobjective quality, the optimization problem considers two objectives: $F(1)$ and $F(2)$, as computed in Equation 17. This problem intends to minimize both $F(1)$ and $F(2)$.

$$F = \min \{F(1), F(2)\} \quad (17)$$

The objective functions presented in Equation 17 can be computed through Equation 18, where the array $\mathbf{x}$ corresponds to the vector of the decision variables that are related to the four optimization strategies, as presented in Equation 19.

$$F = \begin{cases} F(1) = P(\mathbf{x}, Scen) = \sum S_{losses}^i, & i = 1, \dots, n \\ F(2) = I(\mathbf{x}) = C(x_1) + C(x_2) + C(x_3) + C(x_4) \end{cases} \quad (18)$$

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} n_{cb} \\ Ppv \\ n_{taps} \\ n_{lines} \end{bmatrix} \quad (19)$$

The variable S_{losses}^i of Equation 18 refers to apparent power losses characterized in Equation 8, while $I(\mathbf{x})$ specifies the optimization strategies' investment costs. Each function $C(\mathbf{x})$ corresponds to the investment cost related to each strategy, by order of presentation. The description of the functions is based on previous projects completed by the PoAF and is presented in Equation 20.

$$C(\mathbf{x}) = \begin{cases} C(n_{cb}) = 10875 \cdot n_{cb} \\ C(Ppv) = 1.2 \cdot Ppv \\ C(n_{taps}) = 0 \cdot n_{taps} \\ C(n_{lines}) = 11210 \cdot n_{lines} \end{cases} \quad (20)$$

Each decision variable $\mathbf{x}$ corresponds to an optimization approach: n_{cb} is the number of capacitor banks to be replaced, related to the reactive power compensation; Ppv is the generating power of the DER to be installed; n_{taps} is the number of transformers' taps to be repositioned; n_{lines} is the number of lines to be installed in the power network.

Still, regarding Equation 18, it can be stated that $F(1)$ not only depends on the decision variables but also on the variable $Scen$. Due to the lack of real-time power consumption data, there is uncertainty regarding the definition of the load profiles. Hence power consumption scenarios must be set to represent the most important events in terms of power demand. As scenarios vary according to the fluctuations in the active and reactive power consumed at each bus, they only affect the calculation of $F(1)$ and do not imply $F(2)$.

Both objective functions impose restrictions on the optimization problem. These restrictions are:

- Restriction 1: compliance with power flow analysis method, resulting in its convergence;
- Restriction 2: limitation of voltage stability limits, considering $V^{min} = -15\%$ and $V^{max} = +10\%$ in Equation 5;
- Restriction 3: fulfilment of current stability limits, with $J^{max} = 394A$ in Equation 6 (related to the power cable datasheet);
- Restriction 4: guarantee of a decrease in $F(1)$, according to Equation 9;
- Restriction 5: set limits for $\tan\varphi$ related to the elimination of the reactive power billing parcel, according to Equation 10;
- Restriction 6: compliance with maximum area occupied by the DER, characterized by Equation 12 with $A_{available} = 36400m^2$ (based on the available and suitable area);
- Restriction 7: limitation of the maximum DER installed power, according to Equation 11;
- Restriction 8: fulfilment of maximum PR defined by Equation 14 and with $t = 8$ years;

3.2 Definition of power consumption scenarios

The scarcity of available data regarding Sintra's Military Complex network's power consumption sets up uncertainty in terms of the characterization of this power distribution network. This problem can be solved by measuring the power consumption in a sampling period and analyzing the data to establish scenarios that portray this network's power consumption.

Therefore, in march 2021, several power meters were installed in TS 1, TS 2, TS 5, and TS 6 for this purpose. The collected data, in addition to the power distribution operator E-Redes information regarding the total consumption for the considered month, allowed for the definition of five distinctive scenarios. Scenarios 1, 2, 3, and 4 were selected based on the relationship between the active and reactive power consumption and the period of the day where they were registered (defined in ERSE (2021)), while the Reference scenario is considered, as its designation suggests, the reference because it consists on the average of the power consumption values through the sampling period. A simple description of the scenarios and the associated apparent consumption power is presented in Table 1, where Q_{ind} and Q_{cap} are the inductive and the capacitive reactive power, respectively.

Table 1: Definition of the scenarios considered for the optimization

Scenario	Definition	S [kVA]
Reference	average S	204,74
Scenario 1	maximum P	358,56
Scenario 2	maximum Q_{ind}	151,17
Scenario 3	maximum Q_{cap}	166,47
Scenario 4	minimum P and Q_{ind}	115,73

3.3 Development of a computational tool for solving the multiobjective optimization problem

The computational tool used for solving the multiobjective optimization problem is based on NSGA-II due to its short execution time related to complex problems and its feasibility regarding the considered problem. The fundamental principles of this genetic algorithm are independent of the nature of the problem as it is described in Deb et al. (2002) and Konak et al. (2006). Therefore, the only computational difference between two specific problems rests on the definition of the objective functions.

As presented before, the mathematical definition of the optimization problem's objective functions is introduced in Equation 19, but its computation needs to be developed according to the optimization strategies. Therefore, $F(1)$ and $F(2)$ must test the feasibility of the suggested values for the decision variables by confronting them with the problem's restrictions. Although NSGA-II does not integrate constraints on its original approach, these can take into account through the application of penalty functions, as explained in Özgür Yeniyay and Beytepe (2005). For this problem, the Death Penalty approach is the

selected one. This approach can be described by Equation 21, where $p(\mathbf{x})$ is the penalty factor that take on a value close to $+\infty$ - in this case, the established value is 10^7 .

$$F(\mathbf{x}) = \begin{cases} F(x), & \text{in case of compliance} \\ *F(x) + p(\mathbf{x}), & \text{in case of violation} \end{cases} \quad (21)$$

Regarding $F(1)$ output, power losses can be computed by Equation 7 in a power flow analysis. In this case, the power flow function includes the evaluation of Restrictions 1 and 3. Nonetheless, Restriction 4 obliges the execution of the power flow twice: the first time for calculation of S_{losses}^{before} and the second time for computing S_{losses}^{after} , which implicates a test of that the decision variables according to the problem's remaining constraints in between. The performance of these evaluations takes place throughout three functions, each corresponding to n_{cb} , P_{pv} and n_{taps} , by order. In regard to the decision variable n_{lines} , it is assumed that Restriction 1 already evaluates the validity of the related optimization strategy.

The first function - related to n_{cb} - evaluates the reactive power compensation performed at each bus and compares it to the reference value of $\tan\phi = 0.3$, according to Restriction 5. If there are violations, the power of the capacitor banks to be installed is calculated, according to the Schneider Electric catalog (in Electric (2020)).

Moreover, the function related to P_{pv} calculates the area to be occupied by the DER and applies Restriction 6. The computation of the area is based on previous PoAF projects where the empirical relation described by 13 can be considered.

Since n_{taps} represents an optimization strategy related to voltage control, the criteria used for determining the need for implementation of the related approach consists of the evaluation of the voltage in each bus according to Restriction 2. In case of violation, the taps' position' alteration is ranked based on the lowest difference between the voltage alternatives and 1 pu, and the n_{taps} lowest values are selected.

In the functions related to n_{cb} and n_{taps} , the assigned values of these variables may not correspond to the calculated modifications - for instance, if there is no need for altering the decision variables can still be indicating the implementation of such strategies. Hence in these functions, if there is a mismatch, the output of the objective function is automatically penalized. Therefore, a penalized output from $F(1)$ can be a result of this mismatch or a violation of Restrictions 1 to 6.

Regarding $F(2)$, the implementation of this function consists of the calculation of $I(\mathbf{x})$, the computation of PR, and evaluation of Restrictions 7 and 8. Concerning Restriction 7, a violation is not possible according to the TS where the connection to the DER is to be placed: currently, $P_{contracted} = 675$ kVA, which is always superior to half of the maximum installed power because it cannot exceed the power of the connecting transformer (630 kVA). Restriction 8, however, can only be tested after calculating PR, which implies the computation of the cashflows CF; these values are computed based on the network's electricity bills. If this restriction's imposition is not verified, the result of $F(2)$ is penalized with the Death Penalty.

3.4 Decision-making process based on the MP Approach

The developed tool based on NSGA-II provides five sets of optimal results of equal validity, according to the five defined scenarios. However, not all solutions have the same importance from the decision-maker's perspective (the entity that decides the best solution). Through logical operations, it is possible to portray this entity's principles by taking on the MP Approach, as explained in detail in Júnior (2014).

This decision-making process can vary depending on the decision criteria and the selected Aggregation Weighted Operator (OWA). For this optimization problem, the Laplace criterion is selected because it evaluates the solutions of each scenario, assuming that each one is of equal importance. The characteristic estimates, in the light of the Laplace criterion, can be calculated by Equation 22, where X_k is a solution to the optimization problem.

$$g^L(X_k) = \min_{Scen} \frac{1}{Scen} \sum_{Scen=1}^{Scen_{total}} f(X_k, Scen) \quad (22)$$

Moreover, the development of the aggregated payoff matrix from the normalized payoff matrices (part of the MP Approach) involves the selection of an appropriate OWA, which Equation 23 defines. In this equation, one must consider that $k = 1, \dots, K$, with k corresponding to a particular solution and K being the total number of solutions considered; and $i = 1, \dots, q$, in which i is the number related to the optimization objective and q the total number of objective functions.

$$OWA(X_k) = \sum_{i=1}^q w_i \quad (23)$$

In 23, the variable w_i represents the weight attributed to each solution, based on the selected aggregation operator. The standard operators are the arithmetic average, maximum, and the minimum, to which correspond moderate, pessimistic, and optimistic decision-making perspectives; the difference between these operators is verified in Equations 24, 25 and 26, respectively.

$$w_i = \frac{1}{q}, i = 1, \dots, q \quad (24)$$

$$w = \begin{cases} w_1 = 1 \\ w_i = 0, i = 1, \dots, q \end{cases} \quad (25)$$

$$w = \begin{cases} w_i = 0 \\ w_i = 1, i = 1, \dots, q \end{cases} \quad (26)$$

The selection of the solution of the multiobjective optimization problem is accomplished by the application of Equation 27, with $k = 1, \dots, K$ and $i = 1, \dots, q$.

$$X_{sol}^L = \max OWA \cdot \mu_p(X_k) \quad (27)$$

In the scope of this investigation, all operators are considered, which implies the generation of at least three optimal solutions, one for each considered OWA.

4 Results

The results for each power consumption scenario were obtained by following the methodological stages, as is presented in Figure 2.

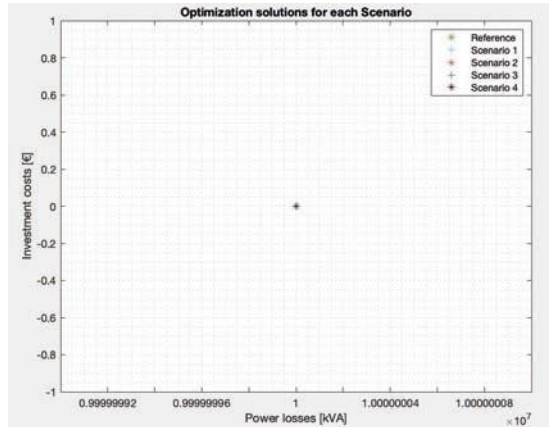


Figure 2: Pareto sets for the established power consumption scenarios

The analysis of Figure 2 shows that the results for every simulation are identical, superposed, and not similar to Pareto sets, as expected. Every solution takes the same values for the objective functions: $F(1) = 10^7$ kVA and $F(2) = 0$ €. Considering that 10^7 is the penalty factor, it can be concluded that every $F(1)$ solution is penalized.

To better understand the successive penalization of these solutions, the current losses S_{losses}^{before} of Sintra's Military Complex power network can be analyzed. Thus these values and their comparison with each scenario's total consumption power are presented in Table 2.

Table 2: Current power losses in Sintra's Military Complex network and comparison with the total consumption power, for each scenario

	Current Losses [kVA]	Percentage installation of current losses [kVA]
Reference	7,496	3,662
Scenario 1	7,495	2,091
Scenario 2	7,498	4,961
Scenario 3	7,496	4,503
Scenario 4	7,498	6,479

Firstly, Table 2 highlights the short variation between the current losses for each scenario: the related standard deviation is 0,001 KVA for an average of 7,497 kVA; these values are in agreement with the Ref' current losses. Moreover, the standard deviation for the percentage of current power losses regarding the total consumption power is 1,449% for an average of 4,503%. Although these values are in accordance with the Reference value, the proportion rate between power losses and consumption power is not as significant as expected. Furthermore, the reduction of the power losses shown in Table 2 depends on the implementation of the four optimization strategies considered in this investigation.

For the first considered optimization strategy - reactive power compensation - the results from Figure 2 imply that this measure does not apply to any scenario. Additional simulations demonstrate that the capacitor banks' replacement for Scenarios 2, 3, and 4 are viable, considering the following recommended installations:

- a 38,7 kVA capacitor bank in TS 4, for Scenario 2;
- a 175 kVA capacitor bank in TS 5, a 38,7 kVA capacitor bank in TS 8 and a 68,7 kVA capacitor bank in TS 9, for Scenario 3;
- the installation of a 250 kVA capacitor bank in TS 1, a 150 kVA capacitor bank in TS 3 and a 38,7 kVA capacitor bank in TS 5, for Scenario 4;

However, when applying these modifications to the power network, an increase in power losses was verified, as can be analyzed in Table 3.

Table 3: Comparison between the current losses and the losses after the replacement of the suggested capacitor banks

	Current Losses [kVA]	Losses after the optimization for nbc [kVA]
Reference	7,496	7,496
Scenario 1	7,495	7,495
Scenario 2	7,498	7,501
Scenario 3	7,496	7,557
Scenario 4	7,498	7,522

Therefore, the results presented in Table 3 involve the violation of Restriction 4 and hence the penalization of $F(1)$. Additionally, the implementation of this optimization measure is proven inadequate for the Sintra's Military Complex power network despite the theoretical principles that indicate otherwise.

Furthermore, the implementation of the optimization strategy described by Ppv also proves itself inadequate. Table 4 intends to portray an example of the impact of DER installation of 10 kW on power losses.

Although this measure is theoretically beneficial to power losses' improvement in distribution networks and the limits imposed on this variable do not violate the associated restrictions (Restrictions 6 and 7), its implementation caused an increase in power losses for every scenario, as the example of Table 4 demonstrates. Consequently, these results imply a violation of Restriction 4, which penalizes $F(1)$. Despite some theoretical advantages, this inadequacy is in accordance

Table 4: Comparison between the current losses and the losses after the implementation of a 10 kW DER

	Current Losses [kVA]	Losses after the installation of a 10 kW DER [kVA]
Reference	7,496	7,533
Scenario 1	7,495	7,534
Scenario 2	7,498	7,532
Scenario 3	7,496	7,531
Scenario 4	7,498	7,532

with the fact that power losses reduction is better performed for ring networks, based on their acceptable penetration levels, as opposed to radial networks.

Regarding the voltage control measure of transformer's taps adjustment, this strategy also proves itself inadequate in meeting the objectives and restrictions of the problem. Considering that this strategy is only applied if the voltage at each bus is not within the limitations imposed by Restriction 2, these values were assessed for every scenario (Table 5).

The modulus of the voltage shown in Table 5 demonstrates that there is no violation in terms of Restriction 2, which indicates that there is no necessity to implement this optimization strategy for this power network for any scenario.

Additionally, the topological reconfiguration also proved to be inextensible to the problem's objectives. Although the ring configuration is, in theory, less prone to power losses, the installation of a power line connecting TS 4 and TS 9 increases power line length. As power line length and power losses are proportional, the benefits associated with the ring configuration do not surpass the increase in power losses caused by the possible installation of the power line. Additional simulations

Table 5: Voltage modulus for each bus of Sintra's Military Complex power network, for each scenario

Bus	Voltage modulus for each bus				
	Reference	Scenario 1	Scenario 2	Scenario 3	Scenario 4
TS1 - MV	1	1	1	1	1
TS1 - LV	1,0002	1,0002	1,0002	1,0002	1,0002
TS2 - MV	0,9998	0,9998	0,9999	0,9998	0,9999
TS2 - LV	0,9998	0,9998	0,9999	0,9998	0,9999
TS3 - MV	0,9996	0,9996	0,9997	0,9996	0,9997
TS3 - LV	0,9995	0,9995	0,9997	0,9996	0,9997
TS4 - MV	0,9995	0,9995	0,9997	0,9996	0,9997
TS4 - LV	0,9995	0,9995	0,9997	0,9996	0,9997
TS5 - MV	0,9985	0,9984	0,9986	0,9985	0,9986
TS5 - LV	0,9984	0,9983	0,9986	0,9985	0,9986
TS6 - MV	0,9973	0,9971	0,9975	0,9973	0,9975
TS6 - LV	0,9973	0,9972	0,9976	0,9973	0,9976
TS7 - MV	0,9967	0,9965	0,9969	0,9967	0,9970
TS7 - LV	0,9967	0,9965	0,9969	0,9967	0,9970
TS8 - MV	0,9963	0,9961	0,9966	0,9964	0,9966
TS8 - LV	0,9962	0,9961	0,9965	0,9963	0,9966
TS9 - MV	0,9958	0,9956	0,9961	0,9959	0,9961
TS9 - LV	0,9957	0,9955	0,9960	0,9957	0,9960

Table 6: Comparison between the current power losses and the losses after the implementation of the suggested power line between TS 4 and TS 9

	Current Losses [kVA]	Losses after the installation of a power line between TS4 and TS9 [kVA]
Reference	7,496	7,508
Scenario 1	7,495	7,507
Scenario 2	7,498	7,510
Scenario 3	7,496	7,508
Scenario 4	7,498	7,510

exposed the increase in power losses caused by the installation of this power line. These results present themselves in Table 6.

Therefore, the increase in S_{losses}^{after} implies the violation of Restriction 4 and thus the application of a penalty to $F(1)$.

The inadequacy of the proposed optimization strategies is proved through its individual analysis. Although the optimization problem takes into account the combination of every decision variable simultaneously, the individual unfeasibility of each measure reinforces the joint impracticability of all of them. Therefore, the results of the developed computational tool's execution demonstrate that there is no combination of the implementation of the considered optimization measures that cause a decrease in power losses for Sintra's Military Complex.

Moreover, the proposed optimization measures are associated with investment costs $F(2)$, which is also an optimization objective. As it can be analysed in Figure 2, every solution for every scenario has a null cost, which is only possible if n_{cb} , p_{pv} and n_{lines} are also null (n_{taps} does not affect the computation of $F(2)$).

The fact that every solution presents the same output, as shown in Figure 2, can be explained by the operation of the adopted genetic algorithm. The optimization program suggests random values (at first) for each decision variable. The feasibility of these variables regarding the problem's objectives is assessed for each objective by the imposed restrictions. In consequence, a violation of these constraints implies the application of a penalty factor. Moreover, the reproduction, recombination, and mutation processes choose the individuals that pass on to the next generations based on the non-dominated sort and the crowding distance criteria. As demonstrated before, the absence of strategies' implementation is preferable in terms of meeting the objective set for $F(1)$, which justifies the tendency of the individuals that integrate the newest generations to associate with decreasing values for the decision variables. Therefore, the decision variables converge to 0 to meet the objectives. However, the absence of measures still penalizes $F(1)$ due to the imposed reduction of power losses by Restriction 4, which explains the results of $F(1)$ presented in Figure 2. Additionally, the decision variables' convergence to 0 is also in agreement with the results of $F(2)$ for every scenario.

The obtained solutions for this stage exclude the performance of the last methodological step, which is the application of the decision-making process.

The applied methodology involves the definition of various parameters of the problem. Some optimization problem's particularities are based on principles of the literature revision or similar projects, but alternatives could also be equally eligible. Therefore, the preeminent identified limitations are:

- The disregard for traditional power loss mitigation measures at the expense of adopting network management strategies;
- The consideration of local reactive power compensation in opposition with global compensation actions;
- The limitation of the topological reconfiguration strategy to the installation of a power line between TS 4 and TS 9;
- The limitation of the DER installation strategy in terms of its location and connection;
- The randomness of the adopted computational tool;
- The difficulty in computing the implementation of n_{cb} and n_{taps} .

5 Conclusions

This investigation proposes a study on how to increase energy efficiency in Sintra's Military Complex distribution network. Through literature revision, power losses were identified as an indicator of energy efficiency, and four mitigation strategies were proposed, which are: reactive power compensation, installation of a DER, adjustment of transformer taps, and topological reconfiguration. These strategies' implementation is associated with its economic aspects, which must also be considered and minimized.

The chosen methodology for accomplishing the objective is adapted from the multiobjective decision-making process based on the MP Approach. This method consists of six stages: formulation of the optimization problem, the definition of the consumption scenarios, development of the computational tool to solve the problem, execution of the program to obtain the optimization results, application of the decision-making process, and selection of the final solution.

The obtained results show that the considered optimization strategies do not cause a reduction in power losses in Sintra's Military Complex distribution network for any scenario. Therefore, its implementation is unadvised in terms of increasing energy efficiency in this network.

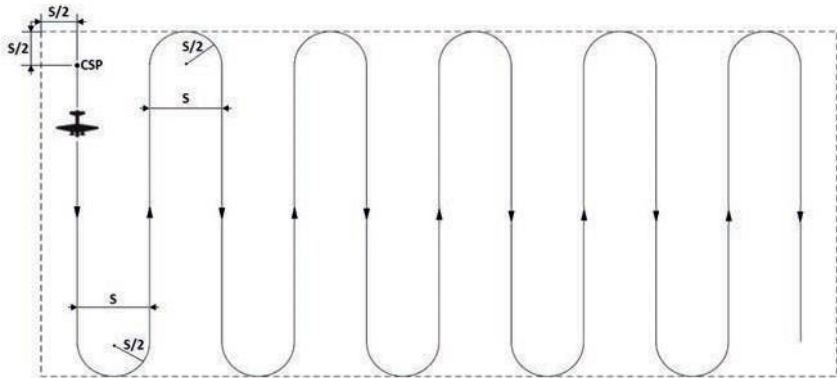
In the future, some investigations based on the developed work could be pertinent, such as:

- The study of the applicability of traditional strategies in terms of power losses mitigation for the considered power network;
- The investigation of the adequacy of the current reactive power compensation in Sintra's Military Complex, considering other solutions;
- The test of the applicability of the developed methodology and objectives to other distribution networks;
- The investigation of the feasibility of the considered strategies in terms of grid's reliability, taking into account the associated decrease in energy efficiency.

References

- Alrumaih, M. A., & Al-Shaalan, A. M. (2019). Impact of pv distributed generation on loop distribution network. *Journal of Power and Energy Engineering*, 7(8), 27-42.
- Deb, K., Pratap, A., Agarwal, S., & Meyarivan, T. (2002). A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-II. *IEEE Transactions on Evolutionary Computation*, 2, 182-197.
- Electric, S. (2020). *Power factor correction. power quality. catalogue 2020. low voltage power factor correction components*. https://download.schneider-electric.com/files?p_enDocType=Catalog&p_File_Name=PFCEd310003EN_Final_15-06-2020.pdf&p_Doc_Ref=PFCEd310003EN. (Acedido a 15 de abril de 2021)
- Engineering, T., & Ecofys. (2015, july). *Identifying energy efficiency improvements and saving potential in energy networks* (Tech. Rep.).
- ERSE. (2021, dezembro). Estrutura tarifária do setor elétrico em 2021 [Computer software manual]. <https://www.edpdistribuicao.pt/sites/edd/files/2019-04/D00-C10-001.pdf>. (Acedido a 3 de Novembro de 2020)
- Gustavsson, R., & Marcusson, L. (1996). Increasing energy efficiency by reducing losses and promoting value propositions. *Energy Efficiency Improvements in Smart Grid Components*, 24(5), 377-390.
- Júnior, J. G. P. (2014). *Modelos e métodos de tomada de decisões multiobjetivo em ambiente com incertezas e suas aplicações* (Unpublished doctoral dissertation). Universidade Federal de Minas Gerais.
- Konak, A., Coit, D. W., & Smith, N. E. (2006). Multi-objective optimization using genetic algorithms: A tutorial. *Reliability Engineering and System Safety*, 91, 992-1007.
- Manual de ligações à rede elétrica de serviço público (9th ed.) [Computer software manual]. (2018, outubro).
- Paiva, J. P. S. (2005). *Redes de energia elétrica. uma análise sistêmica*. (1st ed.). IST Press. (ISBN:972-8469-34-9)
- Patterson, M. G. (1996). What is energy efficiency?: Concepts, indicators and methodological issues. *Energy Policy*, 24(5), 377-390.
- Pereira, J., Alves, J., & Matos, M. (n.d.). Caso 16 - Otimização da operação de redes de distribuição: consideração simultânea de variáveis topológicas, tomadas de transformadores e baterias de condensadores utilizando EPSO e heurísticas. In R. C. Oliveira & J. S. Ferreira (Eds.), *Investigação operacional em ação: Casos de aplicação*.
- Prakash, K., Islam, F. R., Lallu, A., & Mamum, K. A. (2016). Review of power systems distribution network architecture. In *2016 3rd asia-pacific world congress on computer sciencean engineering (apwc on cse)* (p. 124-130).
- Quezada, V. H. M., Abbad, J. R., & Román, T. G. S. (2006). Assessment of energy distribution losses for increasing penetration of distributed generation. *IEEE Transactions on Power Systems*, 21(2), 533-540.
- Özgür Yeniay, & Beytepe, A. (2005). Penalty function methods for constrained optimization with genetic algorithms. *Mathematical and Computational Applications*, 10(1), 45-56.

CONTROLO DE VOO DE FORMAÇÃO PARA MISSÕES DE BUSCA EM AMBIENTE MARÍTIMO COM UAVS



Autor: Luis Miguel Vaz dos Santos

Alferes Aluno no Mestrado Integrado na Especialidade de Engenharia Eletrotécnica
Academia da Força Aérea, Sintra

Orientador: Maj/EngEl Tiago Manuel Monteiro de Oliveira
Força Aérea Portuguesa, Academia da Força Aérea, Sintra

Orientador: Cap/EngEl Gonçalo Charters dos Santos Cruz
Força Aérea Portuguesa, Academia da Força Aérea, Sintra

Resumo

O presente trabalho enquadra-se na missão do Centro de Investigação da Academia da Força Aérea (CIAFA) e pretende desenvolver um sistema de controlo de voo de formação de *Unmanned Aerial Vehicles* (UAVs), com uma metodologia líder-seguidor, com vista à sua utilização em missões no âmbito da busca marítima. Inicialmente, são estudadas as principais referências de controlo de movimento de UAVs e de busca marítima.

Em seguida, é determinada a geometria da formação, através da análise dos padrões de busca mais comuns, do *footprint* das câmaras utilizadas e das distâncias de segurança inerentes à aeronavegabilidade da formação.

Adicionalmente, são implementadas leis de controlo de *path following* e *trajectory tracking* para definir o voo da aeronave líder e das aeronaves seguidoras, respetivamente. Esta implementação é testada em simulação numérica, através da utilização do *Simulink*, ferramenta do software MATLAB, para estudara viabilidade da sua utilização para o controlo de voo de formação.

Por último, são efetuadas simulações *Software In The Loop* (SITL) através da utilização da ferramenta *Simulink* e do simulador *Gazebo*. Este software simula o comportamento da dinâmica das aeronaves durante todas as fases de voo. A arquitetura de simulação SITL tem por base a ferramenta *Robot Operating System* (ROS). Os resultados obtidos permitem validar o dimensionamento realizado, consistindo numa versão preliminar de uma solução de voo de formação para aplicação em missões de busca em ambiente marítimo.

Palavras-Chave: Voo de formação, *Unmanned Aerial Vehicle*, Busca Marítima, *Path Following*, *Trajectory Tracking*.

1 Introdução

1.1 Enquadramento e Motivação

Com a crescente utilização de veículos aéreos não tripulados (do inglês, (UAV)) no âmbito das missões da Força Aérea Portuguesa (FAP) torna-se importante perceber de que modo é possível tirar o máximo proveito destes sistemas. Neste sentido, a utilização de UAVs em voos de formação ou voos de cooperação, em contraste com os voos de aeronaves singulares atualmente realizados, apresenta-se como uma mais valia em diversos âmbitos ([1], [2], [3], [4], [5], [6], [7], [8] e [9]), desde missões do foro militar como vigilância marítima, busca e salvamento, reabastecimento aéreo, acompanhamento de aeronaves tripuladas, vigilância e combate de incêndios, controlo de fronteiras ou perímetros e outras de cariz não militar, como agricultura de precisão, previsões atmosféricas, controlo ambiental, entre outras. De um modo geral, a atribuição de uma equipa ou grupo de UAVs a uma missão tem diversas vantagens como o aumento da eficiência de consumo de combustível, aumento da capacidade de cobertura dos sensores a bordo das aeronaves, aumento da capacidade de deteção de alvos ou pontos de interesse e o aumento da redundância do sistema completo [4], neste caso constituído por diversos UAVs. A redução do consumo de combustível pode ser explicada se for considerado o mesmo número de aeronaves a voar solo e a voar em formação. Neste caso, pode ser implementada uma geometria de formação tal que, permita a diminuição da resistência aerodinâmica em algumas aeronaves. Este fenómeno resulta numa diminuição do consumo de combustível total para o voo de formação, comparando com o voo solo.

Na FAP, os sistemas de UAVs com finalidades académicas, são desenvolvidos no CIAFA, sediado na Academia da Força Aérea (AFA). Desde 2009 que este centro de investigação se tem envolvido em projetos de cariz teórico e prático que visam a implementação deste tipo de aeronaves em missões sob a responsabilidade da FAP, nomeadamente o Projecto de Investigação e Tecnologia em Veículos Aéreos Não-Tripulados (PITVANT), o *Protection of European Borders and Seas through Intelligent Use of Surveillance* (PERSEUS), o *Network Enabled Cooperation System of Autonomous Vehicles* (NECSAVE), o Sistemas Inteligentes de Suporte ao Conhecimento Situacional Marítimo Baseados em Veículos Aéreos não Tripulados (SEAGULL) e o TROANTE, entre outros.

Presentemente, o CIAFA está envolvido em dois projetos de investigação e desenvolvimento. O primeiro, o projeto FIREFRONT [10], visa apoiar o combate a incêndios rurais, fazendo com que os processos de deteção da localização dos incêndios e de previsão da sua progressão se tornem mais expeditos. No mesmo sentido, o projeto VOAMAI [11], tem como objetivo desenvolver novas metodologias para a deteção e seguimento de alvos marítimos e terrestres através de imagens aéreas captadas por diferentes tipos de câmaras.

Tendo em conta os objetivos do projeto VOAMAI, a possibilidade de utilizar técnicas de controlo de voo de

formação para incremento do conhecimento situacional marítimo, afigura-se como uma possibilidade interessante, que deverá ser explorada neste trabalho.

Deste modo, utilizando a implementação do voo de formação de aeronaves não tripuladas como ponto de partida, este trabalho pretende desenvolver um sistema de controlo que concretize essa capacidade.

2 Revisão Bibliográfica

2.1 Missões com interesse de utilização de voo cooperativo/de formação

A realização deste trabalho tem como ponto de partida a caracterização de missões especialmente relevantes para a FAP, para as quais a utilização de múltiplas aeronaves não tripuladas possa constituir uma mais-valia para os objetivos da missão. Em particular, destacam-se as missões de combate e vigilância de incêndios, vigilância marítima, controlo de fronteiras ou perímetros e acompanhamento de aeronaves tripuladas.

De modo geral, a implementação de formações de UAVs como meio de deteção e combate de incêndios apresenta-se como uma solução com uma resposta mais rápida, mais móvel e com um custo mais reduzido, em relação à utilização singular de UAVs ou através de aeronaves tripuladas. Em [3], Yuan apresenta um algoritmo no qual, quando uma das aeronaves da formação deteta um ponto de interesse, interroga as aeronaves mais próximas de modo que estas confirmem que se trata de um fogo ou incêndio e não de um falso alarme, o que não poderia ser feito se apenas estivesse uma aeronave a voar solo. O combate a incêndios através da implementação de voos de formação de UAVs apresenta vantagens não só em relação ao voo de UAVs singular, mas também à utilização de aeronaves tripuladas. Como é referido em [3], a missão de combate de incêndios pode tornar-se repetitiva e monótona o que pode causar fadiga, pondo em causa o desempenho do piloto, o que não acontece com os UAVs, em que a sua operação é menos exigente para o operador. Yuan ainda acrescenta que a implementação de UAVs é uma mais-valia no sentido em que deixa de existir a necessidade de ter pessoas em risco, quando as condições de voo são perigosas.

As vantagens associadas à utilização de UAVs em voo de formação ou cooperativo no âmbito de missões de vigilância marítima e controlo de fronteiras ou perímetros são muito semelhantes às referidas acima, no caso do combate e vigilância de incêndios. Em [7] é apresentado um estudo onde é abordado a possibilidade dos UAVs fazerem a classificação, em tempo real, dos alvos detetados durante a busca, com objetivo a diminuir a necessidade de comunicações de elevada capacidade e estáveis com a *ground station* e, também, de modo a facilitar o processo de decisão que define um plano de voo ideal para recolha de informações visuais. Com este estudo, foi possível chegar à conclusão que, com a implementação de um algoritmo de deteção e classificação a bordo da aeronave esta é capaz de detetar 99,6% dos objetos de interesse, sendo 5% destes falsos positivos, e ainda é capaz de classificar corretamente 93,3% dos objetos detetados. Em [12], os autores definem o controlo de fronteiras e perímetros como uma missão que coloca em risco a vida do piloto, devido à monotonia característica da missão que causa fadiga ao mesmo e também porque o próprio cenário em que esta missão se enquadra poder ser um ambiente mais hostil, o que leva os autores a indicar como crítica a passagem de sistemas aéreos tripulados para UAVs, de modo a retirar este fator de risco da missão.

Por fim, o conceito de utilização de UAVs para acompanhamento de aeronaves tripuladas é algo que ainda se encontra em fase de estudo e com poucas implementações de que haja registo. No entanto, a Força Aérea Australiana, em conjunto com a *Boeing*, encontra-se na fase de testes de um projeto (Loyal Wingman [13]) que visa a utilização de um UAV como asa de uma aeronave de combate tripulada. Apesar de se tratar do controlo de voo de apenas um UAV, este projeto é abordado como voo de formação ou cooperativo devido ao modo como o controlo do UAV é implementado, ou seja, a tomada de decisão computada pelo UAV vai ter como referência os *outputs* da aeronave tripulada, quer sejam comandos de referência para *path planning* ou comandos associados à missão a desempenhar. A utilização de um UAV em espaços aéreos contestados traz duas grandes vantagens: a diminuição do risco associado aos pilotos e uma diminuição de custos, em caso de perda da aeronave. Este projeto prevê a utilização deste UAV para patrulha de espaço aéreo, interferência com os meios de combate anti-aéreo dos inimigos e até mesmo para concretizar ataques, quer seja lançar bombas ou até mesmo abater aeronaves inimigas. O custo esperado para cada UAV é na ordem dos 27 milhões de dólares, um quarto do custo de um F-35 (100 milhões de dólares) (o F-35 é uma das possibilidades de aeronaves que podem ser acompanhadas por este UAV).

2.2 Classificação de estruturas multi-UAV

Relativamente ao modo como os UAVs interagem entre si em voo de formação ou cooperativo, é possível definir quatro classificações para sistemas de aeronaves autónomas [14]: i) acoplamento físico; ii) formações; iii) *swarms* (enxames) ou *swarming* e iv) cooperação intencional. A Figura 1 ilustra as diferenças entre cada tipo de interação.

Segundo [14], no acoplamento físico existem ligações físicas entre os UAV e os seus movimentos são restringidos pelas forças criadas pelos movimentos das demais aeronaves. Esta técnica é utilizada em missões de transporte ou levantamento colaborativo de cargas. Uma desvantagem associada a este método é o que já foi referido anteriormente, os movimentos de cada aeronave são restringidos pelas forças criadas pelo movimento das demais, o que implica que estas forças externas tenham de ser tidas em conta para o controlo de cada aeronave.

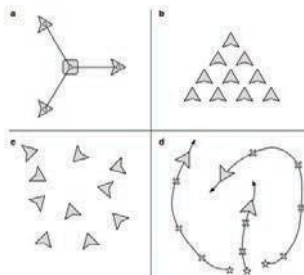


Figura 1: Representação gráfica das classificações de sistemas multi-UAV: (a) acoplamento físico, (b) formação, (c) *swarm* e (d) cooperação intencional (retirado de [14]).

Formações são comumente implementadas em operações de aeronaves tripuladas. Em [14], o voo de formação de aeronaves não tripuladas é referido como semelhante ao acoplamento físico, no sentido que, apesar de não existirem ligações físicas entre os UAVs que restrinjam os seus movimentos, existem restrições de movimento para que a aeronave se mantenha, sempre que possível, na sua posição da formação e tipicamente está implementado um sistema anticollisão que também vai fazer o movimento de cada aeronave interferir no movimento das outras.

Por outro lado, *swarming* tipicamente refere-se ao controlo descentralizado de sistemas autónomos de baixo custo [15]. Neste método dá-se ênfase à quantidade em prol da qualidade, no sentido de usar vários UAVs de baixo custo para realizar a mesma missão que um UAV de maiores dimensões e, possivelmente, com uma arquitetura de sistema mais complexa conseguiria executar individualmente. Esta abordagem traz vantagens e desvantagens. Se por um lado, vários UAV de baixo nível têm um custo combinado inferior ao UAV de alto nível, por outro lado a complexidade de implementação de um voo de formação no modo *swarming* é maior do que a de um voo de formação. Esta complexidade vem da diferença de quantidade de UAV utilizados na realização da mesma missão, tanto por parte de comunicações internas da formação como por parte do sistema anticollisão que tem de ter em conta um maior número de integrantes.

Por último, a cooperação intencional é definida em [14] como um método em que a tomada de decisão é realizada por cada aeronave independentemente, sendo que há interação entre as mesmas de modo a ser possível alocar tarefas diferentes a cada UAV sem que haja repetição das mesmas. O movimento de cada aeronave é apenas restringido pelas outras através de sistemas anticollisão e o *path planning* tem em vista a otimização do maior número de tarefas concluídas na mesma área.

2.3 Arquitetura de controlo de UAVs

A literatura prevê a divisão dos tipos de arquitetura para controlo de UAVs em três tipos: (i) arquitetura centralizada; (ii) arquitetura descentralizada e (iii) arquitetura distribuída.

A arquitetura centralizada é definida em [8] como uma arquitetura onde a computação é feita toda no mesmo local (físico), ou seja, existe um ponto focal de tomada de decisão, que pode ser uma aeronave da formação ou uma estação de comando e controlo no solo (*ground station*), no qual é reunida toda a informação referente à missão e ao próprio voo dos UAVs. À implementação desta arquitetura estão inerentes duas vantagens: a interação entre UAVs é simplificada, pois

têm um ponto comum de partilha de informação que facilita o acesso à mesma, e a tomada de decisão é realizada toda no mesmo local, isto faz com que, qualquer que seja a missão a executar, todas as variáveis da missão e os estados de todas as aeronaves estejam acessíveis. No entanto, esta arquitetura também acarreta duas desvantagens: o poder de computação necessário para processar rotinas que compreendem todas as variáveis do sistema é maior, o que por sua vez pode aumentar o custo da unidade de tomada de decisão, ou fazer com que a sua resposta não seja tão rápida quanto era desejável. A segunda desvantagem é, no caso da *ground station* ser o ponto focal, o alcance da missão em curso ser limitado pelas comunicações do sistema, no sentido em que, para as missões descritas acima onde a captura de informação será maioritariamente realizada por vídeo, um alcance maior implica maiores potências de transmissão, antenas com maior diretividade ou a utilização de sistemas amplificadores, o que pode aumentar o custo geral do sistema ou pode mesmo colocar a missão em causa se as comunicações forem interrompidas. Uma solução para esta segunda desvantagem seria fazer coincidir o ponto focal de tomada de decisão com uma das aeronaves da formação, simplificando o sistema de comunicações. No entanto, nessa situação, no caso de perda desta aeronave a missão falha. Esta pode não ser uma desvantagem forte se considerarmos ambientes de missão seguros, no entanto, à medida que os ambientes se vão tornando cada vez mais perigosos, o risco aumenta.

Em [8], a arquitetura descentralizada é definida como uma arquitetura em que a tomada de decisão é feita em cada parte integrante do sistema, sem que haja troca de informação entre aeronaves, ou seja, a *ground station*, passa a funcionar apenas como um recetor de informação finalizada. Esta implementação implica que cada UAV seja capaz de tratar as informações que recolhe individualmente. Apesar de não haver partilha de informação dentro do sistema, é possível manter um voo de formação através de métodos de proximidade, captados através de sensores instalados em cada aeronave.

A implementação desta arquitetura tem duas vantagens associadas: o poder de computação necessário para a implementação do algoritmo é menor e as comunicações não precisam de ser tão robustas (estas vantagens são referentes à comparação da arquitetura descentralizada com a arquitetura centralizada). Neste caso, o poder de computação é menor pois os algoritmos implementados utilizam menos informação. O facto de não haver partilha de dados e da tomada de decisão ser efetuada a bordo da aeronave também implica que não há tempos de espera para que a decisão chegue à aeronave. Nesta arquitetura as comunicações não têm um impacto tão elevado pois as informações que as aeronaves enviam para a *ground station* podem ser reduzidas a metadados, diminuindo, de forma geral, a complexidade do sistema de comunicações. Nesta arquitetura, a perda de ligação à estação de controlo terrestre ou até mesmo a perda de uma das aeronaves não coloca necessariamente em risco o cumprimento da missão. No entanto, esta exclusividade de informação faz com que a tomada de decisão não esteja otimizada e que por vezes a deteção do mesmo alvo ou ponto de interesse seja alertado mais do que uma vez, fazendo com que a *ground station* tenha de filtrar toda a informação que recebe de modo a não existir repetição de resposta.

Por último, a arquitetura distribuída é definida em [8] como uma implementação intermédia entre as duas referidas anteriormente. À semelhança da arquitetura descentralizada, a arquitetura distribuída caracteriza-se por cada integrante do sistema definir as suas próprias decisões, no entanto, existe um sistema de comunicações implementado que permite a partilha de informação dentro do sistema, que é um pouco diferente do que acontece com a arquitetura centralizada. Neste caso, a informação pode ser ou não utilizada, ou seja, cada UAV é capaz de cumprir a missão sem recorrer à informação transmitida pelos restantes. No entanto, se tiver acesso a esta, tornará o processo de tomada de decisão mais robusto, resultando numa melhor interação global do sistema, quando comparado à arquitetura descentralizada. Esta última abordagem demonstra as mesmas vantagens, em relação à arquitetura centralizada, que a descentralizada, acrescentando-se ainda que neste caso existe partilha de informação, o que vem colmatar uma das desvantagens observadas para a arquitetura descentralizada. Por outro lado, demonstra uma desvantagem face às outras duas arquiteturas referidas, o facto da implementação desta abordagem ser mais complexa do que nas restantes referidas. Esta complexidade está associada aos próprios algoritmos tipicamente implementados em cada UAV que têm de ter a capacidade de, não só, cumprir a missão individualmente, como também de definir quando será pertinente integrar as informações que as restantes aeronaves transmitiram, tentando otimizar a utilização dessa informação e os tempos de tomada de decisão.

2.4 Métodos de voo de formação

Em [4] estão definidos três métodos principais de controlo de UAVs em voo de formação: i) relação líder-seguidor; ii) líder/estrutura virtual e iii) abordagem comportamental.

No que respeita à relação líder-seguidor, [16] define que existem dois tipos de UAVs: o líder e o seguidor. O líder é responsável por seguir o caminho definido para a missão através de algoritmos de *path following*, os mesmos que se aplicariam a uma aeronave individual. Ao UAV seguidor cabe a tarefa de seguir a referência do líder, cumprindo os parâmetros pré-estabelecidos para o tipo de formação a ser realizado em determinado voo e, através de sistemas anticolisão, garantir que as distâncias mínimas de separação entre aeronaves sejam mantidas.

Por sua vez, [17] caracteriza a técnica de líder/estrutura virtual como sendo muito idêntica à apresentada anteriormente, sendo que a principal diferença é que o líder é simulado em cada aeronave seguidora. Estas simulações são geradas individualmente para cada seguidor, o que implica ter de ser feito o sincronismo da posição fictícia do líder para que todas as aeronaves tenham a mesma referência.

A abordagem comportamental tipicamente aplicada é o *swarming* [15]. Esta técnica define todos os UAVs integrantes como sendo iguais quanto ao seu grau de importância individual para o cumprimento da missão. Tal como nas duas técnicas anteriores, as aeronaves também estão equipadas com sistemas anticolisão e o seu comportamento assemelha-se muito ao de uma aeronave individual, com o único objetivo de cumprir a missão ao mesmo tempo que evita colisões com os restantes membros da formação, ou seja, existe uma direção e um objetivo final comum a todas as aeronaves mas o modo como o trajeto do ponto inicial ao final é realizado é diferente para cada UAV pois, depende dos comportamentos tomados pelas aeronaves nas imediações.

As estratégias acima referidas, constituem-se, na sua formulação, em problemas clássicos de *motion-control*: i) *path following*; ii) *trajectory tracking* e iii) *target tracking*. A diferença entre cada um destes problemas está nos constrangimentos que são tidos em conta. *Path following* trata-se do seguimento de um caminho definido *a priori* em que se considera como resolvido com sucesso quando o agente seguidor se encontra nesse mesmo caminho, independentemente do tempo que demore, tem-se então uma separação entre as restrições de espaço e tempo. *Trajectory tracking* é algo semelhante ao *path following* só que neste caso o tempo é tido em conta em simultâneo com o espaço, ou seja, o problema é dado como resolvido quando o agente se encontra na posição certa no instante certo. Por fim, *target tracking* é descrito como o seguimento de referências de um alvo sobre o qual só se sabe a posição atual e não se tem conhecimento do rumo que este pode tomar ([18], [19], [20]).

Face ao exposto, o problema considerado neste trabalho pode ser formulado da seguinte forma: considerem-se 3 aeronaves do tipo ANTEX-X02 Extended, cada uma equipada com um sensor diferente (GOBI 384, JAI AD-081 GE e TASE 150), com vista à realização de uma missão de busca de um naufrago em ambiente marítimo:

- Determinar o padrão de busca mais adequado a utilizar, tendo em conta as características das aeronaves e de cada um dos sensores embarcados;
- Determinar a geometria da formação que assegura uma adequada utilização dos sensores disponíveis;
- Determinar a arquitetura de controladores mais adequada, tendo em conta a missão a desempenhar;
- Implementar uma solução de controlo de voo de formação, tendo em conta os resultados obtidos nos pontos anteriores.

3 Missão de busca em ambiente marítimo

3.1 Escolha do padrão de busca a implementar

Em Portugal, as entidades responsáveis pela coordenação de missões de busca e salvamento são os Centros Coordenadores de Busca e Salvamento regionais (do inglês, *Rescue Coordination Center* (RCC)). Quando o alerta é dado, é o RCC que planeia a missão necessária, tendo em vista a natureza do alerta, os meios disponíveis capazes de responder ao alerta, bem como, a abordagem a ser adotada por esses meios. Para a situação mais próxima do caso em estudo, a utilização de meios aéreos para missões de busca marítima, o RCC tem de definir dois parâmetros: o ponto de início da busca (do inglês, *Commence Search Point* (CSP)) e o padrão de busca a ser utilizado. Existe ainda um terceiro parâmetro

que só é aplicável a certos padrões, o *datum*. Este é o local onde é mais provável que o objeto de interesse seja encontrado. Para a escolha do padrão de busca, serão tidos em conta os seguintes fatores:

- **Grau de incerteza:** assume-se à partida que não existe um *datum* conhecido e que, portanto, a posição provável do objeto da busca não é um ponto, mas sim uma área;
- **Meios atribuídos:** aeronaves de asa fixa não tripuladas (ANTEX-X02 Extended) que têm capacidade de execução de qualquer um dos padrões apresentados anteriormente;
- **Sensores utilizados:** consistem em duas câmaras óticas (JAI AD-081 e TASE 150) e uma câmara térmica (GOBI 384), utilizadas numa forma de busca visual;
- **Objetos da busca:** para esta implementação, neste fator serão considerados naufragos, portanto não se prevê que estes tenham consigo instrumentos que facilitem a sua localização de outra forma que não a visual;
- **Movimento do objeto da busca:** este fator não será tido em conta, pois, qualquer que seja o padrão de busca utilizado, será possível ajustar os parâmetros do mesmo de modo a conseguir seguir o objeto de forma adequada;
- **Tempo de busca:** assume-se que não existem restrições, em termos de autonomia ou alcance das comunicações com a estação de solo, para implementar qualquer dos padrões apresentados;
- **Capacidades operacionais do meio:** considera-se que o facto de ser implementado o voo de formação é a característica mais limitativa neste ponto;
- **Restrições de segurança:** é definida como distância mínima entre aeronaves um valor de 50 metros de distância.

A ponderação dos fatores apresentados acima resulta no padrão de busca apresentado na Figura 2.

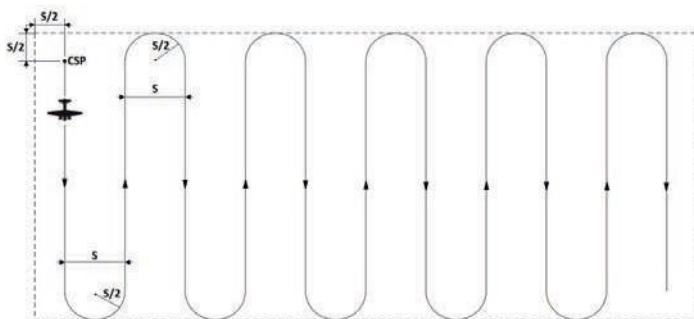


Figura 2: Padrão de busca a implementar.

3.2 Footprint dos Sensores

Através da análise das *datasheets* correspondentes às câmaras definidas na secção anterior e através da implementação de um método para transformação dos dados das câmaras em coordenadas no referencial local [21] foi possível obter os seguintes *footprints*, para 2000 pés de altitude (altitude típica de operação em ambiente marítimo):

Na Figura 3 é possível ver a comparação dos *footprints*, a 2000 pés de altitude, das três câmaras utilizadas centradas no mesmo ponto. Tendo em conta a Figura 3, concluiu-se que a área considerada para o cálculo de *S* deverá ser a correspondente à câmara GOBI 384, dado que tal corresponde ao campo de visão mais pequeno e que restringe mais um campo de visão sobreposto das três câmaras.

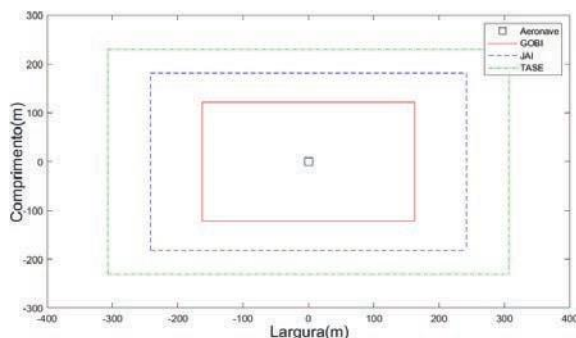


Figura 3: Footprint de cada câmara a 2000 pés de altitude.

3.3 Cálculo de S

Ao cálculo de S estão associadas duas condições:

$$\frac{Sp}{LF} = \frac{LF - S}{LF} \geq 0.1 \Leftrightarrow LF \geq 1.1 S$$

onde Sp é a largura da área sobreposta do footprint, S é a distância entre pernas consecutivas da busca e LF e CF são a largura do e o comprimento do footprint, respetivamente. A Figura 4 ilustra cada uma destas distâncias.

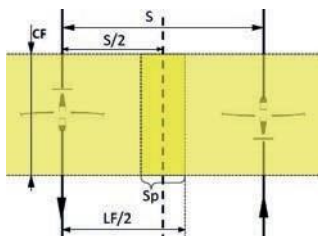


Figura 4: Esquema de sobreposição do footprint.

Através de um método iterativo chegou-se à conclusão de que, com a aeronave central a 2500 pés de altitude e as aeronaves laterais a 2000 pés de altitude, a largura e o comprimento do footprint conjunto apresentam valores que cumprem com as restrições apresentadas, nomeadamente, $LF = 406 \text{ m}$ e $CF = 305 \text{ m}$. Com este valor de LF alcança-se uma sobreposição de 35.3%. As Figuras 5, 6 e 7 apresentam o footprint conjunto final, a vista frontal da geometria da formação e o caminho percorrido por cada aeronave da formação no padrão de busca escolhido, respetivamente.

4 Controlo de voo de formação

4.1 Arquitetura escolhida

De modo a determinar a arquitetura de controladores mais adequada, é necessário primeiro definir o sistema. Este é composto por 3 aeronaves não tripuladas em voo de formação. Quanto ao método adotado, foi escolhida uma abordagem líder-seguidor, onde o líder será a aeronave central que se encontra a 2500 pés e equipada com a câmara GOBI. As aeronaves seguidoras serão as aeronaves laterais que se encontram a 2000 pés e equipadas com as câmaras JAI e TASE. A escolha do método líder-seguidor tem como base evitar a necessidade de sincronismo entre as aeronaves. Em comparação com o método de líder virtual, em que todas as aeronaves têm de ter a sua referência sincronizada com as restantes, implicando um sistema de comunicações mais complexo, o líder-seguidor apresenta uma implementação mais

simples e não tão dependente do sistema de comunicações, sendo que as aeronaves estejam equipadas com *transponder* capazes de comunicações ADS-B *in/out* é suficiente para validar a utilização do método. Para o controlo da aeronave líder será implementado um algoritmo de *path following* de uma referência que percorre o padrão de busca apresentado na Figura 2. No caso das aeronaves seguidoras, será implementado um algoritmo de *trajectory tracking* onde a trajetória de seguimento será definida pelo comportamento do líder.

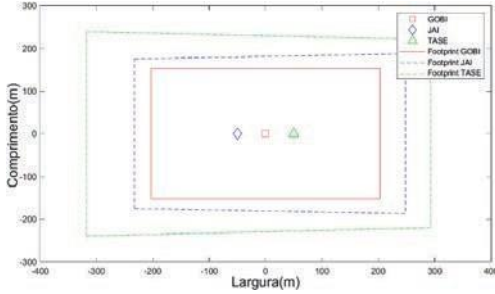


Figura 5: Footprint conjunto, central a 2500 pés e lateral a 2000 pés.

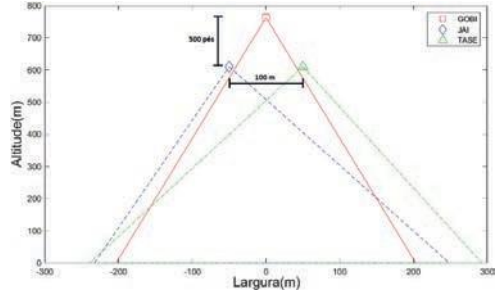


Figura 6: Vista frontal da formação.

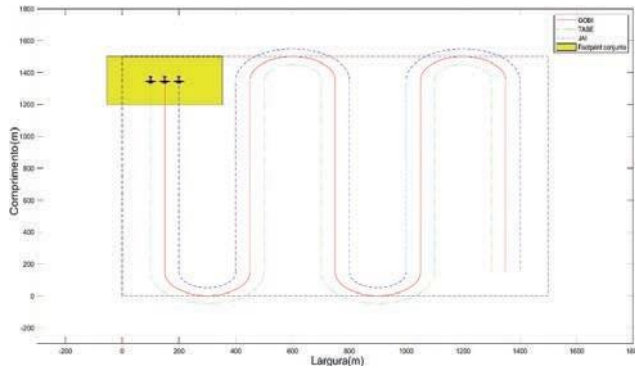


Figura 7: Padrão de busca da formação.

A estrutura hierárquica deste sistema compreende três modos: modo de *obstacle avoidance*, modo de seguimento e modo de busca. Estes modos são comutativos entre si e as aeronaves nunca estarão em mais que um modo ao mesmo tempo. O modo de *obstacle avoidance* define o comportamento das aeronaves quando as distâncias entre si são menores que os padrões de segurança estabelecidos. Por último, o modo busca é aquele que determina o voo das aeronaves. Neste modo temos um voo de formação líder-seguidor em que a aeronave líder segue uma referência de *path following*, concordante com as informações emanadas pelo RCC. Dos três modos apresentados, este trabalho apenas se propõe a definir o controlo de voo das aeronaves no modo de busca.

4.2 Leis de controlo de Path Following

De modo a definir as leis de controlo para o voo da aeronave líder, foi tomada a mesma abordagem de resolução de um problema de *path following* apresentada em [22]. Para tal, considere-se um referencial inercial local definido por $\{ \} = \{ \vec{e}_1, \vec{e}_2 \}$, onde $\vec{e}_1$ aponta para Norte e $\vec{e}_2$ aponta para Este. O caminho de referência é definido recorrendo às equações paramétricas $(s) = [x(s), y(s)]$ onde s está definido num determinado intervalo que, por conveniência, se assume que corresponde ao comprimento do caminho. Note-se que para um dado $s > 0$, (s) corresponde a um ponto caminho, expresso no referencial inercial local. Por último, considere-se um referencial de Serret-Frenet $\{ \} = \{ \vec{t}, \vec{n} \}$ com origem no ponto de referência do caminho (P). Os referenciais $\{ \}$ e $\{ \}$ encontram-se ilustrados na Figura 8. Na figura também são representados θ_{ef} , ângulo entre o referencial de Serret-Frenet no ponto P e o eixo $\vec{e}_1$, e θ , ângulo entre a direção

da velocidade do UAV e o eixo $\hat{y}$. As equações de cinemática do UAV são dadas por:

$$\begin{cases} \dot{x} = v \cos(\psi) \\ \dot{y} = v \sin(\psi) \\ \dot{\psi} = \omega \end{cases}$$

onde v e ω são as velocidades linear e angular da aeronave líder, respetivamente.

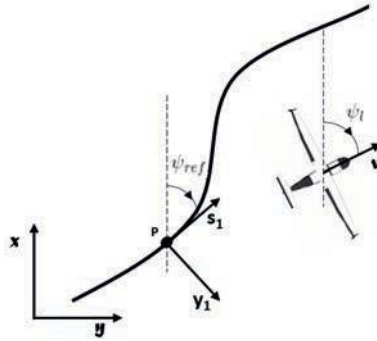


Figura 8: Referencial aeronáutico e referencial de Serret-Frenet adotados.

O referencial de Serret-Frenet será utilizado para calcular os erros de posição entre a aeronave e determinado ponto P do caminho. Deste modo é necessário converter as coordenadas (x, y) da aeronave líder em coordenadas (x_1, y_1) , através de:

$$\begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\psi_{ef}) & \sin(\psi_{ef}) \\ -\sin(\psi_{ef}) & \cos(\psi_{ef}) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x - x_{ef} \\ y - y_{ef} \end{bmatrix}$$

onde (x_{ef}, y_{ef}) são as coordenadas do ponto P, escritas no referencial inercial local. Aos erros de posição acima definidos deve-se acrescentar o erro de orientação $\psi_{er} = \psi - \psi_{ef}$. Para deduzir as leis de controlo do movimento lateral e longitudinal do UAV, é necessário calcular a dinâmica do erro do problema ora formulado, através do cálculo das derivadas dos erros de posição e orientação. Deste modo, a dinâmica do erro é dada por:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = -v(1 - \kappa) + v_{cmd} \cos(\psi_{rro}) \\ \dot{y}_1 = -v \kappa + v_{cmd} \sin(\psi_{rro}) \\ \dot{\psi}_{rro} = -\dot{\psi}_{ef} \end{cases}$$

onde v é a velocidade de P ao longo do caminho, κ é a curvatura do caminho no ponto P, definida por $1/\text{raio}$, e v_{cmd} a velocidade comandada para a aeronave. Segundo [22], as leis cinemáticas de controlo, para ψ_{rro} e ψ_{ef} , que garantem a convergência dos erros para zero são:

$$\begin{cases} \dot{\psi}_{rro} = \frac{v_{cmd} \cos(\psi_{rro}) + \dot{x}_1}{1 - \kappa} - \dot{\psi}_{ef} \\ \dot{\psi}_{ef} = \frac{v_{cmd} \sin(\psi_{rro}) - \dot{y}_1}{1 - \kappa} - \dot{\psi}_{ef} \end{cases}$$

onde λ_1 e λ_2 são parâmetros positivos constantes e σ e τ são funções auxiliares definidas por:

$$\sigma = -\text{sig}(\psi_{cmd}) \tanh(\lambda_1 \psi_{rro}) \quad \tau = -\text{sig}(\psi_{cmd}) \text{ se } h^2(\lambda_1) \dot{\psi}_{rro}$$

As leis de controlo estão definidas para ψ_{rro} e ψ_{ef} , no entanto as equações deverão ser reescritas em ordem a ψ_{cmd} e $\dot{\psi}_{cmd}$, com $\dot{\psi}_{cmd} = \dot{\psi}_{rro} + \dot{\psi}_{ef}$ e $\dot{\psi}_{ef} = \dot{\psi}_{cmd} - \dot{\psi}_{rro}$ tem-se:

$$\begin{cases} \dot{\theta} = \dot{\theta}_{ref} - \frac{1}{\cos(\theta_{err})} \frac{\sin(\theta_{err}) - \sin(\theta_{ref})}{\theta_{err} - \theta_{ref}} - 2(\theta_{err} - \theta_{ref}) + \frac{1}{i_0} \end{cases}$$

4.2.1 Resultados de simulação para *path following*

Os resultados de simulação foram obtidos através da utilização do software MATLAB e da ferramenta Simulink. As condições de simulação definidas foram:

- Área de busca com 1500m de largura e 600m de comprimento;
- Referência de caminho será caracterizada pelo padrão de busca apresentado na Figura 2, com $S=300$ e $CSP(\theta, \phi) = (150, 450)$;
- Condições iniciais da referência: $(\theta_{ref}, \phi_{ref}) = (700, 150)$, $\dot{\theta}_{ref} = \dot{\phi}_{ref} = 15\text{m/s}$;
- Condições iniciais do líder: $(\theta, \phi) = (750, 200)$ e $\dot{\theta} = -3/4$;
- Ganhos: $k_1 = 1$ e $k_2 = 3$;
- $\alpha = 0.01$ e $\beta = 1/4$.

Desta simulação obtiveram-se os seguintes erros de seguimento:

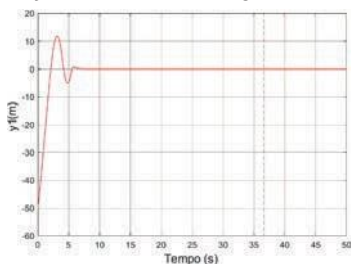


Figura 9: Erro y_1 ao longo dos primeiros 50 segundos de voo.

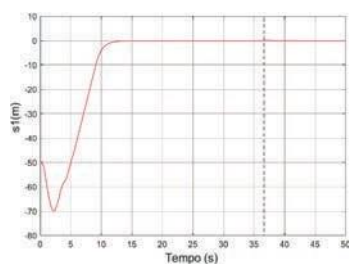


Figura 10: Erro s_1 ao longo dos primeiros 50 segundos de voo.

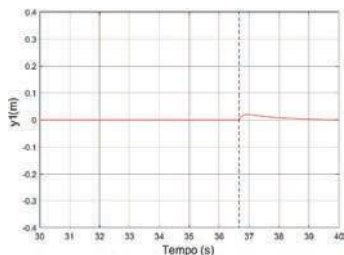


Figura 11: Erro y_1 ampliado no intervalo $t = [30, 40]$ segundos.

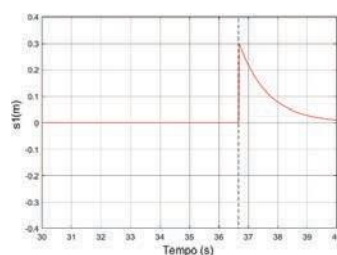


Figura 11: Erro s_1 ampliado no intervalo $t = [30, 40]$ segundos.

A partir das Figuras 9 e 10 é possível perceber que os erros das leis de controlo convergem para zero e que, portanto, a aeronave líder faz um seguimento adequado da referência. No entanto, nas Figuras 11 e 12, tem-se uma ampliação do gráfico correspondente à transição entre o segmento de reta e o segmento curvo da busca, onde se verifica um salto instantâneo, isto deve-se a uma descontinuidade na definição do caminho da referência e não um erro na lei de controlo definida. Este erro poderá ser retificado considerando a curvatura como variável.

4.3 Leis de controlo de *Trajectory Tracking*

A definição das leis de controlo das aeronaves seguidoras teve como base o trabalho de Claude Samson aplicado a *trajectory tracking* apresentado em [23]. Primeiramente será necessário definir o referencial e as variáveis relevantes para a aplicação do método de Claude Samson.

A Figura 12 apresenta um referencial inercial $\{ \}$, igual ao definido para *path following*, os ângulos das aeronaves com o eixo $\vec{x}$ e os vetores de velocidade $\vec{v}$, sendo que as variáveis com índice s são referentes à aeronave seguidora e as variáveis com índice t são referentes à aeronave líder. As equações de cinemática do veículo serão as mesmas utilizadas para *path following*.

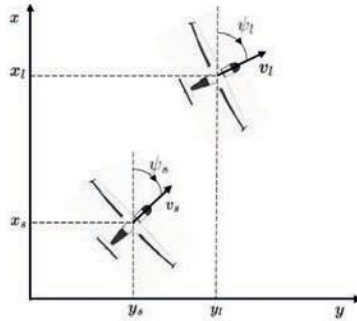


Figura 12: Referencial aeronáutico e variáveis relevantes para a aplicação do método de Claude Samson

O método apresentado em [23] pressupõe que o veículo seguidor convirja para as coordenadas exatas do veículo seguido, o que não é o pretendido neste trabalho. O objetivo será fazer convergir a posição da aeronave seguidora para uma posição 50 metros para a esquerda ou para a direita da aeronave líder, para tal, antes de calcular os erros de posição, é necessário calcular a posição (L_{re}, r_e) , correspondente à posição do líder de referência situado 50 metros para a esquerda ou para a direita do líder real. Neste caso os erros de trajetória são definidos por:

$$\begin{bmatrix} e_1 \\ e_2 \\ e_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\psi_t) & \sin(\psi_t) & 0 \\ -\sin(\psi_t) & \cos(\psi_t) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} L_{re} - L_t \\ r_e - r_t \\ \psi_t - \psi_s \end{bmatrix}$$

onde e_1 e e_2 representam erros de posição e e_3 erro de orientação. Os sinais de controlo definidos em [23] podem ainda ser reescritos em ordem a e por:

$$\begin{cases} u_1 = -\frac{e_1}{\tau_1} \\ u_2 = -\frac{e_2}{\tau_2} \\ u_3 = -\frac{e_3}{\tau_3} \end{cases} \Leftrightarrow \begin{cases} u_1 = L_{re} \cos(\psi_t) - L_t \\ u_2 = r_e - r_t \\ u_3 = \psi_t - \psi_s \end{cases}$$

4.3.1 Resultados de simulação para *trajectory tracking*

Os resultados de simulação foram obtidos através da utilização do *software MATLAB* e da ferramenta *Simulink*. As condições de simulação são as mesmas definidas anteriormente, às quais se acrescentam:

- Condições iniciais da aeronave seguidora da direita: $(L_{sD}, r_{sD}) = (775, 100)$ e $\psi_{sD} = -3^\circ/4$;
- Condições iniciais da aeronave seguidora da esquerda: $(L_{sE}, r_{sE}) = (775, 300)$ e $\psi_{sE} = -3^\circ/4$;
- Ganhos: $\tau_3 = 0.75$, $\tau_4 = 2$ e $\tau_5 = 0.75$;
- Voltas de baixo: $r_a = 200m$, $L_{re} = 20m/s$, $i_o = 100m$ e $L_{re} = 10m/s$;
- Voltas de cima: $r_a = 100m$, $L_{re} = 10m/s$, $i_o = 200m$ e $L_{re} = 20m/s$.

Desta simulação obtiveram-se os erros de seguimento e orientação presentes nas Figuras 13 a 15.

Mais uma vez, a partir da análise das Figuras 13, 14 e 15, observa-se que os erros das leis de controlo convergem para zero e que, portanto, as aeronaves seguidoras fazem um bom seguimento adequado da aeronave líder. No entanto, nas Figuras 16, 17 e 18, tem-se uma ampliação do gráfico correspondente à transição entre o segmento de reta e o segmento curvo da busca, onde se verifica um salto instantâneo, isto deve-se a uma descontinuidade na definição do caminho da referência e não um erro na lei de controlo definida.

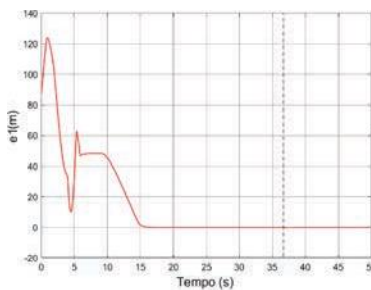


Figura 13: Erro e_1 .

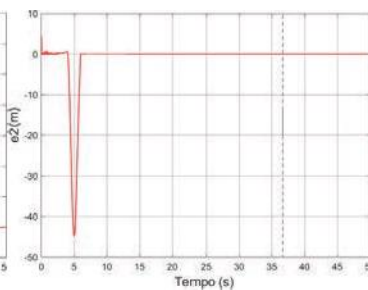


Figura 14: Erro e_2 .

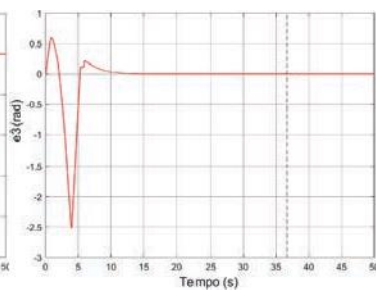


Figura 15: Erro e_3 .

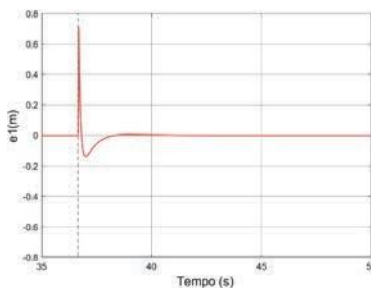


Figura 16: Erro e_1 ampliado.

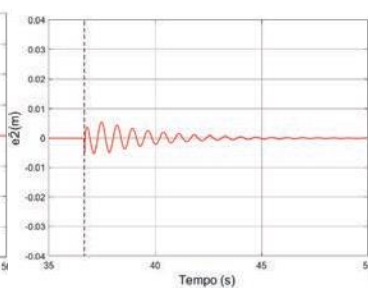


Figura 17: Erro e_2 ampliado.

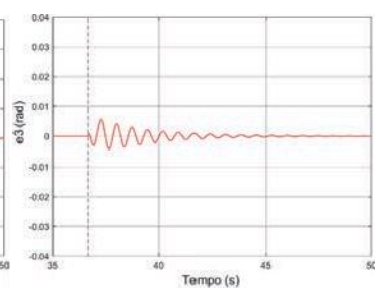


Figura 18: Erro e_3 ampliado.

Dados os resultados obtidos em simulação numérica, é possível considerar que ambas as leis de controlo, *path following* e *trajectory tracking*, se encontram corretamente implementadas, devendo seguir-se para o estudo das mesmas em simulação SITL.

5 Simulação *software in the loop*

A estrutura SITL utilizada neste trabalho é baseada em [24]. Esta estrutura inclui o algoritmo apresentado anteriormente implementado em ambiente *Simulink*, compatível com o ROS através da *toolbox* de sistemas de robótica [25]. Em simultâneo, o *software* do piloto automático PX4 estabiliza o ciclo interno do controlador [26]. A comunicação entre o *Simulink* e o piloto automático, [27], é realizada utilizando o MAVROS MAVLink. A aplicação de comando e controlo *QGroundControl* é utilizada de modo a controlar a aeronave na fase de voo em que ainda não está sujeita às leis de controlo acima referidas, encaminhando-a até um ponto próximo do ponto inicial da referência.

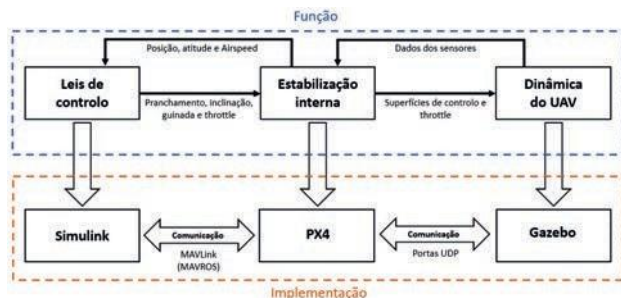


Figura 19: Diagrama de configuração SITL (baseado em [24]).

O diagrama da Figura 19 demonstra a forma como o sistema de SITL está configurado. O piloto automático PX4 apenas admite dois tipos de referências de controlo: controlo de posição, definido pelas coordenadas (, ,) da aeronave, ou controlo de atitude, definido pelos ângulos (φ, θ, ψ) e pela percentagem de *throttle* da aeronave. Decorrente das leis de controlo apresentadas anteriormente pretende-se que as aeronaves voem a altitude constante, controlando a variação de orientação () e a velocidade (*groundspeed*). Neste sentido, as leis de controlo são alimentadas pela posição, pela atitude e pela velocidade (*groundspeed*) que as transformam nos ângulos de pranchamento (φ) e picada (θ), bem como no *throttle* (), através das seguintes equações:

$$\begin{aligned} &= -1 \left(\frac{md}{\dots} \right) \\ &= i_G \int GS + GS - 1 \int 1 + St dySt \end{aligned}$$

onde as variáveis com índice GS são referentes à *groundspeed* e Alt referentes à altitude, e são constantes de integração e proporcionalidade, respetivamente, associados a cada erro, com os ganhos apresentados na Tabela 1.

k_{iAlt}	k_{pAlt}	k_{iGS}	k_{pGS}	k_{s1}
0.2	0.2	1	0.2	3

Tabela 1: Ganhos implementados na simulação SITL.

Obtêm-se os seguintes resultados de simulação:

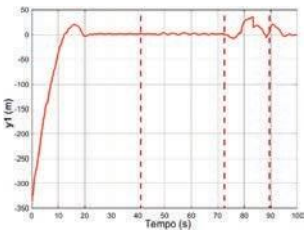


Figura 20: Erro y_1 ao longo dos primeiros 110 segundos de voo.

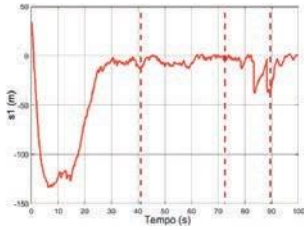


Figura 21: Erro x_1 ao longo dos primeiros 110 segundos de voo.

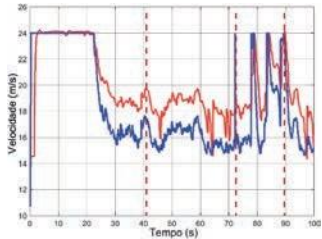


Figura 22: Gráfico de velocidade comandada (azul) e real (vermelho).

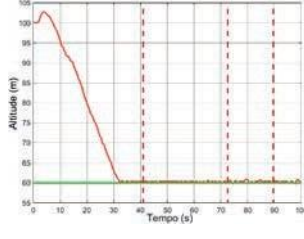


Figura 23: Gráfico de altitude comandada (verde) e real (vermelho).

Nas Figuras 20 e 21 é possível perceber que os erros de posição convergem para zero, sendo que oscilam mais que na simulação numérica. Nas duas últimas linhas a traço interrompido, têm-se as transições dos segmentos de reta para os segmentos curvos e vice-versa. Nestes momentos continuam-se a verificar as discontinuidades já anteriormente referidas, derivadas de um erro na definição do caminho da referência e não das leis de controlo implementadas. Na Figura 22, apesar da velocidade real não convergir para a velocidade comandada, percebe-se que ambas variam do mesmo modo. Na Figura 23, observa-se que o erro de altitude não toma valores acima dos 3 metros, ou 10 pés.

6 Conclusão e recomendações futuras

O estudo do planeamento de missões de busca e salvamento, das características das câmaras e dos vários tipos de implementação de voo de formação, permitiu dimensionar uma possível solução do que é a implementação do voo de formação de 3 UAVs para aplicação em missões de busca em ambiente marítimo. Os resultados obtidos permitem validar o dimensionamento realizado, além disso, este trabalho contribui para cumprir um dos objetivos determinados pelo projeto VOAMAS, a utilização de câmaras óticas e de infravermelhos, em conjunto, no âmbito de missões de busca marítima.

É de realçar que, no decorrer da realização deste trabalho foram consideradas várias premissas de partida, resultando numa implementação mais específica do que poderia ser, de outra forma, uma abordagem mais abrangente. Neste sentido, a escolha da implementação de um único padrão de busca torna o sistema mais simples, no entanto, um dos parâmetros definidos pelo RCC é o padrão de busca que os meios devem utilizar. Neste sentido, o desenvolvimento de um sistema de voo de formação de UAVs com possibilidade de escolha do padrão de busca à priori, onde a cada um está associado uma geometria de formação específica, apresenta-se como uma melhoria que visa o aumento da versatilidade das missões passíveis de realizar.

No mesmo sentido, neste projeto, a missão de vigilância e busca marítima é limitada à busca por naufragos. De modo a colmatar esta restrição, uma abordagem a ser tida em conta é a implementação de um algoritmo de reconhecimento de imagem que permita a identificação de diferentes objetos. Este algoritmo irá aumentar o leque de possibilidades, no que diz respeito ao objeto da busca, e, à semelhança da proposta anterior, incumbirá no aumento do tipo de missões que o sistema poderá realizar.

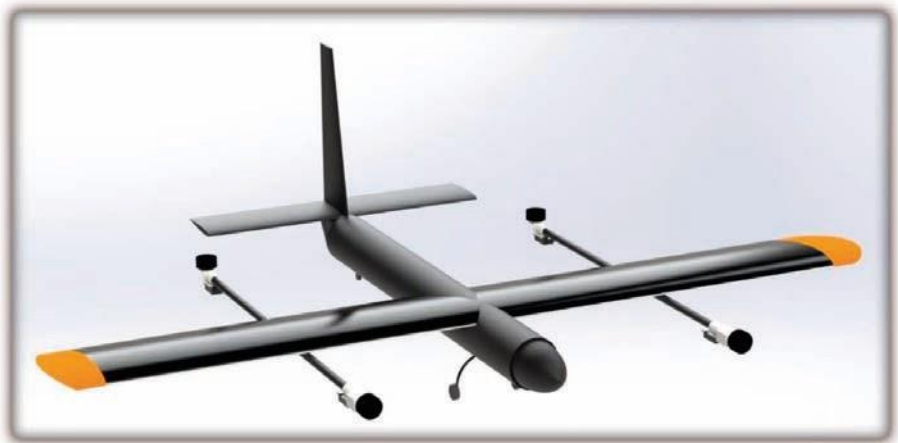
Por fim, algumas das premissas de partida foram consideradas de modo a simplificar a implementação do projeto, fazendo com que o mesmo não esteja totalmente definido. Neste sentido, apenas foi abordado o modo de busca. De modo a definir totalmente o sistema apresentado neste trabalho, propõe-se que, futuramente, sejam desenvolvidos os modos de seguimento, referente ao comportamento da formação quando é encontrado o objeto da busca, e de *obstacle avoidance*, referente à forma como cada aeronave deve reagir quando as condições de seguranças são postas em causa.

Referências

- [1] M. A. Day, M. R. Clement, J. D. Russo, D. Davis, e T. H. Chung, "Multi-uav software systems and simulation architecture," in *2015 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*. IEEE, 2015, pp. 426-435.
- [2] R. Bencatel, M. Faied, J. Sousa, e A. R. Girard, "Formation control with collision avoidance," in *2011 50th IEEE Conference on Decision and Control and European Control Conference*. IEEE, 2011, pp. 591-596.
- [3] C. Yuan, Y. Zhang, e Z. Liu, "A survey on technologies for automatic forest fire monitoring, detection, and fighting using unmanned aerial vehicles and remote sensing techniques," *Canadian journal of forest research*, vol. 45, no. 7, pp. 783-792, 2015.
- [4] M. Zhang e H. H. Liu, "Formation flight of multiple fixed-wing unmanned aerial vehicles," in *2013 American Control Conference*. IEEE, 2013, pp. 1614-1619.
- [5] A. Bürkle, F. Segor, e M. Kollmann, "Towards autonomous micro uav swarms," *Journal of inteligente & robotic systems*, vol. 61, no. 1, pp. 339-353, 2011.
- [6] P. Cheng, J. Keller, e V. Kumar, "Time-optimal uav trajectory planning for 3d urban structure coverage," in *2008 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*. IEEE, 2008, pp. 2750-2757.
- [7] F. S. Leira, T. A. Johansen, e T. I. Fossen, "Automatic detection, classification and tracking of objects in the ocean surface from uavs using a thermal camera," in *2015 IEEE aerospace conference*. IEEE, 2015, pp. 1-10.
- [8] S. S. Ponda, L. B. Johnson, A. Geramifard, e J. P. How, "Cooperative mission planning for multi-uav teams," pp. 1447-1490, 2015.
- [9] A. Kopeikin, S. Ponda, e G. Inalhan, "Control of communication networks for teams of uavs," *Handbook of Unmanned Aerial Vehicles*; Valavanis, KP, Vachtsevanos, GJ, Eds, pp. 1619-1654, 2015.
- [10] A. da Força Aérea. (2021, Novembro) FIREFRONT - Mapeamento e Predição da Progressão de Incêndios em Tempo Real por Veículos Aéreos Não-Tripulados. [Online]. Disponível: <https://www.academiafa.edu.pt/p-567-firefront>

- [11] A. da Força Aérea. (2021, Novembro) VOAMais - *Computer Vision For The Operation of Unmanned Aerial Vehicles in Maritime and Wildfire Scenarios*. [Online]. Disponível: <https://www.academia.edu/pt/p-566-voamais>
- [12] R. W. Beard, T. W. McLain, D. B. Nelson, D. Kingston, e D. Johanson, "Decentralized cooperative aerial surveillance using fixed-wing miniature uavs," *Proceedings of the IEEE*, vol. 94, no. 7, pp. 1306-1324, 2006.
- [13] E. Levick, "A robot is my wingman," *IEEE Spectrum*, vol. 57, no. 1, pp. 32-56, 2019.
- [14] I. Maza, A. Ollero, E. Casado, e D. Scarlatti, "Classification of multi-uav architectures," *Handbook of unmanned aerial vehicles*, pp. 953-975, 2015.
- [15] B. T. Clough, "Uav swarming? so what are those swarms, what are the implications, and how do we handle them?" AIR FORCE RESEARCH LAB WRIGHT-PATTERSON AFB OH AIR VEHICLES DIRECTORATE, Tech. Rep., 2002.
- [16] C. Park, N. Cho, K. Lee, e Y. Kim, "Formation flight of multiple uavs via onboard sensor information sharing," *Sensors*, vol. 15, no. 7, pp. 17 397-17 419, 2015.
- [17] R. A. G. Bencatel *et al.*, "Perpetual flight in flow fields," Dissertação de doutoramento, Universidade do Porto (Portugal), 2011.
- [18] A. Micaelli e C. Samson, "Trajectory tracking for unicycle-type and two-steering-wheels mobile robots," Dissertação de doutoramento, INRIA, 1993.
- [19] A. P. Aguiar e J. P. Hespanha, "Trajectory-tracking and path-following of underactuated autonomous vehicles with parametric modeling uncertainty," *IEEE transactions on automatic control*, vol. 52, no. 8, pp. 1362-1379, 2007.
- [20] P. Encarnação e A. Pascoal, "Combined trajectory tracking and path following: an application to the coordinated control of autonomous marine craft," in *Proceedings of the 40th IEEE Conference on Decision and Control (Cat. No. 01CH37228)*, vol. 1. IEEE, 2001, pp. 964-969.
- [21] R. W. Beard e T. W. McLain, *Small unmanned aircraft*. Princeton university press, 2012.
- [22] D. Soetanto, L. Lapierre, e A. Pascoal, "Adaptive, non-singular path-following control of dynamic wheeled robots," in *42nd IEEE international conference on decision and control (IEEE Cat. No. 03CH37475)*, vol. 2. IEEE, 2003, pp. 1765-1770.
- [23] P. M. M. Encarnação, "Nonlinear path following control systems for ocean vehicles," *Ph. D. Thesis Universidade Técnica de Lisboa, Instituto Superior Técnico (IST), Lisbon, Portugal*, 2002.
- [24] D. Shin, "Nonlinear disturbance observer based path following for a small fixed wing uav," 2019.
- [25] MathWorks. (2021, Agosto) ROS Toolbox. [Online]. Disponível: <https://www.mathworks.com/help/ros/index.html?stid=CRUXlftnav>
- [26] P. Autopilot. (2021, Agosto) PX4 User Guide. [Online]. Disponível: <https://docs.px4.io/master/en/>
- [27] MathWorks. (2021, Agosto) Control a Differential Drive Robot in Gazebo with Simulink. [Online]. Disponível: <https://www.mathworks.com/help/robotics/ug/control-a-differential-drive-robot-in-simulink-and-gazebo.html#59>

DESIGN OF A FIXED-WING TILT-ROTOR QUADCOPTER CLASS I MINI UNMANNED AIRCRAFT – PROPULSION SYSTEM DESIGN AND PROTOTYPE MANUFACTURING



Autor: **Pedro António da Cunha Justo Campos Mendes**
Aspirante a Aluno no Mestrado Integrado na Especialidade de Piloto Aviador
Academia da Força Aérea, Sintra

Orientador: **Maj/EngAer Luís Filipe da Silva Félix**
Força Aérea Portuguesa, Academia da Força Aérea, Sintra

Coorientador: **Maj/EngEl Tiago Miguel Monteiro de Oliveira**
Força Aérea Portuguesa, Academia da Força Aérea, Sintra

Coorientador: **Ten/EngAer Vasco Henrique Reis Franco**
Força Aérea Portuguesa, Estado-Maior da Força Aérea, Alfragide

Abstract

It is the main purpose of this work to present the preliminary design of the propulsion system of a fixed wing tilt-rotor quadcopter Class I Mini Unmanned Aircraft with Vertical Take-Off and Landing. The design of the Unmanned Aircraft follows the conceptual design developed in a previous work, updating some of its parameters and proceeding to the manufacturing and flight testing of a prototype. First, the initial dimensioning is reviewed and some design parameters are updated, such as horizontal and vertical tail dimensions and level flight and vertical flight drag estimations. Afterwards, the components of the propulsion system are selected. The selection of the most suitable propellers for vertical and horizontal flight is based on theoretical (Blade Element Theory) and experimental (wind tunnel) analyses. In order to select the propulsion system configuration, four tilt-rotor quadcopter configurations and one including an extra motor for horizontal flight are compared. It is concluded that the most appropriate configuration for the designed aircraft is that in which the front propellers are 20x10 and the rear ones are 22x6.6. One also concludes that, from an energetic point of view, the most efficient configuration among those compared is the one with fixed quadcopter motor display and an extra motor for horizontal flight. Finally, in the flight tests (made in order to validate the built prototype), intense vibrations associated with the implemented tilting systems were registered several times, requiring further development to obtain the desired functionality.

Keywords: Propellers, Blade Element Theory, Aircraft Design, Unmanned Aircraft, Vertical Take-Off and Landing.

1 Introduction

The use of Unmanned Aircraft Systems (UAS) in civil society and in the military is growing. However, there is still a lot to explore and improve until a real widespread use of these systems can occur in everyday life in a safe and efficient way (Austin, 2010). The UAS study at the Air Force Academy Research Center (CIAFA) has been going on for several years, during which its efficiency, usefulness and versatility in dull, dirty and dangerous missions have been systematically demonstrated - including a set of missions of general interest to society, such as fire monitoring and surveillance of the maritime space.

The platforms used for research purposes by CIAFA have been mostly fixed wing. Although offering significant cruising speeds, range and endurance, this type of aircraft does not allow to hover over a fixed target, and requires the use of runways or auxiliary take-off and landing means. These constraints make fixed-wing aircraft less operationally flexible than rotary wing aircraft (Austin, 2010). Tilt-Rotor Unmanned Aircraft (TRUA) overcome the constraints and take the benefits of both these types of aircraft, since the rotors used for vertical flight tilt, to transition the aircraft from vertical to horizontal flight. At the start date of this project, CIAFA did not have any UAS platform with Vertical Take-Off and Landing (VTOL) capability. In a first step to increase the autonomy and operational versatility of the CIAFA, Ferreira (Ferreira, 2019) developed a conceptual design of a TRUA with a Maximum Take-Off Weight (MTOW) of 15 kg.

The main focus of this research is to assess the most efficient configuration for a fixed-wing tilt-rotor quadcopter class I mini Unmanned Aircraft (UA). This problem is embedded in the sequel of the development of the project initiated by Ferreira (Ferreira, 2019), having as primary objective the preliminary design of its propulsion system and as secondary objectives the revision of the parameters defined during the conceptual design, the construction of a prototype of the projected aircraft, and planning a flight testing program to validate the propulsive system and TRUA concept.

2 Literature Review

2.1 UAS Classification

UA classification is different between institutions and on constant evolution over time. In the present study, the classification system based on MTOW agreed by the NATO members (apart from Spain and France) is considered (NATO Standardization Office, 2019). The UA under study in the present text, having an MTOW of 15 kg, falls into the category "Mini of Class I", being expected that its normal operating altitude is less than 3000 feet (914.4 m) above ground level, and its mission radius is less than 25 km.

2.2 Aircraft Design Process

In a general sense, the complete design process of an aircraft goes through five stages: Stipulation of Requirements, Conceptual Design, Preliminary Design, Detailed Design, Proof of Concept and Manufacturing. During the Preliminary Design stage, the viability of an idea is assessed, potential problems (and the respective possible solutions) are encountered, and the accomplished specific tasks are, among others: performance analysis, stability and control analysis, weight estimation and evaluation of special aerodynamic features (Gudmundsson, 2014).

2.3 UAS Propulsion Systems

The propulsion system of an UA, together with other considerations of the design, determines its autonomy, size, weight and application scope (Valavanis & Vachtsevanos, 2015). The propulsion system includes: an *Energy Source*, which generically includes all energy source types; an *Energy Transformer*, which converts potential energy from the source into a means to produce work, heat or electrical current; a *Powerplant*, which uses the product of the energy transformer to produce movement; and finally the *Propulsion Effector*, that transforms the work created by the powerplant into a propulsive force to move the UA. The propulsion system of an UA consists in a combination of these five steps (Griffis & et al, 2008).

2.4 Propellers and the Blade Element Theory

A propeller is a device that converts mechanical energy from a motor into propulsive force and is used to move a vehicle to which it is attached. A propeller blade is essentially a cantilevered wing that moves in a circular path and generates the propulsive force (thrust), represented by T . The geometry of the blades of a propeller influences the thrust generated and the amount of power required to rotate it. Several factors define the geometry of a propeller: geometric pitch (p), diameter and number of blades (Gudmundsson, 2014).

The Blade Element Theory (BET) is a means of estimating the thrust produced by a propeller rotating at a certain angular velocity (ω) through a flow with a certain density (ρ) and linear velocity (v_∞). This estimate is achieved by dividing each propeller blade into a certain number of elements (ϵ), treating each element as an independent two-dimensional airfoil, and determining the aerodynamic forces based on each element's local flow conditions. The results for each blade element are then integrated along the blade span in order to provide the total blade's thrust, torque and power. The performance losses of the hub and the tip of the blade can be corrected by determining Prandtl's correction factors (Gudmundsson, 2014).

2.5 Computational Verification Methods

During the design of an aircraft, it is necessary to estimate the behavior of the various systems and flight surfaces in order to make the most appropriate choices from the range of available alternatives (Gudmundsson, 2014). Typically, higher precision computational estimations are more time-consuming, since their rendering processes are longer and more complex. Therefore, the initial estimates in this study are made using less precise methods and, as the values get closer to the desired ones, more advanced methods are used in order to confirm the results.

eCalc is a web-based calculator software hub which includes various tools, such as *propCalc* and *xcoputerCalc*. These help the user in choosing adequate component setups for their homebuilt radio-controlled aircraft, as it includes an extensive performance database of motors and propellers: the user inputs the general characteristics of an airplane (weight, number of motors and wing area), and the component setup for comparison (batteries, Electronic Speed Controller (ESC), motors and propellers). From these, the calculator outputs estimates such as the expected flight time, thrust-to-weight, motor and propeller parameters (thrust, current, voltage, RPM and efficiency) both at optimum efficiency and at maximum thrust. According to the provider, these calculators have an accuracy of $\pm 10\%$ (*eCalc*, n/a).

XFLR5 is an open-source numerical tool software which allows estimating aerodynamic and stability properties of two-dimensional and three-dimensional geometries at subsonic conditions. Its two-dimensional analyses are based on *XFOil* code, and its three-dimensional analyses use the Lifting-Line Theory (LLT), Vortex Lattice Method (VLM) and Panel Method (PM). In the present work, only *XFOil* simulations are made. The airfoil models to study are either imported or directly

designed and can be globally or locally refined. Each airfoil model is divided into a discrete set of flat panels. The *XFOil Direct Analysis* tool outputs parameters such as lift and drag coefficients for a given Reynolds number. The user can also set Mach number and angle of attack. The transition settings used throughout this project are the default ones from *XFLR5* for viscous flow, which uses the *eN* transition theory with *it*=9, as no forced trip location is set (Franco, 2018).

2.6 Quadcopter Dynamics

A quadcopter is an aircraft with four propellers mechanically linked by a rigid structure, with parallel planes of rotation, and which thrust vectors face the same direction. The quadcopter motion can be divided into six components: hover, climb, descent, pitch, roll and yaw. Quadcopters are solely controlled by varying the rotational velocity of the propellers (Bresciani, 2008). Quadcopter control relies on proportional, integral, derivative (PID) control. PID control provides a continuous change of output within a control loop feedback mechanism to control the motion processes, removing oscillations and increasing the efficiency of the processes. In quadcopters, these processes are computed by the autopilot, which acquires position and motion data from external sensors and outputs commands to control the propeller speed (Parnell, 2014).

2.7 Flight Tests

Although practical during the design process of an aircraft, ground-based verification methods such as wind tunnels and software models have limited ability in fully modelling the true dynamics of actual flight. In order to improve and validate the accuracy of models and simulations, flight test data are therefore essential. Three common categories of flight tests are: experimental, certification and production. Experimental flight tests are the ones in which the validity of an aeronautic hypothesis is either validated or refuted. Common to all types of flight tests is the general methodology outline, which consists in defining objectives, setting requirements, planning the flight tests, performing them, acquiring the flight test data, analyzing the data and writing test reports (Pavlock, n/a).

3 Conceptual Design Revision

During the transition from the conceptual design to the subsequent phases, the aircraft design is reviewed and its parameters changed accordingly. As a starting point for this revision, a Computer Aided Design (CAD) model of the aircraft is made using *SOLIDWORKS* (Figure 1). From an empirical analysis the design team decided to consider: recalculating the volumetric coefficient of the Horizontal Tail (HT); increasing the longitudinal distance between the wing and the HT; recalculating the location of the Neutral Point (NP) and Static Margin (SM); reducing the fuselage diameter; and reconsidering the need for a landing gear.

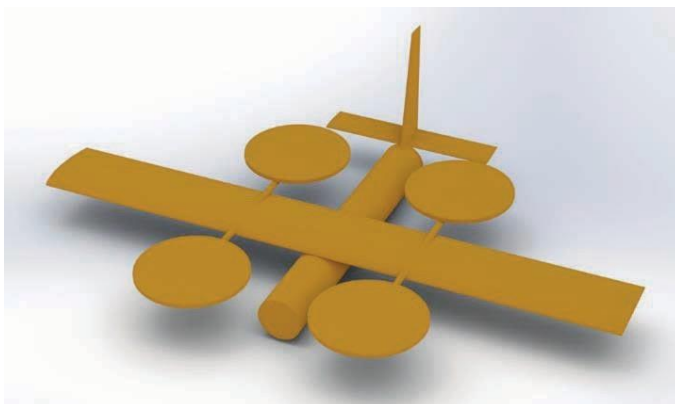


Figure 1 - Conceptual Aircraft.

3.1 Tail Sizing Revision

The volumetric coefficient of the horizontal tail, V_H , is a dimensionless value which relates the HT surface area and tail arm (measured between the mean aerodynamic chord (m.a.c.) of the wing and tail) with the wing surface area and the m.a.c. of the wing. Generally, as the value of V_H is increased, the aircraft becomes longitudinally more stable and less controllable (Sadraey, 2013). It is changed from $V_H = 0.401$ to $V_H = 0.6$ in order to increase the longitudinal stability of the aircraft. The longitudinal distance between the wing and the HT is increased from $X_{HT} = 0.957$ to $X_{HT} = 1.05$ so that the V_H does not increase as much as it would otherwise.

3.2 Center of Gravity Position

Given the nature of the control of the aircraft (through servomotors, which maintain the control surfaces fixed), the Center of Gravity (CG) envelope is determined through the sole estimation of the stick-fixed neutral point position (N_P) (Gudmundsson, 2014). For longitudinal static stability, the CG position (C_G) should be in front of the NP and as forward as needed to stabilize the aircraft. However, placing the CG excessively forward could make the aircraft too stable, requiring an excessive use of control force from the HT to maintain level flight. This would lead to an unnecessary amount of lift-induced drag overall. Typical values for SM range from 10% to 30% (Sadraey, 2013). The location of the NP and SM are recalculated accordingly, so that the CG should be placed between 0.214 ($SM=10\%$) and 0.142 ($SM=30\%$) rearwards of the wing leading edge.

3.3 Fuselage

The fuselage's diameter is decreased from 0.20 to 0.16, to make the manufacturing process simpler and the fuselage lighter. The surface area decreases from $S = 0.863 \text{ m}^2$ to $S = 0.704 \text{ m}^2$, which represents a decrease in weight, if the thickness of the fuselage shell is the same in both cases. A way to reduce the drag produced by the forward limit of the fuselage is to insert a conical shaped nose dome (when the frontal section area is similar in both cases) (White, 2002). Another method for reducing the drag of the fuselage is to add a fairing at its aft extreme (a simple conical aft fairing can reduce the C_D of a cylindrical fuselage from $C_D = 1.1$ – with abrupt aft edge – to $C_D = 0.15$ – with conical aft edge (White, 2002)). For these reasons, a conical nose dome is added to the forward end of the fuselage, and an oblique conical shaped fairing is added at the aft end of the fuselage.

3.4 Landing Gear

In the original conceptual design, the aircraft is conceived without a landing gear. The primary arguments for this were its VTOL nature and the absence of need for payload placement outside the fuselage. However, the shrinkage of the fuselage diameter and the updated mission for this aircraft (which requires it to be usable for future research in avionics, sensors, among others) may lead to require the transport of extra-fuselage sensors or payload. For these reasons, the landing gear is reconsidered from no landing gear to an extensible-legged pod landing gear in tail dragger display.

4 Preliminary Design of the Propulsion System

The preliminary design of the propulsion system involves estimating the required thrust for the various stages of flight, choosing the various components of the propulsion system and their arrangement.

4.1 Required Thrust

In order to estimate the required thrust for both vertical and horizontal flights, the drag values for cruise and vertical stages of flight are obtained both by using algebraic expressions from Corke (Corke, 2003) and Computational Fluid Dynamics (CFD) simulations. CFD estimates are obtained using *SOLIDWORKS Flow Simulation*. The cruise flight estimated required thrust obtained is $T = 9.0$ (this value does not include the drag of the rotors used for vertical flight).

The thrust for vertical flight must equal the aircraft weight plus aerodynamic drag. The vertical flight drag is estimated doing a drag buildup of the aircraft components assuming a low vertical speed, and can be computed as $= 1.0231 \text{ }^2$. Therefore, the thrust required for hovering is $h_{er} = 147.15$ and the thrust required for a vertical climb at 5 m/s is $cl_{mb} = 172.72$. For the purpose of energy consumption, the thrust required for descent is considered to be equal to hovering. Figure 2 illustrates the free body diagrams for the various stages of flight.

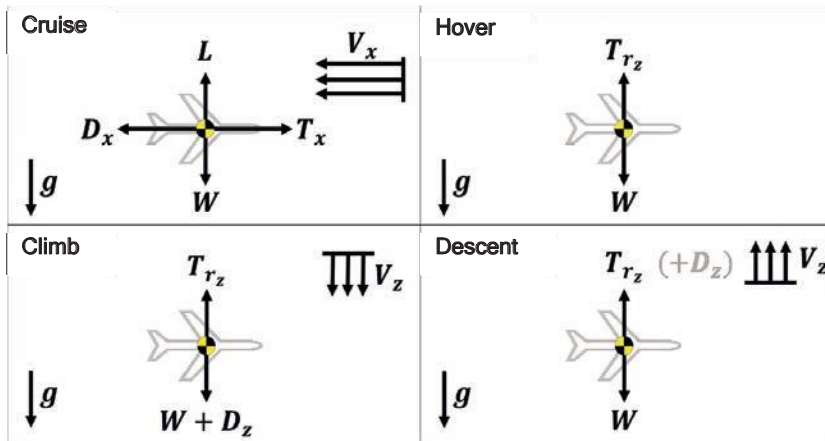


Figure 2 - Free body diagram for all relevant flight stages

4.2 Selecting the Propulsion System Components

It is initially established that the aircraft in project would be all-electric. In previous stages of the project, CIAFA selected the P-60 KV170 motor from T-Motor. For this motor, the manufacturer recommends its own FLAME 60A HV ESC (T-Motor, n/a). Both the motor and the ESC operate between 6S and 12S with LiPo batteries. Any LiPo battery pack can be used, provided it has the correct number of cells in series and a sufficient maximum current output. The required capacity of the battery pack depends on the expected endurance for each flight and also on the required payload. The following step is to select the propellers.

4.3 Selecting the Propellers

Briefly stated, propellers which are highly efficient at low flow velocities become poorly efficient at high flow velocities. In tilt-rotor aircraft, this property becomes determinant when selecting the propulsion system components, since a propeller which would normally be selected for a quadcopter with a given weight may not be appropriate for horizontal flight in airplane configuration for the same aircraft.

Different propulsion configurations can be achieved by combining propellers optimized for vertical flight (from here on mentioned as "VP") and/or propellers optimized for horizontal flight (from here on mentioned as "HP"). Both extensively using VP during horizontal flight, or shortly (but intensively) using HP in vertical flight conditions, can be inefficient, and therefore an optimized point must be reached. The operation of a TRUA requires each of the tilting propellers to be able to lift more than $\frac{1}{4}$ of its weight at around 70% of the available thrust (when in vertical phase of flight), and to deliver at least $\frac{1}{2}$ of the required thrust for cruise flight at 20 m/s. These requirements impact the decision of the HP.

A limited sample of propellers is tested both theoretically (using a spreadsheet with the BET method implemented) and experimentally (gathering data from wind tunnel testing), in order to determine their efficiency and available thrust at various flow velocities and rotational velocities. In order to select the sample, the first approach is to make iterative simulations using the online calculator *eCalc*. The available propellers at the CIAFA range from 12x6 to 22x6.6. Between these, the following are chosen for the test sample: 17x8, 17x10, 18x8, 18x10, 20x8, 20x10, 20x6 and 22x6.6.

The BET analysis of the propellers is solved numerically, through a spreadsheet, and follows a method adapted from Gudmundsson (2014). This provides a means of estimating the thrust output (T) by a propeller of a given geometry, rotating at a given rotational velocity (Ω) through a flow perpendicular to the rotational plane, with a known velocity (V_∞). In the specific case of this work, the only unknown input variable for each propeller is the C_T which provides the required thrust. The inputs and outputs are not interchangeable, i.e., one is not able to directly find the C_T that corresponds to a given T (Gudmundsson, 2014). From the BET theoretical comparison, the VP is the 22x6.6 and the HP is the 20x10.

Each propeller is then tested in a wind tunnel under two flow velocities: $V_\infty = 0 \text{ m/s}$ (simulating hover conditions) and $V_\infty = 20 \text{ m/s}$ (simulating cruise flight conditions). Propellers 17x8 and 17x10 are not considered, since their expected performance is the worst both at vertical and horizontal flight, according to BET, and do not physically fit the motor mount. In each test, data is acquired for a full range of rotational velocities, starting at minimum Ω delivered by the motor, with steps of $\Delta\Omega = 26.18 \text{ rad/s}$ (250 RPM) until maximum rotational velocity (at full throttle). From the wind tunnel data obtained at $V_\infty = 20 \text{ m/s}$, the propeller from the sample which delivers the most thrust at each Ω is the 20x10, followed by the 18x10 (see Figure 3), and the propeller with the highest efficiency at the required thrust regime is the 20x10. The HP choice can be either 18x10, 20x8 or 20x10. The final choice of the HP depends on the performance of these propellers at vertical flight conditions.

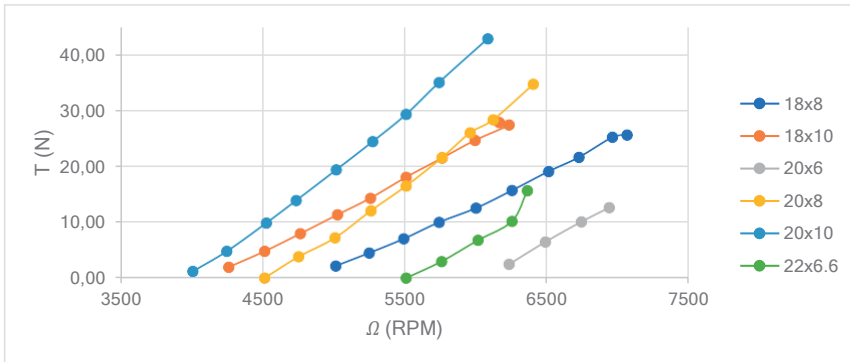


Figure 3 - T vs Ω at 20 m/s

At $V_\infty = 0 \text{ m/s}$, the propellers from the sample which output the most thrust, for any given Ω , are the 22x6.6 and 20x10 (see Figure 4). The thrust output vs electrical power input of every propeller is obtained, which represents their efficiency at $V_\infty = 0 \text{ m/s}$. The obtained results show that among the possible propellers for HP, 20x10 has the highest efficiency at $V_\infty = 0 \text{ m/s}$. Therefore, from experimental data, the chosen propeller for HP is 20x10, and the chosen propeller for VP is the 22x6.6.

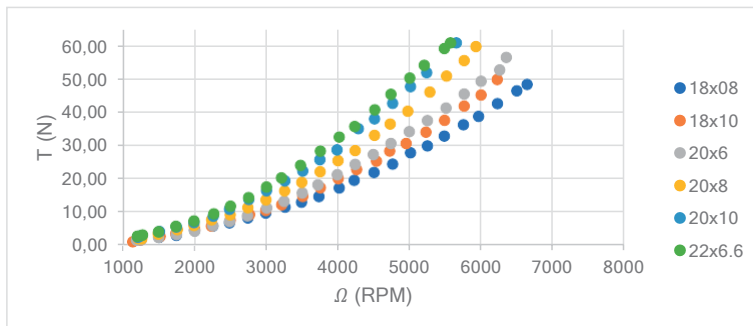


Figure 4 - T vs Ω at 0 m/s

4.4 Propulsion System Configuration Selection

Five propulsion system configurations are considered. The front-tilting quadcopter with four equal propellers is hereinafter mentioned as “Configuration A”. The front-tilting quadcopter with two sets of different propellers, either equally distanced longitudinally from the CG or asymmetrically distanced (in order to compensate for different propulsive forces and efficiencies) are from now on mentioned as “Configuration B”. For comparison purposes, a “Configuration C”, consisting of a non-tilting quadcopter with a fifth motor solely for horizontal flight) is also considered. The various sets of each configuration are explained in Table 1.

Table 1 - Proposed Configurations

Configuration	Propellers		Equal (F/R) distance from the CG	Front Tilt	Fifth propeller
	Front	Rear			
A1	VP	VP	Yes	Yes	-
A2	HP	HP	Yes	Yes	-
B1	HP	VP	Yes	Yes	-
B2	HP	VP	No	Yes	-
C	VP	VP	Yes	No	HP

An energy consumption study is made, that shows which configuration is the most efficient but does not consider the weight of each device. This study assumes 3 flight segments: one minute climbing to cruise altitude with constant thrust, 20 minutes cruise flight, and two minutes descending to land with constant thrust. For each flight stage, the required electrical power (for the regime which produces each required thrust) is obtained. The tilt rotor solution is also compared with an UAS with independent power system for vertical and horizontal flight.

Results (Table 2) show that the most efficient TRUA configuration is obtained with different propellers and differential load distribution (configuration B2 - 20x10 at the front, carrying 45% of the load during vertical flight, and 22x6.6 at the rear, carrying 55% of the load). It is also noticed that the configuration with independent power system for each flight stage (configuration C) is the most efficient.

Table 2 - Infinite energy comparison

Config		Flight stage					Total Energy (Wh)
		Climb (60 s)		Cruise (1200 s)	Descent (90 s)		
		Forward motor (ea.)	Rear motor (ea.)	Horizontal flight motors (total)	Forward motor (ea.)	Rear motor (ea.)	
A1	T (N)	43.18	43.18	12.04	36.79	36.79	355.64
	P (W)	813.56	813.56	691.96	643.04	643.04	
A2	T (N)	43.18	43.18	12.04	36.79	36.79	678.31
	P (W)	707.72	707.72	1703.82	558.08	558.08	
B1	T (N)	43.18	43.18	12.04	36.79	36.79	347.86
	P (W)	813.56	707.72	691.96	643.04	558.08	
B2	T (N)	38.86	47.50	12.04	29.43	44.15	347.53
	P (W)	696.52	817.35	691.96	467.82	731.62	
C	T (N)	43.18	43.18	14.08	36.79	36.79	295.39
	P (W)	707.72	707.72	541.18	558.08	558.08	

A second study is carried out to find the minimum power and energy supply system weight at which configuration C outperforms configuration B2 in terms of endurance. In this study, the powerplant weight is considered fixed and the extra weight of the horizontal flight powerplant is included in configuration C. In this case, the extra weight of the power system for the horizontal flight is considered, and the objective is to find the minimum power and energy supply system weight for configuration C to outperform configuration B2 in terms of endurance. This study is limited to the aircraft MTOW. It is concluded that if the power and energy supply system weights less than 8.93 kg, configuration B2 offers higher endurance than configuration C. Table 3 shows the estimated endurance at the turnaround point.

Table 3- Endurance estimate with 8.93 kg power and energy supply system

Configuration	Endurance (s)
A1	6021.24
A2	2513.89
B1	6060.59
B2	6063.40
C	6063.40

5 Prototype – Manufacture, Assembly and Flight Tests

Having revised the various dimensional parameters and propulsion system configuration, a prototype is manufactured with the purpose of verifying the behavior of the aircraft in flight, particularly the transition from vertical to horizontal flight and vice-versa (the parts are depicted in Figure 5 and the final result is shown in Figure 6). The avionics and power systems of the prototype are conceived and configured in order to allow the intended flight testing. A flight-testing program composed of three test flights is outlined and three tilting system prototypes are designed. Although performing mechanically the intended motion, the designed tilting systems were not sufficiently robust to properly work during flight, and therefore the flight-testing program was not followed during the course of this work.

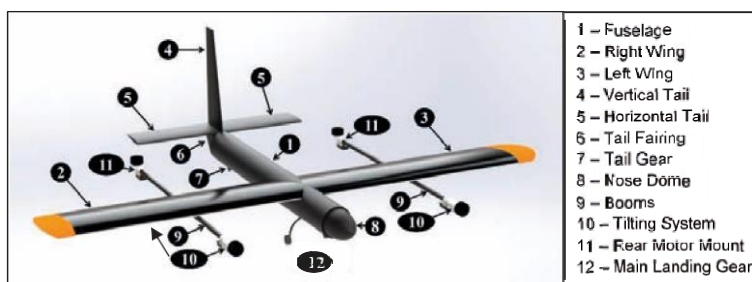


Figure 5 - Structural components list



Figure 6 - Assembled TRUA prototype

6 Conclusions

The present work aimed at continuing the development of the project of a TRUA with an MTOW of 15 kg, which conceptual design initiated in 2019 at the CIAFA. The primary objective was the preliminary design of the propulsion system and the secondary objectives were the revision of the parameters defined during the conceptual design, the construction of a prototype of the designed aircraft, and a flight test program for the prototype.

Although the resulting selected propellers are equal from both analytical and experimental methods, it could be determined that the BET choosing method is not sufficiently precise for any other sample or flight conditions. This means that the BET can be used to compare propellers but should not be used to precisely estimate values. In sum, if a wind tunnel is available, it is preferable to perform experimental testing to the propeller sample. If not, it is recommended to use a tool such as *eCalc* to compare the various propellers and determine the estimated efficiencies through it, since it is significantly less complex to implement and similarly precise when compared to the BET method, albeit not being as precise as having the wind tunnel test results.

It was concluded that the most efficient configuration for a fixed-wing tilt-rotor quadcopter of class I mini UA is the one with different propellers and a differential load distribution (configuration B2 - 20x10 at the front, carrying 45% of the load during vertical flight, and 22x6.6 at the rear, carrying 55% of the load).

The main objective (preliminary design of the propulsion system of the aircraft) was attained. The first two secondary objectives were also attained (revision of the parameters defined during the conceptual design and construction of a prototype of the aircraft). However, the third secondary objective (flight testing to validate the propulsive system and TRUA concept) was not achieved, since unexpected problems with the tilting system occurred and flying with the manufactured prototype was not possible.

6.1 Recommendations for Further Studies

During the development of the present work, a series of important tasks and in-depth developments of specific systems were left unaccomplished, as the available time and resources were limited. Some paths were taken which led to dead ends, as no previous knowledge of the specific attempts was found. The following paragraphs include a series of recommendations of what should and what should not be done hereinafter, based on the experience and knowledge gathered during the execution of the present work.

In what concerns the BET method for selecting propellers for a given application, it was concluded that, if done manually, the effort put towards it does not compensate the result, since simpler tools such as *eCalc* can be used for the same purpose without significant output differences.

For future wind tunnel testing of propellers, a deepening of the development of the phase-probe RPM reading of a brushless motor is suggested. It is further suggested that this system includes the capability of sending the RPM information to the data logger, synchronized together with the remaining data such as voltage and current.

A refinement of the tilting system and boom design is suggested as a future project, together with a broader study of the resonance phenomenon observed during the development of the three initial versions of the tilting system in the present work. Other future projects should also include an analysis on the viability of different tilting configurations, such as diamond-arranged tilt quadcopter or tricopter with only one tilting motor.

The development of a system which holds the propeller in parallel position after transition from vertical to horizontal flight, which could meaningfully reduce drag, is also left as a suggestion for future works.

Finally, an in-depth study on the mechanical properties of different 3D printing materials extruded at different orientations and temperatures is left as a recommendation, as it will undoubtedly be very useful for future projects.

References

- Austin, R. (2010). *Unmanned Aircraft Systems -UAVS Design, Development and Deployment*. New Jersey: John Wiley & Sons, Ltd.
- Bresciani, T. (2008). *Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter*. Lund: Department of Automatic Control, Lund University.
- Corke, T. (2003). *Design of Aircraft*. New Jersey: Pearson Education, Inc.
- eCalc. (n/a). *propCalc - Propeller Calculator*. Retrieved Oct 15, 2020, from <https://www.ecalc.ch/>
- Ferreira, F. (2019). *Projeto Conceptual de uma Aeronave de Asa Fixa com Descolagem Vertical* (Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em Aeronáutica Militar, Especialidade Piloto Aviador). Sintra: Academia da Força Aérea.

- Franco, V. (2018). Design of a Class I Remotely Piloted Aircraft for Maritime Surveillance - Performance, Aerodynamics and Stability. Sintra: Academia da Força Aérea.
- Griffis, C., & et al. (2008). Framework for the Conceptual Decomposition of Unmanned Aircraft Propulsion Systems. 2008 IEEE Aerospace Conference. Daytona Beach: Embry-Riddle Aeronautical University. doi:10.1109/AERO.2008.4526565
- Gudmundsson, S. (2014). General Aviation Aircraft Design. Butterworth-Heinemann. doi:10.1016/B978-0-12-397308-5.00007-6
- NATO Standardization Office. (2019). Minimum Training Requirements for Unmanned Aircraft Systems (UAS) Operators and Pilots. (ATP-3.3.8.1, Edition B, Version 1).
- Parnell, I. (2014, Jan 30). What is PID Control? (WEST Control Solutions) Retrieved Apr 11, 2021, from <https://www.west-cs.com/news/what-is-pid-control/>
- Pavlock, K. M. (n/a). Chapter 2: Flight Test Engineering. In Aerospace Engineering Handbook. Edwards: Dryden Flight Research Center, NASA.
- Sadraey, M. (2013). Tail Design. In AIRCRAFT DESIGN - A Systems Engineering Approach (pp. 265-340). West Sussex: John Wiley & Sons, Ltd.
- T-Motor. (n/a). Retrieved 10 10, 2020, from store-en.tmotor.com
- T-Motor. (n/a). FLAME 60A HV. Retrieved 10 10, 2020, from <https://store-en.tmotor.com/goods.php?id=370>
- T-Motor. (n/a). P60 Without Pin KV170. Retrieved 10 10, 2020, from <https://store-en.tmotor.com/goods.php?id=931>
- Valavanis, K., & Vachtsevanos, G. (2015). UAV Propulsion: Introduction. In K. Valavanis, & G. Vachtsevanos, Handbook of Unmanned Aerial Vehicles (Vol. 1, pp. 493-494). Netherlands: Springer.
- White, F. M. (2002). Mecânica dos Fluidos. Rio de Janeiro: McGraw-Hill Interamericana do Brasil Ltda.

DEMONSTRADOR MODULAR DE ESTABILIDADE E CONTROLO DE VOO PARA TÚNEL AERODINÂMICO



Autor: **Rafael Pereira de Sousa**

Aspirante a Aluno no Mestrado Integrado na Especialidade de Piloto Aviador
Academia da Força Aérea, Sintra

Orientador: **Maj/EngAer Luís Filipe da Silva Félix**
Força Aérea Portuguesa, Academia da Força Aérea, Sintra

Resumo

O túnel aerodinâmico do Centro de Investigação da Academia da Força Aérea (CIAFA) assume um importante papel no apoio à investigação e desenvolvimento para diversos projetos, tanto a nível interno como externo à instituição militar. O presente trabalho tem como objetivo contribuir e promover o uso das suas capacidades no ensino prestado na Academia da Força Aérea. Este pretende-se alcançar através do projeto, construção e validação de um demonstrador de estabilidade e controlo de voo, tendo assim o potencial de elevar a qualidade do ensino.

O projeto foi realizado inicialmente através da análise de demonstradores similares já existentes e os requisitos necessários para o presente demonstrador. Nesta fase foram realizadas simulações computacionais através do *software* XFLR5, por forma a validar a estabilidade estática e dinâmica do modelo. Em simultâneo e iterativamente foi criado a modelação do mesmo através do *software* SolidWorks.

A construção das várias partes do modelo foi realizada através do recurso ao processo de *Fused Deposition Modelling*, com o filamento *Polylactic Acid*. A estas foi dada a prioridade, sempre que possível, de se adicionarem componentes já existentes no centro de investigação de forma a reduzir o custo do projeto.

Por fim, a validação foi realizada através de ensaios no túnel aerodinâmico, onde foi possível validar os requisitos e objetivos propostos. Desta maneira conseguiu-se obter um modelo que demonstra, de uma forma intuitiva e didática, conceitos de estabilidade e controlo de voo, com especial ênfase nos modos de resposta oscilatórios característicos da estabilidade dinâmica.

Palavras-chave: Túnel aerodinâmico, Ensino, Modelo de asa fixa, Estabilidade e controlo de voo, *Fused Deposition Modelling*

1 Introdução

Desde que a humanidade ambicionava voar, foram criados métodos e mecanismos para auxiliar na descoberta de como seria possível atingir este feito. O surgimento de modelos com o fim de adquirir conhecimento nesta área remonta a 1483, creditado a Leonardo da Vinci (Du, Furman, & Mourtos, 2005). Desde então, existiu uma constante evolução no desenvolvimento modelos e demonstradores que auxiliaram os pioneiros e estudantes na aviação. Este desenvolvimento culminou no túnel aerodinâmico e consequentes modelos, tornando-se numa ferramenta indispensável para o desenvolvimento das aeronaves modernas (Baals & Corliss, 1981).

É em torno destes objetos que os progressos descritos têm sido dados, onde existiu e existe o objetivo de adquirir informação a partir destes, quer em termos de quantidade como qualidade. Este será também o objeto de estudo principal do presente trabalho. Assim, propõe-se um conjunto de objetivos com o intuito retirar o máximo proveito para o ensino na Academia da Força Aérea (AFA), sendo estes divididos em: Objetivo principal - Projetar, construir e validar um demonstrador de estabilidade e controlo de voo para utilização no túnel aerodinâmico da AFA; Objetivos complementares - Promover a utilização do túnel aerodinâmico por parte dos alunos; tornar o demonstrador numa ferramenta didática e intuitiva de se trabalhar, descrevendo os procedimentos necessários para operação do mesmo; e permitir que o demonstrador seja uma base comum, na qual se podem projetar, construir e validar, no túnel aerodinâmico, diferentes componentes de interesse para projetos das Unidades Curriculares (UC) da AFA.

2 Revisão Bibliográfica

2.1 Conceitos de Estabilidade e Controlo

Vários princípios de estabilidade e controlo de voo foram tidos em consideração, por forma a serem demonstrados. Estes foram os conceitos de estabilidade estática, dinâmica e controlo. A Estabilidade Estática (EE) lida com a tendência inicial que uma aeronave tem de voltar, ou não, à posição de equilíbrio (Anderson, 1985). Uma aeronave é considerada estaticamente estável se, após perturbada da posição de equilíbrio, tem a tendência de voltar a esta. Se pelo contrário, a aeronave tem a tendência de seguir na direção da perturbação, diz-se estaticamente instável. Estes comportamentos podem ocorrer em três eixos distintos nas aeronaves: longitudinal, lateral, e normal ou vertical. A estes correspondem os momentos de rolamento, picada e guinada respetivamente, representados por ϕ , θ , e ψ .

A Estabilidade Dinâmica (ED) lida com o comportamento de um dado sistema, voltar ou afastar, do seu ponto de equilíbrio ao longo do tempo, em oposição à EE que lida com a tendência inicial. No contexto deste trabalho, na análise da ED assume-se uma aeronave de asa fixa com controlos fixos, sem intervenção do piloto. Uma aeronave possui ED, se a amplitude dos movimentos oscilatórios induzidos por uma perturbação, diminuir ao longo do tempo e eventualmente tomar um valor nulo (Hurt, 1965). À semelhança da EE, também a ED é dividida em diferentes tipos sendo estes, Estabilidade Dinâmica Longitudinal (EDL) e Estabilidade Dinâmica Lateral-Direcional (EDLD). No eixo longitudinal da aeronave, destacam-se dois modos oscilatórios, o modo fugóide e período curto (Hurt, 1965), que se pretendem demonstrar com o presente projeto. Relativamente à EDLD, estão associados três modos sendo denominados por modo espiral, convergência de rolamento e rolamento holandês (Etkin & Reid, 1996; Oliveira, 2019). Neste trabalho, pretende-se demonstrar o modo oscilatório, rolamento holandês.

No estudo da estabilidade assume-se situações de aeronaves de asa fixa em equilíbrio, onde as perturbações externas as retiravam desse estado. No entanto, é necessário controlar o comportamento das aeronaves o que significa manobrar as mesmas, obrigando-as a sair dos estados de equilíbrio. As superfícies de controlo convencionais, *ailerons*, leme de profundidade e leme de direção, são as responsáveis pelo controlo aerodinâmico de voo básico (CAE Oxford Aviation Academy, 2014; Hurt, 1965). Por norma, quanto maiores as superfícies estáticas, maior será a estabilidade do avião, pelo que serão necessárias superfícies de controlo maiores para contrariar esta estabilidade elevada. A relação entre estabilidade e controlabilidade é, portanto, inversa. Quanto mais estável uma aeronave é, mais difícil é de a controlar e vice-versa.

2.2 Estado da arte

São mencionados três demonstradores que servem como referência para o desenvolvido no presente trabalho. Destes, foi possível retirar as melhores práticas de modo a adaptar aos requisitos necessários.

A empresa *CRP Technology* construiu partes para demonstradores de túnel de vento aeroelásticos, que se focam essencialmente em testar e otimizar tecnologias assentes em fenómenos aeroelásticos, possibilitando a minimização de fenómenos como o *flutter*. A construção dos demonstradores focou-se principalmente na utilização de materiais compósitos e impressão 3D (Boissonneault, 2019). Deste projeto destaca-se a implementação da tecnologia da impressão 3D como método relevante para testes em túnel aerodinâmico.

Em contraste com o demonstrador anterior, a empresa *TecQuipment Academia* produz um com ênfase na componente didática, relevante para o presente projeto. O *AF4I Flight Demonstration Wind Tunnel* consiste num modelo de uma aeronave suspensa num túnel de vento de circuito aberto. Este permite estudantes simularem várias fases de voo, de forma a observarem o comportamento do mesmo (TecQuipment, s.d.). O modelo da aeronave é suportado por ligações que permitem deslocações verticais, assim como rotações limitadas no eixo lateral. Devido a estas características, apenas é possível demonstrar conceitos relacionados com a estabilidade e controlo longitudinais como a demonstração dos modos de resposta dinâmica. Através de um peso ajustável, é também permitido ao aluno alterar a posição do Centro de Gravidade (CG).

Por último, a empresa *Avionix GmbH*, constrói um conjunto de modelos didáticos para serem usados em túnel aerodinâmico. À semelhança do demonstrador projetado neste trabalho, estes possuem a capacidade de demonstrar alguns conceitos de estabilidade e controlo. A empresa apresenta três modelos, de onde se destacam dois: demonstrador de estabilidade longitudinal e demonstrador de rolamento holandês. Cada demonstrador, tem um vídeo a este associado disponível na página de internet da empresa, onde é possível observar o modo como estes podem operar (Avionix GmbH, s.d.).

3 Projeto Conceptual e Simulação

3.1 Projeto Conceptual

De acordo com objetivos, os requisitos passam por o demonstrador em desenvolvimento ser capaz de demonstrar conceitos de estabilidade e controlo de voo. Esta área de conhecimento é muito vasta e abrangente, pelo que se torna necessário selecionar os conceitos passíveis de serem demonstrados em túnel aerodinâmico. É através da análise dos

demonstradores apresentados no estado da arte, que é possível ter uma conceção base daquilo que já foi possível demonstrar e, consequentemente, poderá ser alcançado com o presente demonstrador. Desta forma, trata-se de adaptar às necessidades do ensino que este pretende servir. Perante o referenciado nos parágrafos anteriores e os objetivos enunciados anteriormente, é proposto que o demonstrador apresente os seguintes requisitos: i) capacidade de demonstrar conceitos de estabilidade e controlo de voo, com especial ênfase na estabilidade dinâmica e controlo de voo; ii) capacidade de demonstrar os principais modos de resposta oscilatórios; iii) capacidade de demonstrar a dualidade estabilidade vs controlo, ao simular a deslocação do CG; iv) ser modular, permitindo a alteração de componentes de modo a demonstrar os diferentes conceitos recorrendo a apenas um modelo. Desta forma, também permite satisfazer o objetivo de servir como uma plataforma expansível e atualizável.

A definição da configuração base para o demonstrador faz parte de um processo simultâneo e iterativo com as simulações que são apresentadas seguidamente e consequente modelação em *software Computational Aided Design* (CAD) do demonstrador. Estes requisitos definidos para o demonstrador são relacionados com a capacidade de controlo da aeronave e capacidade de demonstrar os conceitos de estabilidade estática e dinâmica. Não existem à partida requisitos relacionados com o desempenho do modelo. O dimensionamento inicial das superfícies sustentadoras teve por base a aeronave DHC-1 Chipmunk Mk20, uma vez que é a aeronave de instrução operada pela Esquadra 802 e na qual os alunos Piloto Aviador iniciam a sua formação aeronáutica. Com base nas dimensões reais da aeronave, a configuração base do demonstrador foi extrapolada pela aplicação de um fator de escala de 1:13. As principais dimensões e perfis usados, encontram-se na Tabela 1 e a sua representação visual em XFLR5, encontra-se na Figura 1.

Tabela 1 - Dimensões e perfis usados no demonstrador.

	Asa	Estabilizador horizontal	Estabilizador vertical
Perfil	NACA 1415	NACA 0009	NACA 0009
Corda	0,12 m	0,09 m	0,09 m
Envergadura	0,80 m	0,28 m	0,1 m

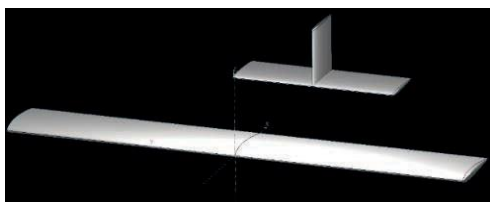


Figura 1 - Superfícies sustentadoras do demonstrador em XFLR5.

3.2 Simulação em XFLR5

Esta análise divide-se essencialmente nas duas componentes de estabilidade, estática e dinâmica. Dos diferentes tipos de análise que são possíveis realizar a partir deste *software*, foi selecionado o tipo de análise que se assemelha à obtenção de dados do túnel aerodinâmico. Desta forma, são passíveis de serem comparados os dados obtidos em simulação com aqueles retirados através dos ensaios reais. Assim, assume-se um escoamento de velocidade constante, enquanto o modelo varia em ângulo de ataque (α) ou ângulo de guinada (β).

As simulações para determinar a EE do demonstrador foram realizadas para uma velocidade de escoamento constante de 20 m/s. Para esta velocidade, é estimado pelo XFLR5 que o Ponto Neutro (PN) se encontra a 0,070 m do bordo de ataque da asa na linha da corda. Por forma a simular um comportamento estável, o CG ficou definido a 0,047 m do bordo de ataque e 0,053 m abaixo da linha da corda.

Com o intuito de se definir a Estabilidade Estática Longitudinal (EEL) do demonstrador, obteve-se a variação do coeficiente de momento de picada (C_m) vs α . Para tal é definida uma análise com $\beta = 0$ e a variação de α de -12 a 12 graus com incrementos de um. A escolha deste espectro deveu-se essencialmente às limitações do *software* em obter dados para ângulos de ataque fora deste intervalo. Com o intuito de verificar a estabilidade estática direcional (EED) e lateral (EELat) do demonstrador, obteve-se respetivamente a variação do coeficiente de momento de guinada (C_n) e

coeficiente de momento de rolamento () vs . Para tal foi definida uma análise para nulo e a variação de , de -16 a 16 graus com incrementos de um.

Foi possível verificar a existência dos três tipos de EE, sendo que os resultados dos valores das derivadas de estabilidade são os seguintes:

$$\frac{\partial \alpha}{\partial \alpha} = -0,0166 \quad \frac{\partial \beta}{\partial \beta} = 0,0018 \quad \frac{\partial \beta}{\partial \beta} = -0,0003$$

Com o intuito de avaliar a EG do demonstrador realizou-se uma análise de estabilidade novamente com recurso ao XFLR5. Para executar esta análise são necessários dados de massa, posição do CG e momentos de inércia. Estes foram obtidos no *software* SolidWorks através do *Assembly* da modelação CAD do demonstrador completo.

Após a construção do demonstrador e feitos os primeiros ensaios do mesmo, foi possível obter os dados necessários para este tipo de análise de uma forma mais precisa que a anterior. A massa de cada componente foi introduzida no SolidWorks, o que permitiu obter uma estimativa mais precisa dos momentos de inércia do modelo. As propriedades de massa e inércia importadas para análise de estabilidade em XFLR5, encontram-se na Tabela 2.

Tabela 2 - Propriedades de massa e inércia para a análise de ED em XFLR5.

Massa total	1205,21	xx	0,025 . 2
CG	0,044	yy	0,033 . 2
CG	0,00	zz	0,054 . 2
CG	-0,025	xz	0,001 . 2

Os resultados obtidos vêm na forma de valores próprios que por sua vez podem ser representados em gráficos *root locus*. Nestes, interessa analisar os resultados que caracterizam os modos de resposta oscilatórios. Os modos que caracterizam a EDL do demonstrador, ambos oscilatórios, são os modos período curto e fugóide. Os valores próprios simétricos ₁ correspondem ao primeiro e os valores ₂ ao segundo. Na EDLD, o modo oscilatório rolamento holandês é representado pelos valores próprios simétricos ₃. A todos estes modos oscilatórios estão associados parâmetros de frequência () e fator de amortecimento () calculados a partir dos valores próprios. A Tabela 3 resume todos os resultados da ED em XFLR5.

Tabela 3 - Resumo dos resultados obtidos para ED em XFLR5.

Modo oscilatório	Valor próprio	(Hz)	
Período Curto	₁ = -12,72 ± 26,32	4,189	0,435
Fugóide	₂ = -0,02194 ± 0,209	0,033	0,104
Rolamento holandês	₂ = -1,29 ± 17,08	2,718	0,075

A componente real dos valores próprios das respostas negativa serve como indicador de que todos estes modos são dinamicamente estáveis. Tendo em consideração os valores apresentados de e , é expectável serem facilmente observados em túnel aerodinâmico os modos período curto e rolamento holandês, enquanto que o fugóide será pouco perceptível.

A simulação numérica em XFLR5 permitiu validar de forma preliminar os requisitos do demonstrador, tendo se verificado que este apresenta EE e ED, assim como modos de resposta oscilatórios passíveis de serem observados.

4 Modelação CAD e Construção do Demonstrador

O demonstrador é composto por vários elementos, tendo sido estes modelados no *software* SolidWorks que posteriormente foram criadas através do processo de manufatura aditiva *Fused Deposition Modeling* (FDM). Este é dividido em cinco componentes principais: fuselagem, asas, cauda, estabilizador horizontal e estabilizador vertical. A união das peças que compõem a configuração base dá a forma do demonstrador como um todo, sendo ilustrado na Figura 2. Ainda nesta é ilustrada a *exploded view* com todas as peças separadas.

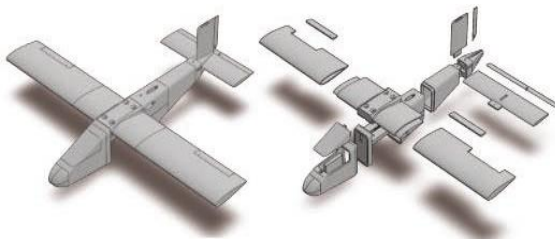


Figura 2 - Vistas em perspetiva da configuração base unida e em exploded view (CAD)

Para além da configuração base, existem mais três alternativas. Estas são alcançadas através da implementação de uma extensão do estabilizador vertical, ou uma asa com 2º de diedro ou a junção de ambas as peças. A configuração base apresentada na Figura 2, bem como as variações da mesma, podem ser sujeitas a três tipos de ensaios no túnel aerodinâmico. O que determina o tipo de ensaio a realizar é a forma de como o demonstrador é acoplado ao suporte de modelo completo da balança. Este conjunto de três configurações de fixação do modelo diferenciam-se por permitir ao modelo diferentes tipos de grau de liberdade, estando associados a três demonstrações distintas: EE e controlo; EDL e controlo; EDLD e controlo. Estas configurações de fixação do demonstrador, encontram-se respetivamente, da esquerda para a direita na Figura 3.

Uma vez impressos todos os componentes do demonstrador de estabilidade e controlo de voo, procede-se a sua montagem final, incluindo o sistema que permite controlar o demonstrador. Este divide-se em três componentes essenciais, sendo estes: servomotores, recetor rádio e controlador rádio. Na Figura 4 pode-se observar o modelo completo e configurações alternativas desenvolvidas no presente projeto.

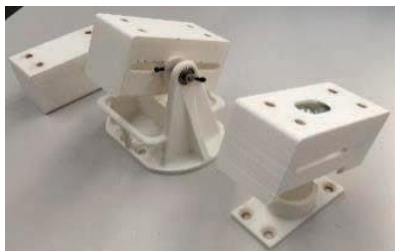


Figura 3 - Configurações de fixação do demonstrador.



Figura 4 - Demonstrador completo.

5 Procedimentos Experimentais e Resultados em Túnel Aerodinâmico

5.1 Procedimentos Experimentais

Por forma a obter os resultados pretendidos foram estipulados dois tipos de procedimentos experimentais distintos. Estes estão diretamente relacionados com a escolha do tipo de peças de acoplamento à balança. Cada uma destas permite a demonstração dos conceitos de estabilidade e controlo, através de duas metodologias: quantitativa e qualitativa.

A primeira metodologia depende dos valores obtidos através da leitura feita pela balança. Para tal é necessário selecionar a peça de acoplamento que fixa o demonstrador ao suporte de modelo completo desta. Através deste método são feitos ensaios de onde é possível conhecer as forças e momentos desenvolvidos pelo demonstrador. Ao variar e é possível traçar os gráficos que relacionam as variações dos coeficientes com os respetivos ângulos. Desta forma, é possível fazer o estudo e demonstração da estabilidade estática do modelo, à semelhança do simulado em XFLR5. Para obter os dados pretendidos foram realizados dois tipos de ensaios a 20 m/s. Estes consistiam em variar os valores de α e β , da mesma forma que o simulado anteriormente. Os dois tipos de ensaios foram: variação de entre -15° e 15° com incrementos de um grau e nulo; variação de entre -20° e 20° com incrementos de um grau e nulo.

Devido às características modulares do demonstrador, os dois tipos de ensaios definidos anteriormente foram realizados para a configuração base e para as outras três configurações alternativas. A representação destas encontram-se na Figura 5, sendo as seguintes: adição da extensão do estabilizador vertical (Figura 5 (a)); asa com 2º de diedro (Figura 5 (b)); asa com 2º de diedro e extensão do estabilizador vertical (Figura 5 (c)). Desta forma, foi possível demonstrar o contributo destas alterações para a EED e EELat, através da leitura dos novos dados.

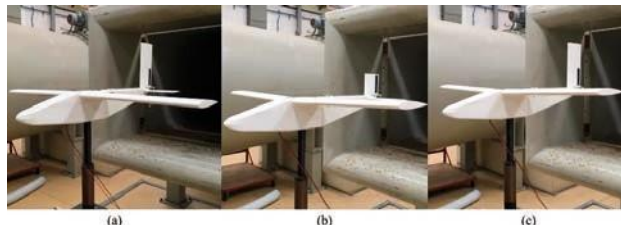


Figura 5 - Configurações alternativas do demonstrador para os ensaios com a metodologia quantitativa.

A segunda metodologia não depende dos valores obtidos pela balança. A partir desta procura-se demonstrar os conceitos de ED e controlo através de um método visual. Este é alcançado através de ensaios dinâmicos, onde o demonstrador e as suas quatro configurações são colocados nas peças que o permitem ter o grau de liberdade quanto ao eixo lateral (Figura 6 (a)) ou os três graus de liberdade (Figura 6 (b)). Ao colocar o demonstrador no escoamento numa condição de equilíbrio, simula-se uma perturbação e observa-se o comportamento do mesmo até regressar, ou não, à posição de equilíbrio. Estes ensaios foram realizados a 23 m/s.

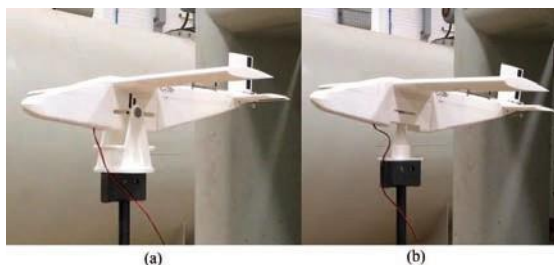


Figura 6 - Demonstrador em ensaios dinâmicos.

Para o ensaio representado na Figura 6 (a), é recomendado que o ponto de rotação seja escolhido e fixado antes de se colocar o demonstrador completo na peça de acoplamento. O principal intuito deste tipo de ensaio é demonstrar os conceitos de estabilidade dinâmica, nomeadamente os modos de resposta oscilatórios fúgóide e período curto, e controlo longitudinal. Nesta configuração é possível simular a deslocação do CG do demonstrador, modificando a posição de rotação deste. No entanto, é importante adicionar contrapesos no nariz para equilibrar a aeronave no ponto de rotação definido. Uma vez que o modo fúgóide resulta da sucessiva troca entre velocidade e altitude, e esta não é possível de ocorrer, é expectável que este modo não seja visível no demonstrador. No entanto, é de esperar que o período curto seja possível de se identificar.

Para o ensaio representado na Figura 6 (b), pretende-se demonstrar os conceitos de estabilidade dinâmica e controlo lateral e direccional, nomeadamente o modo de resposta oscilatório, rolamento holandês.

5.2 Apresentação e Discussão de Resultados

Como descrito anteriormente existem dois procedimentos experimentais distintos. Os resultados provenientes da metodologia quantitativa servem o propósito de demonstrar conceitos ao nível da EE. No que concerne à segunda metodologia referida, esta fornece resultados que servem o propósito de demonstrar conceitos ao nível da ED. Por sua vez, os conceitos de controlo são retirados em parte das duas metodologias.

Para demonstrar os conceitos de estabilidade estática, é realizada a análise dos gráficos de estabilidade.

Com o intuito de se definir a EEL do demonstrador na sua configuração base, na Figura 7 apresenta-se a variação de α vs β do ensaio no túnel aerodinâmico. É de destacar a alteração da derivada nos dados a partir de $\beta = 7^\circ$. No entanto, ao traçar as linhas de tendência que se ajustam aos dados obtidos, é possível constatar que ambas as derivadas $\partial\alpha/\partial\beta < 0$ e, portanto, no global considera-se que o modelo tem EEL. O comportamento é 0,21 vezes menos estável até $\beta = 6^\circ$ quando comparado para os valores de ângulo de ataque posteriores. Para estes, a derivada obtida é 0,86 vezes menor que o valor obtido através da simulação pelo XFLR5, apresentada na secção 3.2.

Esta particularidade sugere que a efetividade do estabilizador horizontal e a sua contribuição para a estabilidade do modelo para $\beta < 7^\circ$, é afetada devido à esteira provocada pela asa. Foi explorada esta hipótese ao fazerem-se dois ensaios para obtenção do momento de picada em função de β para a asa e o estabilizador horizontal em separado. Os resultados encontram-se na Figura 8. Verifica-se os comportamentos esperados e ambos apresentam uma tendência linear. No entanto, quando ambas as superfícies se encontram em simultâneo na configuração base, este comportamento linear não se verifica. Deste modo, os resultados obtidos suportam a hipótese de que, para $\beta < 7^\circ$, a esteira da asa afeta o funcionamento do estabilizador horizontal e compromete a EEL do modelo.

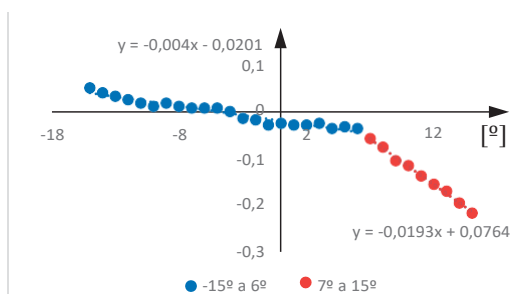


Figura 6 – α vs β para a configuração base.

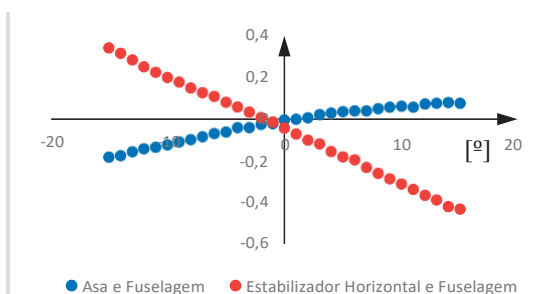


Figura 7 – α vs β para os ensaios isolados.

Com o intuito de se definir a EED e EELat do demonstrador obteve-se respetivamente a variação de α e β vs β . São apresentados os resultados para três configurações do demonstrador: configuração base, extensão do estabilizador vertical, asa com 2° de diedro e a junção destas duas.

A EED foi analisada para três configurações: configuração base; configuração com extensão do estabilizador vertical e configuração com extensão do estabilizador vertical e asa com 2° de diedro. Verificou-se, no entanto, que a diferença dos resultados para o ensaio com apenas a extensão do estabilizador, não foi significativa para justificar a apresentação destes no gráfico (Figura 8), demonstrando que o diedro não tem influência significativa na EED. Neste gráfico é possível verificar que ambas as tendências são positivas e, portanto, a derivada $\partial\alpha/\partial\beta > 0$ o que se traduz num comportamento EED. É expectável que uma maior superfície do estabilizador vertical contribua positivamente para a EED, sendo este conceito observável através da derivada para a configuração com a extensão. A derivada para esta é 3,7 vezes maior que para a configuração base. Quando comparado com a simulação em XFLR5, o valor estimado pelo software para a configuração base é 1,63 vezes maior que o obtido pelos ensaios no túnel aerodinâmico.

Na Figura 9 apresenta-se os resultados para a EELat para a configuração base, a configuração asa com 2° de diedro e desta com a extensão do estabilizador vertical. Neste gráfico é possível verificar que todas as tendências são negativas e, portanto, a derivada $\partial\alpha/\partial\beta < 0$ o que se traduz num comportamento EELat. É expectável que uma asa com diedro contribua positivamente para a EELat, sendo este conceito observável através do aumento do módulo da derivada em relação à configuração base. O mesmo acontece com a adição da extensão do estabilizador vertical. A derivada para a configuração do demonstrador com 2° de diedro, é 1,66 vezes maior que para a configuração base. Com a adição da extensão do estabilizador vertical, esta torna-se 2,88 vezes maior. Relacionando a derivada da configuração base obtida entre as simulações e os ensaios no túnel aerodinâmico, é possível constatar que o valor do software é 0,33 vezes menor que o obtido pelos ensaios.

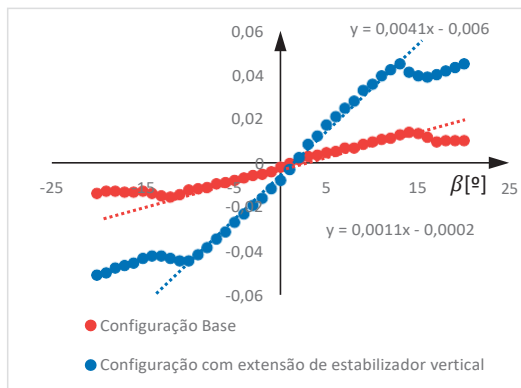


Figura 8- vs .

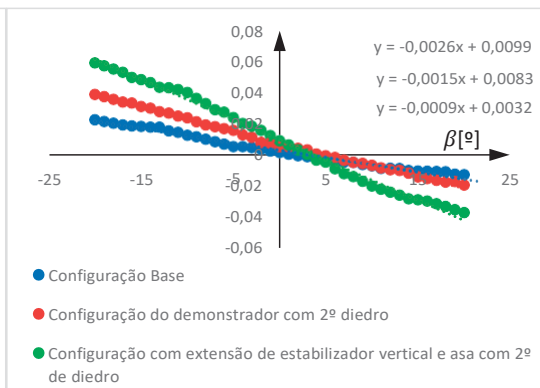


Figura 9- vs .

A segunda metodologia não depende dos valores obtidos pela balança. A partir desta procura-se demonstrar os conceitos de ED e controlo através de um método visual. Este é alcançado através de ensaios dinâmicos, onde o demonstrador é colocado nas peças da Figura 6. Estes ensaios podem ser visualizados na ligação em nota de fim¹.

Ao colocar o demonstrador no escoamento numa condição de equilíbrio, simula-se uma perturbação e observa-se o comportamento do mesmo até regressar, ou não, à posição de equilíbrio.

Para os ensaios com um grau de liberdade procurou-se demonstrar os conceitos de EDL com a configuração base do demonstrador. Especificamente a resposta dinâmica a uma perturbação para quatro posições diferentes posições do CG e consequentemente para diferentes margens estáticas (ME).

Segundo as simulações em XFLR5 estima-se que a localização do PN encontra-se a 0,070 m do bordo de ataque na linha da corda. No entanto, para estes ensaios e conforme mencionado anteriormente, a posição do CG apenas se encontra coincidente com o ponto de rotação ao longo do eixo longitudinal. Uma vez que o CG se encontra acima do ponto de rotação, este irá influenciar os momentos criados em torno do ponto de rotação. Estimou-se assim, iterativamente, que a localização do PN equivalente para o comportamento neutro quanto à ED se encontra aproximadamente a 0,057 m. Neste ensaio é possível verificar que o demonstrador se encontra no limiar da ED. Quando perturbado, este produz pequenas oscilações de amplitude aproximadamente constante. A partir deste ponto são calculadas as (ME) dos outros três.

Os ensaios para 0,036 m e 0,049 m correspondem a demonstrações para dois comportamentos estáveis quanto à ED. A estes correspondem as ME de 17,5% e 6,6%. Comparando os dois ensaios é possível demonstrar a diferença entre o comportamento de uma aeronave com diferentes ME. A aproximação do CG ao nariz resulta no aumento do grau de EE, sendo necessário aplicar uma maior força para contrariar o equilíbrio do modelo. Verifica-se ainda que a resposta dinâmica oscilatória se torna mais amortecida e a frequência do movimento aumenta. Nos dois ensaios é também possível verificar que o demonstrador responde mais lentamente a recuperar em movimentos de nariz em baixo. Verifica-se o que já foi observado nos ensaios de EE. A esteira da asa reduz a eficiência do estabilizador horizontal para ângulos de ataque específicos.

O ensaio para 0,066 m demonstra um comportamento instável quanto à ED. A este corresponde uma ME de -7,5% e é possível observar a amplificação dos movimentos oscilatórios após uma perturbação.

Nos ensaios com três graus de liberdade procurou-se demonstrar os conceitos de EDLD. Em específico, procura-se observar as características da resposta oscilatória do modo de rolamento holandês. Foram realizados quatro ensaios, com a configuração base, e as três apresentadas na Figura 5. Assim, foi possível demonstrar as consequências que as alterações na configuração do demonstrador têm, no que concerne a sua resposta dinâmica lateral-direcional.

No ensaio da configuração base é possível observar um comportamento estável quanto à EDLD. Em particular é possível observar o movimento característico do rolamento holandês, através das interações entre as correções em pranchamento e guinada.

Por forma a tornar o rolamento holandês mais facilmente identificável, transformou-se este num movimento menos estável ao aumentar a amplitude das oscilações. Este efeito é alcançado ao aumentar a EEL através da configuração do

demonstrador com uma asa com 2º de diedro. Neste ensaio é possível constatar que a amplitude das oscilações é maior e tem uma maior duração, quando comparado com o ensaio anterior.

Pelo contrário, a amplitude e a duração dos movimentos oscilatórios é reduzida ao aumentar a EED. Este efeito foi obtido por meio da configuração com a extensão do estabilizador vertical.

A junção de ambas as configurações anteriores, torna a resposta do rolamento holandês visivelmente mais amortecida na sua globalidade. A frequência das oscilações aumenta e o demonstrador atinge a posição de equilíbrio de uma forma mais célere quando comparado com os ensaios anteriores.

Finalmente, para demonstrar os conceitos de controlo é feita uma análise nas duas metodologias. A partir da primeira foi possível observar os efeitos da deflexão do leme de profundidade na EEL na Figura 10. É possível verificar a deslocação da reta de estabilidade, e consequente alteração do ângulo de ataque de equilíbrio. De ressaltar ainda, que os valores das derivadas $\partial\alpha$ se mantêm aproximadamente constantes.

Foi possível observar os efeitos da deflexão do leme de direção na EED, representado na Figura 11. À semelhança do demonstrado anteriormente, nesta é igualmente possível observar a deslocação da reta de estabilidade, e consequente alteração do ângulo de guinada de equilíbrio. O valor dos declives das derivadas $\partial\beta$ também se mantêm aproximadamente constante.

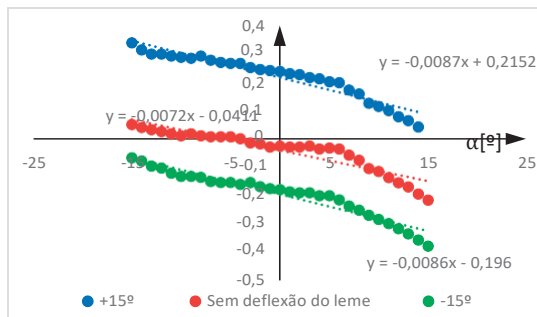


Figura 10 - Efeitos da deflexão do leme de profundidade.

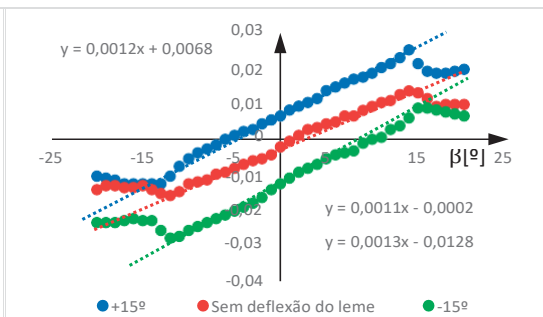


Figura 11 - Efeitos da deflexão do leme de direção.

Por fim, ao visualizar os ensaios dinâmicos é demonstrado o compromisso existente entre estabilidade e controlo. Nos ensaios para um grau de liberdade, ao aumentar a estabilidade longitudinal por meio da deslocação do CG, é possível constatar que a amplitude de provocada pelas deflexões do leme de profundidade era menor. Desta maneira, torna-se mais difícil afastar o demonstrador da posição de equilíbrio. Da mesma forma, a demonstração deste conceito encontra-se presente nos ensaios com os três graus de liberdade. O aumento da EED por meio da adição da extensão do estabilizador vertical, diminui a amplitude de alcançada pela deflexão do leme vertical.

6 Conclusões

O presente trabalho centrou-se na projeção, construção e validação de um demonstrador modular de estabilidade e controlo de voo para operar no túnel aerodinâmico do CIAFA. Com a conceção deste modelo de asa fixa, é possível fazer-se uso do mesmo como ferramenta de apoio ao ensino, inserido no contexto das UC ministradas na AFA.

A aplicabilidade do demonstrador foi realizada através de ensaios no túnel aerodinâmico onde, por via destes, foram demonstrados os conceitos de estabilidade e controlo estipulados inicialmente. Dentro de um total de 18 ensaios realizados, foi possível demonstrar os conceitos através da combinação das diferentes configurações do demonstrador e fixações deste à balança. Existe, no entanto, a capacidade de o número de ensaios ser expandido através da criação de outras peças assim como a capacidade de conceitos a demonstrar. Destes ensaios destacam-se os três tipos de conceitos, estabilidade estática, dinâmica e controlo.

Nos ensaios de EE, foi possível demonstrar os conceitos correspondentes aos três eixos, por via do tratamento dos dados obtidos pela balança de forças e momentos. Por outro lado, nos ensaios para a ED, o método encontrado para interpretar as demonstrações é apenas visual, o que pode representar uma limitação uma vez que os resultados não são

objetivos. Destes destacam-se a visualização dos modos de resposta oscilatórios estipulados inicialmente, período curto e rolamento holandês, enquanto a demonstração do modo fugóide não foi alcançada. De referir que não foi intencional existir a interferência entre a esteira da asa e o estabilizador horizontal. Apesar disto, foi tomada a oportunidade para demonstrar os seus efeitos, tanto no estudo estático como no dinâmico. Por fim, os conceitos de controlo foram passíveis de serem demonstrados através da combinação dos resultados obtidos pelos dois tipos de ensaios anteriores.

Os principais requisitos e objetivos propostos para o presente trabalho foram alcançados. No entanto, estes apenas serão considerados como bem-sucedidos, ao cumprir com o propósito da criação deste demonstrador. Este passa por se tornar numa ferramenta de auxílio ao ensino, onde simultaneamente estimula o uso do recurso único que é o túnel aerodinâmico para o mesmo efeito.

Referências

- Avionix GmbH. (s.d.). Didactic Wind Tunnel Models. Retirado de: <https://avionix.ch/models/>
- Baals, D. D., & Corliss, W. R. (1981). Wind Tunnels of NASA. National Aeronautics and Space Administration.
- Boissonneault, T. (2019, June 14). CRP Technology and PoliMi 3D print wind tunnel demonstrator parts. 3D Printing Media Network. Retirado de: <https://www.3dprintingmedia.network/crp-technology-polimi-wind-tunnel-demonstrator/>
- CAE Oxford Aviation Academy. (2014). Principles of Flight ATPL Ground Training Series. CAE Oxford Aviation Academy.
- Du, W. Y., Furman, B. J., & Mourtos, N. J. (2005). On the ability to design engineering experiments. 8th UICEE Annual Conference on Engineering Education. Retirado de: https://www.researchgate.net/publication/242189035_On_the_Ability_to_Design_Engineering_Experiments#pf1
- Etkin, B., & Reid, L. D. (1996). Dynamics of flight: stability and control (3rd ed.). Wiley.
- Hurt, H. H. (1965). Aerodynamics for Naval Aviators. Direction of Commander, Naval Air Systems Command, United States Navy. Retirado de: <http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.261.2132&rep=rep1&type=pdf>
- Oliveira, J. (2019). Apontamentos de Estabilidade de Voo. Instituto Superior Técnico.
- TecQuipment. (s.d.). Flight demonstration wind tunnel. Retirado de: <https://www.tecquipment.com/flight-demonstration-wind-tunnel>

ⁱ Ligação para aceder aos ficheiros: <https://drive.google.com/open?id=12J8fd0zLyzK6hFkXFDpNX451RvB1u2lo>



ACADEMIA DE FORÇA AÉREA



É não
menos
por armas
que por
letras

1 FEV. 1978



GRANJA DO MARQUÊS - 2715-021 PÊRO PINHEIRO
TEL.: 219 678 956 - FAX.: 219 678 956