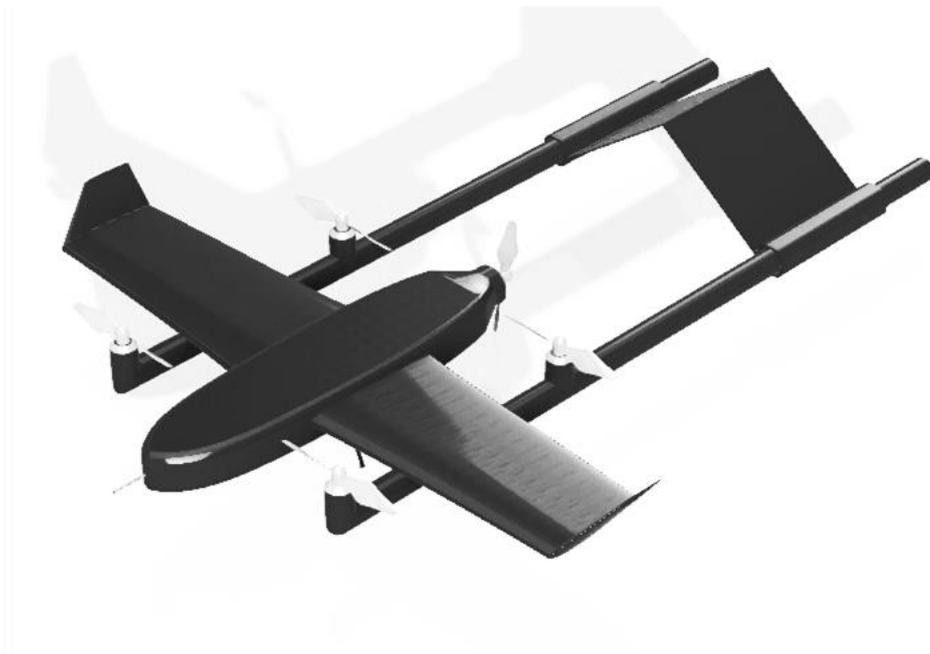


Licenciatura em Ciências da Engenharia Aeronáutica

Conceção de um UAV para prevenção de incêndios florestais em território nacional



Projeto Final de Licenciatura

Elaborado por:
Patrícia Catarina Duarte Pinheiro- Nº de aluno 20192323

Orientador:
Professor Doutor Tessaleno Devezas

Barcarena
Julho 2022

Licenciatura em Ciências da Engenharia Aeronáutica

**Conceção de um UAV para prevenção de incêndios florestais em
território nacional**

Projeto Final de Licenciatura

Elaborado por:

Patrícia Catarina Duarte Pinheiro- Nº de aluno 20192323

Orientador:

Professor Doutor Tessaleno Devezas

Barcarena

Julho 2022

O autor é o único responsável pelas ideias expressas neste projeto.

AGRADECIMENTOS

Gostaria de agradecer ao meu orientador, Professor Doutor Tessaleno Devezas por toda a dedicação, motivação e profissionalismo que demonstrou ao longo do desenvolvimento do projeto final sendo também responsável pela minha melhoria contínua ao longo da criação deste estudo. Ao Professor Doutor Pedro Paglione que permitiu a possibilidade de investir no tema relativo à conceção de um UAV sob a forma de projeto levando a cabo todos os conceitos e requisitos por detrás do processo de criação.

Aos meus pais e irmã, por todo o apoio demonstrado ao longo da minha formação sendo a razão de continuar a lutar de forma a superar todas as adversidades e obstáculos diários, ambicionando assim um futuro de concretização pessoal e profissional. Queria agradecer aos meus amigos, principalmente à minha melhor amiga por fazer parte do meu percurso e demonstrar que podia sempre alcançar os meus sonhos e objetivos.

Por fim, gostaria de agradecer a todos os meus colegas de curso que da minha caminhada fizeram parte principalmente nos bons e maus momentos da licenciatura.

RESUMO

Com o crescente aumento do impacto dos incêndios florestais em Portugal, aliado à necessidade de controlo e prevenção por parte das entidades competentes, este trabalho pretendeu desenvolver, mediante a significativa influência dos incêndios em território nacional, um projeto de veículo aéreo não tripulado (UAV) de propulsão híbrida para monitorização de zonas florestais ameaçadas por esta catástrofe natural.

Além da projeção de um veículo aéreo, outros objetivos foram alcançados como a análise do meio envolvente e as necessidades no âmbito da engenharia e tecnologia que pudessem auxiliar na mitigação da ocorrência de incêndios em meio florestal.

O projeto de aeronave não tripulada que foi executado engloba as suas características geométricas, assim como os principais componentes estruturais da mesma, analisando o seu comportamento a nível aerodinâmico, propulsivo e de estabilidade a fim de desenvolver um UAV apto a voar.

Palavras-chave: *Incêndios Florestais, Projeto de Aeronave, Análise de Desempenho, UAV.*

ABSTRACT

With the increasing impact of forest fires in Portugal combined with the need for control and prevention by the competent Portuguese authorities, this project aimed to develop, through the significant influence of fires in national territory, a hybrid propulsion unmanned aerial vehicle (UAV) project for monitoring forest areas threatened by this natural disaster.

In addition to the projection of an aerial vehicle, other goals were achieved, such as the analysis of the environment and the needs in the field of engineering and technology that could help to mitigate the occurrence of fires in the national territory.

The proposed methodology presents a design sequence that emphasis the geometric characteristics as well as the main structural components of the designed aircraft, analysing its behaviour at a structural, aerodynamic, propulsive and stability level to develop a flight-ready project.

Keywords: *Forest Fires, Aircraft Project, Performance Analysis, UAV.*

CONTEÚDO

AGRADECIMENTOS.....	iii
RESUMO.....	iv
ABSTRACT.....	v
LISTA DE FIGURAS.....	ix
LISTA DE TABELAS.....	xi
LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS.....	xii
CAPÍTULO 1- INTRODUÇÃO.....	1
1.1 Exposição do problema	2
1.2 Motivação e relevância do tema	2
1.3 Objetivos do projeto	2
1.4 Estrutura e organização do projeto	3
1.5 Abordagem metodológica.....	3
CAPÍTULO 2 – VEÍCULOS AÉREOS NÃO TRIPULADOS (VANT)	5
2.1 Conceito de VANT	5
2.2 História e evolução	5
2.2.1 Principais fabricantes a nível nacional	6
2.3 Legislação nacional	6
2.4 Leis existentes para a implementação e utilização dos UAV.....	6
2.5 Autonomia de voo	7
CAPÍTULO 3- PLANO DE ATUAÇÃO.....	9
3.1 Motivação e relevância.....	10
3.2 Planeamento.....	10
3.2.1 Localização do plano de atuação.....	10
3.2.2 Período de atuação	13

3.2.3 Rotas a serem desenvolvidas.....	13
3.2.4 Mecanismo de alerta e monitorização.....	14
4. Conclusão dos principais requisitos do plano de atuação.....	20
CAPÍTULO 4- PROJETO CONCEITUAL DA AERONAVE.....	21
4.1 Requisitos de projeto.....	21
4.2 Plano de missão.....	22
4.3 Estimativa do Peso da Aeronave.....	23
4.4 Modelo Propulsivo.....	31
4.4.1 Configuração de modelo propulsivo.....	31
CAPÍTULO 5- DESENVOLVIMENTO DE UM PROJETO UAV.....	33
5.1 Estimativa do peso.....	34
5.2 Estimativa do peso em cada fase do voo.....	35
5.3 Caracterização geométrica dos componentes do UAV.....	36
5.4 Dimensões do UAV.....	37
CAPÍTULO 6 – ANÁLISE DE DESEMPENHO DO PROJETO UAV.....	39
6.1 Simulação de comportamento aerodinâmico.....	39
6.2 Análise de controlo e estabilidade.....	42
6.3 Análise da eficiência propulsiva.....	44
CAPÍTULO 7- CONCLUSÃO.....	49
CAPÍTULO 8 – REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	51
ANEXO A.....	52
ANEXO B.....	56
ANEXO C.....	61
ANEXO D.....	62
ANEXO E.....	64

ANEXO F.....	67
ANEXO G.....	69

LISTA DE FIGURAS

Figura 1- Primeiro UAV desenvolvido na Guerra Mundial - Kettering Bug. (Fonte: Owlcation, 2017).....	5
Figura 2- Área Ardida em Portugal continental 2003-2017 (Fonte: ICNF, 2018).....	9
Figura 3- Estudo da Irradiância Solar em Portugal (Fonte: ESMAP,2021).....	11
Figura 4- Carta de perigosidade de incêndio florestal em Portugal (Fonte: ICNF, 2018).....	11
Figura 5- Estudo das rajadas existentes na zona florestal de Beja (Fonte: IPMA, 2022).....	12
Figura 6- Estudo das rajadas existentes na zona florestal de Guarda e Portalegre (Fonte: IPMA, 2022).....	13
Figura 7- Esquema Representativo das Principais Funções do UAV projetado (Fonte: Autor).	14
Figura 8- Esquema de alerta (Fonte: Autor).	15
Figura 9- Esboço do Plano de missão do UAV (Fonte: Autor).	22
Figura 10- Relação entre o peso vazio e o peso à descolagem para diferentes categorias de aeronaves (Fonte: Raymer, 2018).	24
Figura 11- Modelo UAV Penguin B VTOL (Fonte: UAV Factory, 2019).....	26
Figura 12 - Fração $Swet/Sref$ para diferentes modelos de asas (Fonte: Raymer,2018).	29
Figura 13- Esquema global do sistema propulsivo (Fonte: FEUP, 2019).....	31
Figura 14- Esboço do UAV (Fonte: Autor).	34
Figura 15- Projeção frontal do UAV (Fonte: SolidWorks,2022).....	36
Figura 16- Projeção lateral do UAV (Fonte: SolidWorks,2022).	36
Figura 17- Projeção superior do UAV (Fonte: Solidworks, 2022).	36
Figura 18- Estrutura de suporte asas (Fonte: Autor).....	37
Figura 19- Projeção geral do UAV (Fonte: Autor).	37
Figura 20- Modelo Fugóide (Fonte: ResearchGate,2018).	42
Figura 21- Comportamento de estabilidade e controlo da aeronave sem SAS e com SAS(Fonte: Matlab, 2022).	43
Figura 22- Comportamento de estabilidade e controlo para uma velocidade de voo de 25 m/s sem SAS e com SAS (Fonte: Matlab,2022).....	44
Figura 23- Diagrama P-V (Fonte: Matlab, 2022).....	45
Figura 24- Diagrama T-S (Fonte: Matlab, 2022).....	45

Figura 25- Diagrama das Forças (Fonte: Raymer,2022).....	46
Figura 26- Diagrama Pd versus Pn (Fonte: Autor).	47

LISTA DE TABELAS

Tabela 1- Plano de análise das áreas florestais (Fonte: Autor).	12
Tabela 2- Rotas pré-definidas para o UAV (Fonte: Autor).	14
Tabela 3- Requisitos de projeto (Fonte: Autor).	22
Tabela 4- Tabela de estimativa do peso da aeronave (Fonte: Raymer,2018).	25
Tabela 5- Dados de Especificação UAV Penguin B VTOL (UAV Factory, 2019).	26
Tabela 6- Consumo específico de combustível para diferentes motores (Fonte: Raymer, 2018).	27
Tabela 7- Frações de Peso para os diferentes segmentos da missão de voo (Fonte: Raymer, 2018).	27
Tabela 8- Tabela de relação do Peso em Espera e Cruzeiro (Fonte: Raymer, 2018).	30
Tabela 9- Principais características do modelo (Fonte: Autor).	33
Tabela 10- Dados geométricos da aeronave (Fonte: Solidworks).	34
Tabela 11- Massa total da aeronave sem a contabilização de combustível (Fonte: Autor). ...	35
Tabela 12- Peso em cada fase de voo (Fonte: Autor).	35
Tabela 13- Dados geométricos do UAV (Fonte: Autor).	37
Tabela 14- Principais dados aerodinâmicos do perfil NACA 2412 (Fonte: XFLR5,2022). ...	40
Tabela 15- Principais dados aerodinâmicos do Modelo UAV (Fonte: XFLR5,2022).	41
Tabela 16- Velocidades de voo (Fonte: Autor).	41
Tabela 17- Dados relativos ao motor DF70 RCV (Fonte: UavFactory,2019).	13
Tabela 18- Dados relativos à autonomia e alcance da aeronave (Fonte: Autor).	47

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

ANAC- Autoridade Nacional de Aviação Civil

ANEPC- Autoridade Nacional de Emergência e Proteção Civil

EMSA- European Maritime Safety Agency

ESMAP-Energy Sector Management Assistance Program

GNR- Guarda Nacional Republicana

FAP- Força Aérea Portuguesa

ICNF-Instituto de Conservação da Natural e das Florestas

IPMA- Instituto Português do Mar e da Atmosfera

NATO/OTAN - Organização do Tratado do Atlântico Norte

MTOW- Máximo Peso à Descolagem (Maximum Take-off Weight)

PSP- Polícia de Segurança Pública

ProCiv- Proteção Civil

REA- Relatório do Estado Ambiental

SAS- Sistema de Aumento de Estabilidade

VANT- Veículo Aéreo Não Tripulado

VTOL- Vertical Take-off and Landing

UAV- Unmanned Air Vehicle

UE- União Europeia

DESENVOLVIMENTO

CAPÍTULO 1- INTRODUÇÃO

Os incêndios florestais em Portugal constituem, atualmente, um dos maiores flagelos da sociedade portuguesa. Todos os anos são implementados métodos de atuação, tanto a nível público quanto privado, que visam atenuar o efeito desta catástrofe natural, evitando assim perdas humanas e materiais a níveis significativos.

São inúmeras as tentativas para a concretização com êxito de um projeto de prevenção e mitigação de incêndios florestais, contudo existem falhas consideráveis que comprometem o programa pré-definido para a época mais propícia à ocorrência dos mesmos. Segundo a PORDATA (2020) Portugal é atualmente um dos países europeus mais afetados pelos incêndios florestais, com uma área florestal queimada equivalente a 3% da sua área total. Este facto deve-se sobretudo à falta de um planeamento no domínio da prevenção, reconhecimento e combate a incêndios por parte do Estado Português.

Tanto a nível mundial como nacional, a implementação de VANT's (Veículo Aéreo Não Tripulado), também conhecidos como UAV (da sua sigla em inglês, "Unmanned Air Vehicle), constituem um tema muito atual, e por isso mesmo ainda repleto de incertezas. De realçar que neste trabalho adotamos a sigla UAV para a designação deste tipo de veículos aéreos, em razão do seu uso mais comum em Portugal.

Os incêndios florestais constituem um palco para uma possível aplicação significativa destes aparelhos através da procura por planos de intervenção bem-sucedidos, contudo os designs existentes aliados à sua legislação ainda muito superficial e pouco coesa apresentam barreiras à prevenção eficaz de incêndios tanto rurais quanto florestais.

Ao contrário de muitos países, devido sobretudo ao seu desenvolvimento urbano, Portugal apresenta 39% do seu território com terrenos florestais, sendo uma constante preocupação a ameaça que sobre estes se coloca durante os meses de julho a setembro.

No ano de 2017, devido à significativa catástrofe ambiental em Portugal, conhecida como os "Incêndios de Pedrogão Grande", cerca de 540 mil hectares foram afetados pelos incêndios florestais, o que reverteu para gastos públicos no valor de 200 milhões de euros, sendo que

existiram outras perdas a contabilizar tais como perdas humanas, económicas, pessoais e estruturais. Estima-se que nesse mesmo ano 11,5% da área total florestal ardeu revertendo em mais de 100 vítimas mortais (REA, 2021).

1.1 Exposição do problema

A prevenção e monitorização de incêndios florestais constitui um tema cada vez mais abordado, sendo alvo de estudos por investigadores, associações, entidades e estruturas governamentais. Devido sobretudo a uma escassez a nível nacional e europeu de planos coesos e eficazes, o projeto de prevenção de territórios florestais acaba por não apresentar um elevado êxito como seria de desejar.

Ao longo do documento ocorre a exposição dos principais fatores que contribuem para a mitigação de incêndios florestais assim como, a criação de um projeto de alerta e de monitorização complementado com a conceção de um UAV de vigilância de terrenos florestais.

1.2 Motivação e relevância do tema

A catástrofe natural que recai sobre o nosso território nos meses de junho a setembro não apresenta apenas impactos e consequências negativas e nível económico, mas também a nível ambiental e financeiro, levando sobretudo a perdas humanas, estruturais e comerciais. Devido sobretudo às alterações climáticas, o que anteriormente se apresentavam como consequências referentes à época de verão, atualmente exibem-se como uma ameaça constante ao longo do ano, colocando todas as entidades competentes em estado contínuo de alerta.

1.3 Objetivos do projeto

Os impactos dos incêndios florestais em Portugal constituem o problema analisado neste projeto. Deste modo, pretendeu-se combater e prevenir este desastre ambiental com a introdução de um projeto adequado de prevenção de incêndios, aliado à conceção de um UAV de monitorização.

Os objetivos deste projeto passaram por garantir:

1. A análise dos projetos existentes criando a ponte entre a revisão bibliográfica e as características técnicas que envolvem um projeto de aeronave;
2. A criação de um plano de alerta, de notificação de vigilância e prevenção de incêndios;
3. Conceção de uma aeronave como projeto de design conceitual.

1.4 Estrutura e organização do projeto

Numa fase inicial, procedeu-se à análise do impacto desta catástrofe a nível nacional recorrendo a domínios como: pessoais, económicos, financeiros, estruturais e ambientais. Alinhada à ideia de análise do impacto, foi realizada uma recolha de dados às entidades nacionais de prevenção e monitorização de incêndios por meio de inquéritos e entrevistas, realizando uma posterior análise das mesmas de modo a compreender quais as necessidades e vantagens que estes mesmos UAV poderiam garantir no auxílio à prevenção de incêndios florestais.

Após esta primeira fase de interpretação e análise do meio circundante, foi executado um plano de atuação que teve por base todos os dados recolhidos. A segunda fase, consistiu na conceção de um UAV de prevenção e monitorização de incêndios florestais a ser utilizado de forma a mitigar a deflagração dos mesmos em grande escala, reconhecendo possíveis focos existentes e alertando desse modo as autoridades competentes em concordância com o seu plano de atuação.

1.5 Abordagem metodológica

Este projeto foi dividido em três fases, organizadas da seguinte forma:

Fase I.1: Exposição do problema existente, análise dos projetos existentes em território nacional de combate a incêndios florestais, investigação de possíveis falhas cometidas.

Fase I.2: Aplicação de inquéritos às entidades competentes com questões de resposta aberta de forma a compreender possíveis falhas nos projetos decorrentes. As entidades entrevistadas do setor público foram: Bombeiros Voluntários de Portugal, Guarda Nacional Republicana (GNR) e a Autoridade Nacional de Emergência e Proteção Civil (ANEPC).

Fase II: Planeamento do projeto de prevenção tendo por base projetos já existentes, assim como recurso a informações cruciais tais como a literatura disponível de aspetos técnicos relacionados por exemplo, com a autonomia de voo e legislação existente.

Fase III.1: Projeto de um UAV baseado nos requisitos relativos a pontos previamente destacados no planeamento, de forma a modelar as necessidades do projeto de um veículo aéreo que conseguia assim realizar os objetivos anteriormente delineados.

Fase III.2: Análise do desempenho da aeronave projetada a nível estrutural, de estabilidade e comportamento aerodinâmico, abordando a avaliação da introdução da mesma no projeto a que este estudo se destina.

CAPÍTULO 2 – VEÍCULOS AÉREOS NÃO TRIPULADOS (VANT)

2.1 Conceito de VANT

Veículos Aéreos Não Tripulados são definidos como todas as aeronaves projetadas para operar sem piloto a bordo ou qualquer tipo de tripulação. Nesse trabalho adotaremos a sigla UAV (Unmanned Air Vehicle), por ser de uso mais generalizado em Portugal. Estes veículos aéreos têm vindo a perder a sua conotação negativa aliada à tentativa de implementação dos mesmos em grande escala.

Contudo devido à ambígua e pouco precisa legislação no ramo da aviação relativa a veículos aéreos não tripulados, obstáculos à sua concretização em grande escala acabam por emergir.

2.2 História e evolução

Com o seu primeiro aparecimento na primeira Guerra Mundial, os UAV criados sob a forma de torpedo, que se guiavam sem piloto e explodiam num período previamente definido, evoluíram apresentando-se na segunda Guerra Mundial como modelos de treino antiaéreo, como é possível evidenciar na **figura 1**.



Figura 1-Primeiro UAV desenvolvido na Guerra Mundial - Kettering Bug. (Fonte: Owlcation, 2017)

As principais aplicações destes veículos aéreos não tripulados atualmente residem no âmbito militar, de reconhecimento, ataque de alvos estratégicos, vigilância de fronteiras, sendo que outras implementações destes veículos, nos últimos anos têm vindo a sentir-se nos setores civis de baixo e médio rendimento como a agricultura, construção civil, medicina, farmacêutica, cultura, pecuária, logística e transporte, que evidenciaram na indústria dos UAV uma possibilidade de ascensão refletindo para um êxito económico e financeiro.

2.2.1 Principais fabricantes a nível nacional

Tanto a nível mundial como nacional, a implementação dos UAV é relativamente recente e repleta de incertezas.

Devido à presença de Portugal na NATO (em português, Organização do Tratado do Atlântico Norte), nas últimas décadas o investimento em tecnologia de reconhecimento, ações de ataque e defesa com recurso a veículos não tripulados mostrou-se significativa, e assim a Força Aérea, a Marinha e posteriormente o Exército Português desenvolveram protocolos com a Tekever a fim de implementar sistemas de vigilância eficazes. Outras entidades, como a Polícia de Segurança Pública (PSP) e a Guarda Nacional Republicana (GNR), adquiriram ao longo da última década UAVs que visionassem manifestações e eventos públicos assim como o auxílio a operações de resgate, controlo de trânsito e combate ao tráfico de drogas.

Além da presença significativa da Tekever em Portugal, outras empresas desempenham um papel fundamental como a Deimos Engenharia, a Spin.Works , Introsys e UAVision, sendo que esta última dedica-se exclusivamente à conceção, criação e produção de UAVs, tendo sido selecionada num consórcio juntamente com a Deimos Engenharia, Força Aérea Portuguesa, e European Maritime Safety Agency (EMSA) para a monitorização a longo prazo da poluição aérea fomentada pelo tráfego marítimo nos países da União Europeia (UE).

Atualmente, a UAVision em parceria com a FAP implementou no ano de 2020 um projeto de prevenção e controle de incêndios florestais em território nacional que será analisado com detalhe mais adiante.

2.3 Legislação nacional

Após o aparecimento dos UAV não existia em Portugal uma legislação nacional aplicada aos mesmos, sendo a sua utilização regida pelas regras impostas provenientes da União Europeia. Contudo, após a publicação de um novo regulamento (Diário da República, 2016), a ANAC veio, de certo modo, modificar o panorama atual vivenciado pela comunidade de aviação.

2.4 Leis existentes para a implementação e utilização dos UAV

O regulamento apresenta-se como “condições de operação aplicáveis à utilização do espaço aéreo pelos sistemas de aeronaves civis pilotadas remotamente”, aplicado não só aos UAV, mas também a aeromodelos.

No que toca à legislação existente aos UAV, os pilotos destas mesmas aeronaves estão proibidos de pilotar mais do que um veículo aéreo em simultâneo, devendo realizar voos apenas durante o dia, no campo de visão do utilizador e nunca acima dos 120 metros (salvo exceções).

Note-se ainda que é estritamente proibido sobrevoar: locais de sinistros onde estejam a decorrer operações de socorro, embaixadas e consulados, instalações militares e de serviço de segurança, estabelecimentos prisionais e centros de reinserção. Todas as restrições anteriormente abordadas não são aplicáveis a aeronaves do Estado (militares, policiais ou aduaneiras), nem em operações em espaço fechado. O voo da aeronave deverá ocorrer no seu normal funcionamento, com as luzes de identificação acionadas, dando prioridade à passagem de qualquer aeronave tripulada.

Uma vez que este projeto visa a monitorização contínua e diária das áreas florestais, a aprovação por parte da ANAC de modo que ocorra a possibilidade de realização de voos noturnos é crucial, assim como de voos além da linha de vista, exceto se a sua massa operacional for inferior a 1 kg, o que não se aplica no projeto em causa. De realçar que a obrigatoriedade de aprovação por parte da ANAC reside também em voos com aeronaves não tripuladas de massa superior a 25 kg.

Abordando a recolha e captação de vídeos e imagens, que se regem pela Lei de Proteção de Dados Pessoais, as autorizações para tal atividade deverão provir da ANAC e FAP. A legislação mencionada anteriormente entrou em vigor em julho de 2018 visando a implementação de um sistema de identificação de utilizadores com registo obrigatório para UAV com massa superior a 250 gramas, assim como a necessidade de seguro de responsabilidade civil para exercer a pilotagem de veículos aéreos não tripulados com massa superior a 900 gramas.

2.5 Autonomia de voo

A autonomia em voo é um requisito desejável de alcance uma vez que permite a predefinição de trajetos aéreos de monitorização de áreas florestais, contudo a legislação existente poderá constituir um obstáculo à sua implementação.

Os voos 100% autónomos não são de todo permitidos em território nacional, contudo, após a revisão da legislação existente, assim como da literatura disponível, foi possível enfatizar os seguintes aspetos:

- Antes do início do voo, o piloto-remoto terá de ser responsável por garantir o normal funcionamento do canal de comunicação entre a aeronave não tripulada e a estação de monitorização;
- De forma a atenuar o risco de o veículo aéreo sair da área previamente definida para monitorização, assim como recuperação de comunicação após incidentes, a velocidade máxima imposta pela legislação europeia é de 70 nós (aproximadamente 130 Km/h);
- É estritamente proibido o transporte ou lançamento de objetos durante a operação de voo;
- Poderá existir a aceitação, por parte da entidade reguladora, de fases de voo automáticos, pressupondo a obrigação de existência constante de um controlo remoto da aeronave, por parte de um piloto responsável, a fim de assumir o controlo do veículo aéreo em caso de falha;

CAPÍTULO 3- PLANO DE ATUAÇÃO

Pensou-se inicialmente planejar o período de atuação do veículo aéreo apenas referente para o mês de agosto, uma vez que, constitui o período de maior incidência de incêndios florestais. Contudo, depois de verificar o efeito das alterações climáticas a nível nacional e mundial, a ocorrência de incêndios florestais deixou de residir apenas na época máxima de verão estendendo-se assim para todo o ano.

De qualquer modo é de realçar que, apesar do projeto apresentar uma abordagem global devido ao seu período de atuação, foi dado maior ênfase ao período mais crítico (mês de agosto). Não sendo realizada esta mesma recolha em todos os pontos do território nacional, visto que não se justifica tal abordagem, sendo assim apenas foi efetuada a recolha de dados em áreas florestais ameaçadas, como as evidenciadas na **figura 2**.

As áreas em território nacional mais afetadas encontram-se situadas a norte e centro de Portugal. Segundo Miguel Freitas (2015) é de extrema importância delinear a atuação no período noturno, visto que uma fração significativa de incêndios é gerada de noite (cerca de 30%).

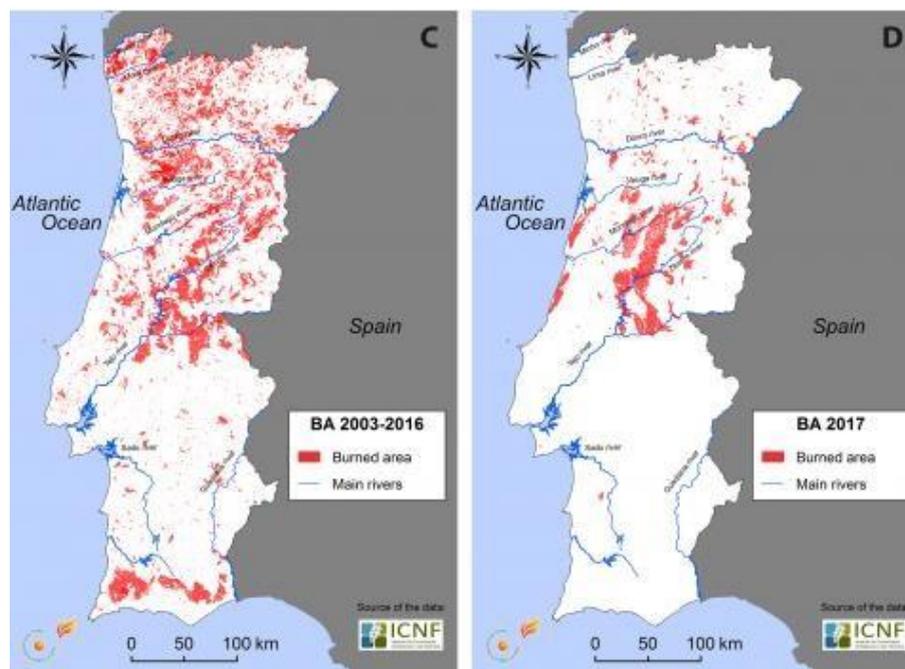


Figura 2- Área Ardida em Portugal continental 2003-2017 (Fonte: ICNF, 2018).

3.1 Motivação e relevância

Pressupõe-se que uma das principais causas de incêndios seja a causa humana, voluntária ou involuntária. Aliado a este facto, a inexistência á escala global um plano de atuação uniforme nos diferentes países, cada território apresenta-se como responsável pelo planeamento e prevenção dos incêndios florestais. Com a possível implementação de um UAV de reconhecimento e prevenção seria possível, através do acesso à base de recolha de imagens, reconhecer assim possíveis culpados (caso existam) além da prevenção da ocorrência dos incêndios. O projeto teve como pontos estratégicos zonas florestais a norte, centro e sul do país, sendo que para uma primeira versão de análise do mesmo foram projetadas instalações de três bases de vigia próximas das zonas florestais.

3.2 Planeamento

3.2.1 Localização do plano de atuação

Pela análise da carta de Radiação em território nacional fornecida pelo ESMAP (2021), Energy Sector Management Assistance Program, apresentada na **figura 3**, conclui-se que as zonas de instalação das estações de carregamento solar dos veículos aéreos a serem utilizados deverão ser localizados na zona norte, Guarda, na zona central, Portalegre e na zona sul em Beja.

Já a carta de perigosidade de incêndio florestal, representada na **figura 4**, relativa ao ano de 2019, emitida pelo ICNF, Instituto de Conservação da Natural e das Florestas permite-nos verificar que as zonas de maior irradiância exibem perigo médio e alto de incêndio sendo zonas críticas de atuação.

Após análise da área florestal existente conclui-se pela instalação de três bases de controlo e monitorização. As escolhas destas mesmas bases residem num critério de generalidade de modo a prosseguir com a análise, podendo posteriormente ser modificadas:

- **Guarda:** Zona florestal de Videmonte (40°28'35.1"N 7°23'19.1"W).
- **Portalegre:** Parque Natural da Serra de São Mamede (39°20'19.4"N 7°25'07.1"W).
- **Beja:** Zona florestal de São Pedro dos Pomares (38°04'25.7"N 7°40'42.3"W).



Figura 3- Estudo da Irradiância Solar em Portugal (Fonte: ESMAP, 2021).

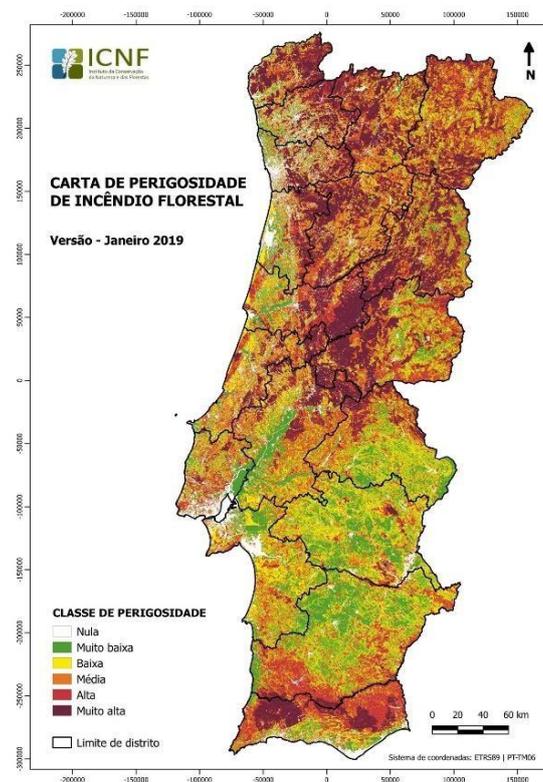


Figura 4- Carta de perigosidade de incêndio florestal em Portugal (Fonte: ICNF, 2018).

3.2.1.1 Análise das áreas florestais

Através da recolha de dados proveniente do ESMAP foi-nos possível concluir sobre a irradiância diária direta incidente nos locais previamente designados para bases de monitorização, como apresentados na **tabela 1**. Este estudo terá como objetivo averiguar uma possível localização de recarga dos UAV a serem implementados.

Tabela 1- Plano de análise das áreas florestais (Fonte: Autor).

Localização	Designação de base de monitorização	Temperatura média diária (°C) Agosto 2021	Irradiância normal diária (kWh/m ²)
Guarda- Norte	G- Phoenix	29°	5,42- 5,51
Portalegre- Centro	P- Phoenix	30°	5,54-5,58
Beja - Sul	B-Phoenix	32°	5,49-5,62

Após o estudo de incidência solar procedeu-se à análise dos ventos laterais e rajadas tendo por base os dados relativos ao mês de agosto de 2021, fornecidos pelo Instituto Português do Mar e da Atmosfera (IPMA), verificou-se que para as regiões anteriormente mencionadas o vento médio predominante foi do quadrante Oeste/ Noroeste, apresentando valores mais elevados de velocidade média na ordem dos 25 km/h como exibido nas **figuras 5 e 6**. Estes dados foram posteriormente tidos em conta no momento de simulação de estabilidade e controlo da aeronave em causa.

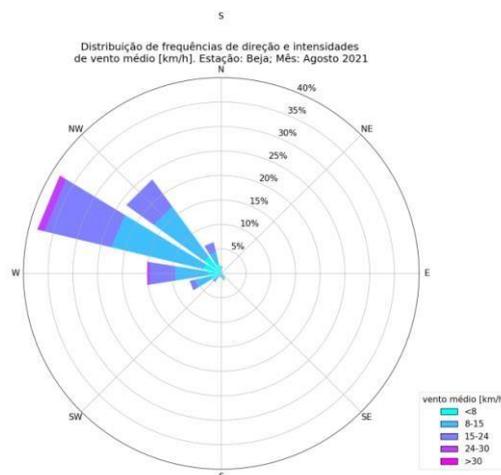


Figura 5-Estudo das rajadas existentes na zona florestal de Beja (Fonte: IPMA, 2022).

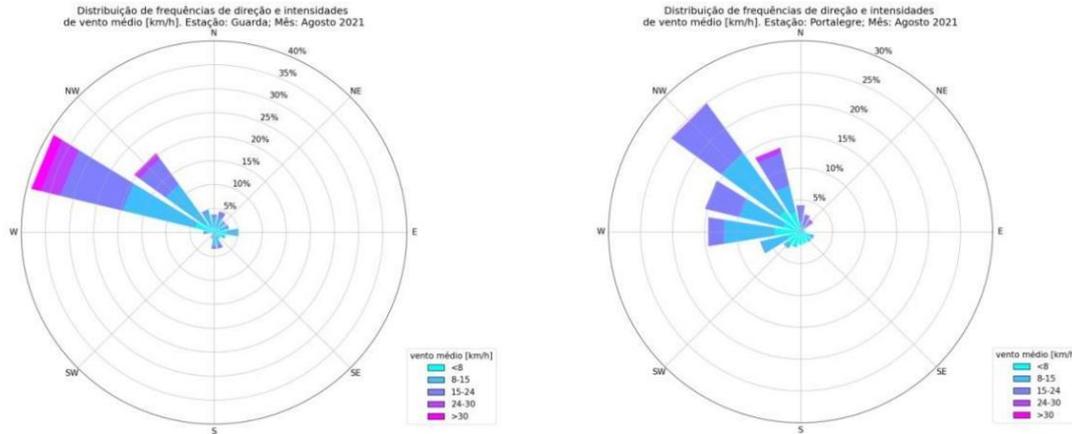


Figura 6-Estudo das rajadas existentes na zona florestal de Guarda e Portalegre (Fonte: IPMA, 2022).

3.2.2 Período de atuação

O mês de agosto assume o período mais crítico para a implementação do projeto em causa, contudo este irá estender-se a todo ano devido sobretudo às alterações climáticas existentes e à ocorrência severa de incêndios florestais nas mais diversas épocas e estações do ano. As bases de monitorização foram projetadas para conter três aeronaves cumprindo assim turnos diários completos (total de 24 horas, subdivididas em três turnos de oito horas).

3.2.3 Rotas a serem desenvolvidas

O período máximo de um UAV fora da base de monitorização assume um valor de oito horas, visto que existe a possibilidade de permanência nas áreas florestais de vigilância, diminuindo assim os trajetos desnecessários. Para desenvolver a permanência temporária nas áreas florestais de vigilância projetasse estações autónomas de carregamento solar, para VTOL (em inglês, Vertical Take-off and Landing) de forma a garantir a possibilidade de carregamento contínuo e monitorização à distância, sem comprometer o habitat circundante.

Na **tabela 2** é possível evidenciar as escalas de voo programadas para o veículo aéreo em causa. Nesta análise foi incorporada uma autonomia de oito horas para cada veículo aéreo, sendo Phoenix 1, 2 e 3 os veículos aéreos existentes nas bases de monitorização.

A autonomia e independência de voo reside na capacidade de identificar as rotas pré-definidas de forma a recolher dados propícios para análise, tendo por base a definição de altitude e

velocidade de voo, sistema de desvio de altitude, sistema de reconhecimento de obstáculos, recolha de dados visuais ao longo do voo e rotas semanais estabelecidas.

Tabela 2- Rotas pré-definidas para o UAV (Fonte: Autor).

Planeamento diário	Horário	Partida	Chegada	Carregamento / Manutenção
<i>Dia n</i>	00h00	Phoenix 1		Phoenix 2
	08h00	Phoenix 2	Phoenix 1	Phoenix 3
	16h00	Phoenix 3	Phoenix 2	Phoenix 1
<i>Dia n+1</i>	00h00	Phoenix 1	Phoenix 3	Phoenix 2
	08h00	Phoenix 2	Phoenix 1	Phoenix 3
	16h00	Phoenix 3	Phoenix 2	Phoenix 1

3.2.4 Mecanismo de alerta e monitorização

A introdução de um UAV para reconhecimento e monitorização apresentou três fases fulcrais de aplicação, sendo que a prevenção de incêndios florestais seria a sua principal função detendo 70-80% da sua normal atividade, com exibido na **figura 7**.

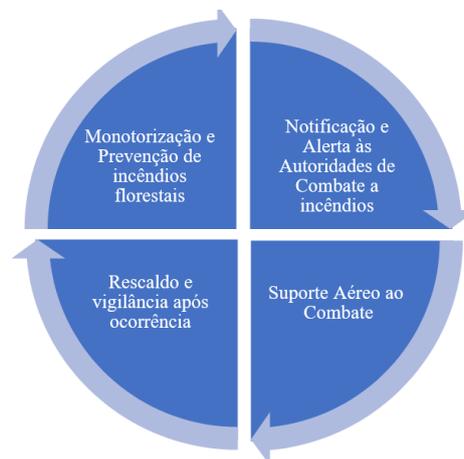


Figura 7- Esquema Representativo das Principais Funções do UAV projetado (Fonte: Autor).

Não se apresenta como uma aeronave projetada para combate ou suporte físico aos incêndios, mas sim, a que auxilie na obtenção de dados fulcrais para o combate a incêndios florestais por

meio de dados atmosféricos, térmicos, entre outros. O sistema de alerta utilizado por este veículo atua no sentido de atenuar possíveis focos de incêndios florestais.

Deste modo, no caso de ocorrer a deteção de um foco de queima florestal, o UAV terá como missão alertar as entidades competentes circundantes para que haja uma deslocação imediata de forma a combater e prevenir possíveis danos irreversíveis. No esquema apresentado na **figura 8** é possível averiguar os principais detalhes do sistema de alerta e notificação a implementar.

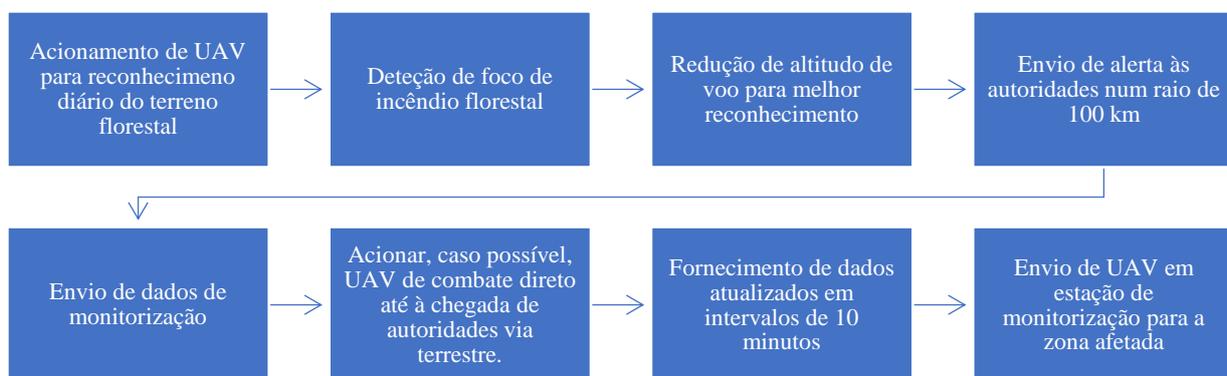


Figura 8- Esquema de alerta (Fonte: Autor).

Caso haja o reconhecimento de um foco de incêndio o plano de atuação reside na redução de altitude do veículo aéreo de modo a permitir a recolha de dados mais objetivos. Após esta redução de altitude e reconhecimento por parte dos sensores integrados da presença de um foco de incêndio, alertas serão emitidos num raio máximo de 100 km para as entidades competentes. Sendo que diferentes alertas com diferentes conotações serão exibidos de forma a permitir que as entidades localizadas num raio igual ou inferior a 20 km possam receber um “Alerta Vermelho” de atuação imediata. Já as entidades num raio de 20 a 50 km irão receber, por sua vez, um “Alerta Laranja” de estado de cautela. Por fim as entidades presentes de 50 a 100 km do foco de incêndio irão receber um “Alerta Amarelo” notificando para a ocorrência de um foco de incêndio sem a necessidade imediata de alarme ou atuação.

De forma a garantir que os alertas apresentam na sua totalidade uma veracidade indiscutível, dados de recolha local serão anexados aos mesmos de forma a facilitar as entidades competentes

no reconhecimento do plano de atuação a ser realizado. Os dados de monitorização passam por dados fotográficos, vídeos de curta duração, amostras atmosféricas e térmicas, recolhidas diretamente dos sensores integrados na aeronave. Caso haja a possibilidade de acionar um UAV desenhado para combate a incêndios, este será notificado de forma a poder verificar a sua disponibilidade geográfica e temporal até à chegada das autoridades locais. Aquando da chegada de informação nos postos de monitorização, serão realizadas simulações em terra que permitam compreender a progressão do incêndio a curto e longo prazo, submetendo posteriormente a informação às entidades responsáveis.

A cada 10 minutos o UAV terá a necessidade de enviar novos dados que permitam perceber a evolução do foco existente de forma a auxiliar as entidades competentes. Neste momento, poderá ser solicitada, por parte dos técnicos existentes nas bases de monitorização, o comando total da aeronave deixando esta de estar sob voo autónomo ou pré-definido e passando a ser pilotada remotamente garantindo assim que a recolha de dados não fica comprometida pela possibilidade de voo autónomo da aeronave.

De realçar que em Portugal não existe, de momento, um sistema eficaz de alerta que esteja interligado com os veículos aéreos não tripulados, o que condiciona a sua aplicação e atuação em solo nacional. Para auxiliar na concretização da aeronave de vigilância e prevenção de incêndios, entrevistas com recolha de dados relativos aos projetos existentes por parte das entidades responsáveis foram realizadas. Foram entrevistadas as entidades responsáveis pelo controlo e prevenção de incêndios florestais que recorrem aos veículos aéreos não tripulados como meio auxiliar ao combate dos fogos.

1. Autoridade Nacional De Proteção Civil (ProCiv):

Através de uma entrevista em formato online ao Chefe da Célula de Operacional de Gestão de Meios Aéreos Alexandre Benigno e ao seu Adjunto Alexandre Penha, por meio da plataforma Zoom, foi-nos possível esclarecer alguns detalhes sobre a operação e planeamento existente dentro da entidade entrevistada.

A grande fatia das operações relacionadas com o planeamento das missões de prevenção e monitorização de incêndios está ao cargo da Guarda Nacional Republicana (GNR) refletindo assim para um sistema de prevenção e vigilância. Por outro lado, quando abordados sobre o

planeamento de ocorrência de eventos assim como sobre a antecipação de situações verificamos que a entidade responsável era de facto o ICNF.

No que toca ao modelo de atuação da ProCiv, este reside num formato de combate direto tendo meios direcionados para essas mesmas ocorrências colocando de certo modo a recolha de informação como função secundária e não prioritária. A recolha de imagens é direcionada ao sistema de apoio à decisão e não para um programa global de monitorização que consiga analisar os algoritmos existentes, o que evitaria a retenção de informação. O desejo de desenvolvimento de um possível programa que pudesse auxiliar na interpretação dos dados provenientes dos sensores de recolha estaria aliado à criação de rotas pré-definidas, identificação de pontos quentes e focos de incêndio.

A Autoridade Nacional de Proteção Civil efetua a recolha de informação recorrendo a câmaras, ‘streaming’ de vídeo em tempo real e informações geográficas. Foi-nos também revelado que teriam na sua posse uma equipa de UAVs, disponível para a recolha de dados muito precisos devido sobretudo à restrita legislação existente conjugada com a gestão do espaço aéreo e o trabalho conjunto com outros meios tripulados.

A equipa de UAVs é utilizada em momentos que a entidade não possui outros veículos aéreos a operar no meio aéreo em causa e no período noturno, que constitui o período em que não existe um conflito ou possibilidade de sobrevoar a área de incêndio para recolha de informação.

Quando questionados sobre as principais dificuldades no decorrer de um incêndio e de que forma a introdução destes veículos aéreos poderia auxiliar no combate e atenuação desta catástrofe natural, os comandantes da ProCiv afirmaram que um dos maiores constrangimentos é a capacidade de integração de um veículo aéreo não tripulado em diferentes meios, uma vez que este pode colocar em causa a segurança de outros tipos de veículos (tripulados de monitorização /combate).

Além da capacidade de integração, outro grande obstáculo à sua implementação em grande escala reside na comunicação, ou falta dela, com outros meios tripulados em tempo real. Esta situação leva a uma falta de precisão no que toca ao seu posicionamento e a segurança com os demais veículos.

Como toda a entidade que lida com catástrofes naturais, a ProCiv é regida por um regulamento/protocolo muito restrito. No que toca aos veículos aéreos em missão esta estipula a necessidade de retirada do veículo aéreo não tripulado aquando da chegada de um veículo tripulado (tanto de monitorização quanto de combate direto). Além das questões relacionadas com o protocolo, outro requisito importante para um veículo aéreo é a capacidade “*fail safe*”, ou seja, de garantir a recolha em tempo real não comprometendo a segurança aérea no meio de combate. Para isso, é necessário definir a missão e o propósito do mesmo.

Ao longo da entrevista, a Comandante enfatizou o facto de as zonas de atuação deste tipo de veículos aéreos serem de pouca cobertura de rede o que dificulta de certo modo a transmissão em tempo real dos dados obtidos e a autonomia de voo ser um critério crucial para o êxito do projeto, uma vez que se encontra aliada à complexidade das organizações : uma maior autonomia requer uma maior envergadura no sistema de monitorização (sendo a Força Aérea Portuguesa a única capaz de garantir um programa de grande autonomia de voo em território nacional).

Quando confrontados com o período de atuação, a Autoridade de Proteção Civil esclareceu que atualmente não existe um período de atuação específico, devido sobretudo às alterações climáticas, estando o programa atual disponível durante todo o ano sendo um gasto elevado para a entidade, o recrutamento de veículos aéreos tripulados em comparação com a aquisição de programas de monitorização tendo por base os UAV.

2. Associação de Bombeiros Voluntários Portugueses:

Ao entrevistar a Coordenadora da Escola Nacional de Bombeiros, Comandante Verónica Catarina, respostas a questões relativas às vantagens da implementação de UAV foram levantadas. Numa fase inicial foi apresentada com questões relacionadas com a forma de como estes mesmos veículos aéreos poderiam auxiliar na atividade terrestre respetiva às entidades competentes , a mesma respondeu que para si a ideia de UAV estava correta, uma vez que garante a vigilância dos espaços florestais e apresenta a capacidade de captar imagens que permitam a deteção de ignições, eventualmente acompanhar o desenvolvimento dos incêndios, contudo na sua opinião são demasiado caros e os seus dados atualmente não são disponibilizadas nomeadamente a entidades que trabalham na área. Por outro lado, existem desvantagens no seu ponto de vista tais como: burocracia a fim de proceder à aplicação de

técnicas florestais de prevenção, por exemplo, muitos procedimentos para se conseguir queimar o terreno, mesmo em contexto de formação.

3. Guarda Nacional Republicana (GNR):

A entrevista realizada ao Major Samouqueiro visou esclarecer aspetos relativos à operação e ao planeamento no decorrer do projeto de prevenção de incêndios rurais levado a cabo pela Guarda Nacional Republicana, mais precisamente pela célula existente: o SEPNA- Serviço de Proteção da Natureza e Ambiente.

A principal atividade desta célula de operação é analisar a situação descrita no momento da ocorrência, planejar e gerir o método de atuação assim como, alocar meios de forma eficiente sem ocorrer a duplicação dos mesmos. Existe por parte destes oficiais a publicação contínua de relatórios que visam auxiliar o planeamento das entidades no decorrer do processo de prevenção. A Guarda Nacional Republicana é responsável pelo processo de prevenção de incêndios rurais a nível nacional sendo distribuída pela seguinte forma: vigilância fixa da rede nacional de postos de vigia e vigilância nacional, vigilância móvel de todas as entidades que contribuem para o sistema e o complemento dos veículos aéreos, tanto tripulados quanto não tripulados. O cidadão comum exibe também um papel importante no processo de ocorrência e plano de atuação.

Em relação à existência de períodos de atuação específicos, o Major mostrou-se capaz de esclarecer que com a implementação de um novo sistema de atuação deu-se a substituição de período fixos de prevenção.

Com início a 7 de maio e término a 6 de novembro, o período crítico é marcado pelo programa “Floresta Segura” que conjuga a ativação da rede nacional de postos de vigia assim como, das equipas de manutenção e exploração florestais. Atualmente, devido sobretudo a alteração climática ocorre uma migração das ocorrências de incêndios rurais para meses como janeiro, fevereiro e março. No período anteriormente mencionado é desenvolvida uma rede primária que conta com cerca de 320 postos de vigia que por sua vez é complementada, de 29 de junho a 15 de outubro, pela rede secundária.

O pilar central dos sistemas de vigilância é de facto a rede nacional de postos de vigia tendo uma maior cobertura e abrangência de área. Os restantes sistemas funcionam como complementos do sistema principal. A Guarda Nacional Republicana possui apenas meios aéreos não tripulados sendo os restantes meios facultados por outras entidades como as Forças Armadas.

Os voos aéreos com veículos não tripulados apresentam categorias distintas: voo de patrulhamento (longa duração, por exemplo 4 horas) e missões pontuais (curta duração, por exemplo 30 minutos).

As dificuldades de gestão, operação e planeamento da implementação dos UAV de vigilância residem em lacunas na conectividade e falhas de rede, que como qualquer dispositivo tecnológico necessita de melhoria constante. Por outro lado, a autonomia e a meteorologia (condições adversas, ventos fortes, calor extremo, baixa visibilidade, entre outros) acabam por ser limitações severas modelando o tipo de missão a que o veículo aéreo irá cumprir.

De um modo geral, defende o aumento da automatização, da robustez e da precisão na tipologia de alertas que com as práticas reiteradas proporcionam um projeto melhorado a longo prazo.

4. Conclusão dos principais requisitos do plano de atuação

De um modo geral, é necessário que uma aeronave a ser projetada tenha em consideração as limitações de desempenho e alcance que baixas autonomias poderão provocar, assim como as condições meteorológicas adversas alocadas a todo o processo de gestão e planeamento que se encontram subjacentes ao projeto de prevenção.

É mandatário interligar a conceção de engenharia com a realidade da legislação existente assim como, as barreiras existentes que estas poderão causar no desenvolvimento de domínio de desempenho e eficiência. No **anexo A** é possível evidenciar cada entrevista na sua globalidade usufruindo das questões realizadas e respostas fornecidas.

CAPÍTULO 4- PROJETO CONCEITUAL DA AERONAVE

Nesta fase do projeto é apresentada a metodologia para concessionar a aeronave que concretiza de forma eficaz os requisitos exibidos ao longo do trabalho, tendo por base a revisão bibliográfica do Raymer (2018).

Existiram três fases cruciais na adoção de um projeto de criação de uma aeronave: projeto conceitual, preliminar e detalhado. Foram todas abordadas ao longo do trabalho, sendo descritas neste capítulo as fases conceituais e preliminares. Para isso, foi elaborada uma revisão bibliográfica tendo por base modelos de UAV existentes no mercado.

4.1 Requisitos de projeto

Segundo Abdalla (2009), um dos primeiros procedimentos ao se iniciar um novo projeto de criação de uma aeronave é o estabelecimento dos requisitos e objetivos de projeto (ROP). De realçar que ao longo do projeto a adoção de alguns parâmetros sofreram modificações devido sobretudo à necessidade de priorização que conduziu, posteriormente, a uma escolha seletiva no qual se adota um determinado requisito em detrimento de outro.

Segundo Sadraey (2013) diferentes configurações têm impactos significativos no desempenho e estabilidade do veículo aéreo. Devido a estas significativas influências, a escolha do modelo teve por base:

- Configuração de asa fixa, monoplane e retangular que auxilie na construção, colocando a mesma numa posição alta da fuselagem, aumentando assim a sua eficiência de voo;
- Cauda em “V” invertido, uma vez que favorece a estabilidade às rajadas e ventos fortes e reduz a área total de contacto com o escoamento de ar, diminuindo assim a força de arrasto gerada.
- Uma aeronave com propulsão elétrica é de facto menos poluente, contudo, não favorece a autonomia necessária para o projeto em causa. Assim, o modelo a adotar será um híbrido: combustão interna e elétrico, dando maior ênfase ao modelo de combustão interna.

Na **tabela 3** é possível evidenciar os requisitos da aeronave a ser projetada, subdividida em três categorias: requisitos de missão, desempenho e estabilidade. Ao longo do projeto estes mesmos

requisitos sofreram alterações de modo a conciliar todos critérios num único veículo que consiga assim auxiliar na prevenção de incêndios florestais.

Tabela 3- Requisitos de projeto (Fonte: Autor).

Requisitos de missão	Requisitos de desempenho	Requisitos de estabilidade
<ul style="list-style-type: none"> • Aeronave não tripulada; • Autonomia de voo superior a 8 horas; • Altitude de voo de cruzeiro 500-1000 m; • MTOW de 30 kg; • Máximo peso de carga 7 kg; • Velocidade de voo de cruzeiro 25 m/s; • Veículo de propulsão híbrida; • Alcance de pelo menos 150 km; • Velocidade máxima de voo 35 m/s; • Velocidade de Stall (perda) inferior a 15 m/s; • Deve cumprir com a legislação existente emitida pela ANAC; 	<ul style="list-style-type: none"> • Altitude de operação inferior a 4000 metros • Descolagem e aterragem vertical (propulsão elétrica); • Voo nivelado (combustão interna); • Descolagem em qualquer terreno; • Baterias de rápido carregamento; • Reserva de autonomia na aterragem de pelo menos 5%; • Deverá resistir a ventos e rajadas de até 15 m/s; • Fator estrutural de segurança de 1.5; 	<ul style="list-style-type: none"> • Autonomia de voo; • Piloto automático; • Controlo de voo e estabilidade da aeronave; • Aeronave estruturalmente e aerodinamicamente estável.

4.2 Plano de missão

O plano de missão apresentado na **figura 9** cumpre o que a aeronave terá de desempenhar tanto a nível de cruzeiro quanto de alcance. Não se trata de uma aeronave de combate direto, mas sim uma aeronave que consiga monitorizar as áreas florestais mais afetadas por incêndios e prevenir assim a ocorrência em grande escala dos mesmos.

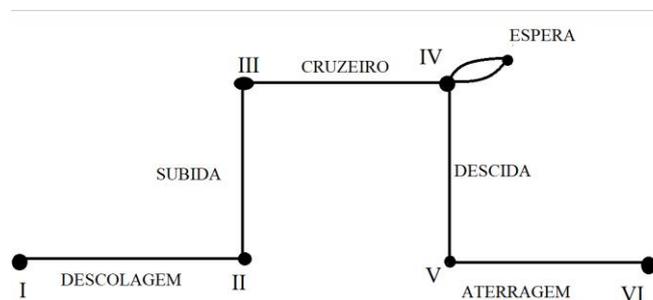


Figura 9- Esboço do Plano de missão do UAV (Fonte: Autor).

- | | |
|---|--------------------------------------|
| I. Descolagem; | IV. Espera (<i>Loiter</i>); |
| II. Subida ou aceleração para a velocidade e altitude de cruzeiro; | V. Descida; |
| III. Cruzeiro até ao destino ou trajetória de voo; | VI. Aterragem. |

Existem detalhes em relação à configuração e principais constituintes que foram tidos em conta durante o processo de projeto da aeronave, tais como: a estimativa do peso da aeronave, o modelo propulsivo, componentes não dimensionáveis, estabilizadores e superfícies sustentadoras.

4.3 Estimativa do Peso da Aeronave

O desenvolvimento de um projeto de aeronave pressupõe a estimativa de um peso máximo à descolagem (MTOW- Maximum Take-Off Weight), que constitui um dos pontos mais importantes para o desenvolvimento do projeto. Contudo devido às reduzidas informações sobre o veículo aéreo poderá não ser uma estimativa muito precisa, uma vez que foram considerados dados de aeronaves de modelo e fabrico semelhante.

Segundo Raymer (2018) podemos classificar o peso de uma aeronave W_0 como a soma numérica:

$$W_0 = W_{fuel} + W_{payload} + W_{empty} \quad (1.1)$$

- W_0 - Peso máximo da aeronave à descolagem;
- W_{fuel} - Peso do combustível a utilizar;
- $W_{payload}$ -Peso da carga a transportar;
- W_{empty} - Peso da aeronave vazia.

Ou seja, com a soma algébrica do peso do combustível, carga e da aeronave vazia obtemos o peso total da aeronave à descolagem.

Para calcular o peso da aeronave vazia foi tido em conta a massa resultante da modelação da mesma em programas CAD atribuindo o material adequado à sua conceção. Já a massa máxima de carga, assim como de combustível, foram calculadas através das estimativas provenientes

do livro do Raymer (2018) relativo ao design e conceção de uma aeronave. Ao simplificar a equação (1.1) temos que:

$$W_o = \frac{W_{fuel}}{W_o} \cdot W_o + W_{payload} + \frac{W_{empty}}{W_o} * W_o \Leftrightarrow \quad (1.2)$$

Reescrevendo a equação em função das frações de peso temos:

$$\Leftrightarrow W_o = \frac{W_{payload}}{1 - \left(\frac{W_{fuel}}{W_o}\right) - \left(\frac{W_{empty}}{W_o}\right)} \Leftrightarrow$$

Sendo que pela literatura de Raymer (2018) temos que:

$$\frac{W_{empty}}{W_o} = A \cdot W_o^c \cdot K_{vs} \quad (1.3)$$

Como se trata de um UAV de pequenas dimensões, assumimos os valores indicados por Raymer (2018): $A=0.97$, $C= -0.06$ e $K_{vs}= 1.04$. A valor K_{vs} reflete o *sweep* da asa (ângulo de enflechamento do bordo de ataque , ou da linha central da asa) que neste modelo é considerado constante.

De realçar que as restantes constantes foram obtidas através do recurso a ferramentas de interpolação da fração do peso total à descolagem em função do peso vazio da aeronave dos modelos de veículos aéreos não tripulados, como exibido na **figura 10**. Já na **tabela 4** é possível evidenciar as estimativas para os diferentes tipos de aeronaves.

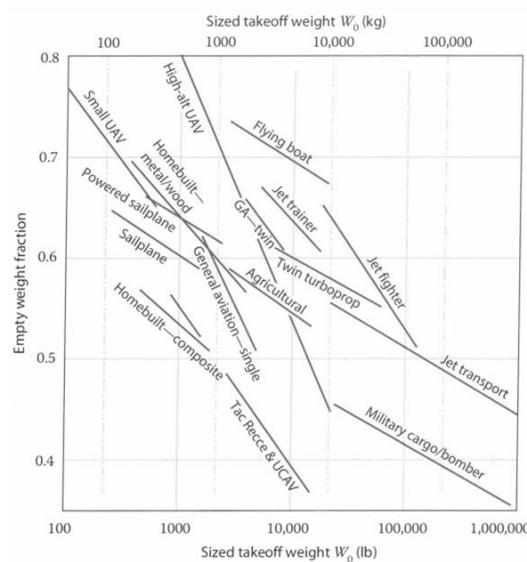


Figura 10- Relação entre o peso vazio e o peso à descolagem para diferentes categorias de aeronaves (Fonte: Raymer, 2018).

Tabela 4-Tabela de estimativa do peso da aeronave (Fonte: Raymer,2018).

$W_e/W_0 = AW_0^C K_{vs}$	A	{A-metric}	C
Sailplane—unpowered	0.86	{0.83}	-0.05
Sailplane—powered	0.91	{0.88}	-0.05
Homebuilt—metal/wood	1.19	{1.11}	-0.09
Homebuilt—composite	1.15	{1.07}	-0.09
General aviation—single engine	2.36	{2.05}	-0.18
General aviation—twin engine	1.51	{1.4}	-0.10
Agricultural aircraft	0.74	{0.72}	-0.03
Twin turboprop	0.96	{0.92}	-0.05
Flying boat	1.09	{1.05}	-0.05
Jet trainer	1.59	{1.47}	-0.10
Jet fighter	2.34	{2.11}	-0.13
Military cargo/bomber	0.93	{0.88}	-0.07
Jet transport	1.02	{0.97}	-0.06
UAV—Tac Recce & UCAV	1.67	{1.47}	-0.16
UAV—high altitude	2.75	{2.39}	-0.18
UAV—small	0.97	{0.93}	-0.06

K_{vs} = variable sweep constant = 1.04 if variable sweep = 1.00 if fixed sweep

Com as considerações anteriormente apresentadas foi possível deduzir uma equação que, através da introdução do peso da aeronave vazia (proveniente do programa CAD- Solidworks), permitiu obter o valor respetivo do peso total da mesma.

$$W_0 = \left[\frac{W_{empty}}{1.0088} \right]^{\frac{1}{0.94}} \quad (1.4)$$

Essa foi a primeira e mais rudimentar forma de estimar o peso da aeronave, sem considerar o peso do combustível, contudo o valor mais correto passa por somar as diferentes contribuições. Posteriormente foi adotado um método com um desvio minimizado.

Existem diferentes fases de voo no qual cada uma terá uma determinada contribuição para o desempenho da aeronave selecionada como mencionado no **tópico 4.2**: a descolagem, subida, cruzeiro, espera, descida e aterragem. Para estabelecer uma equação credível foi tido em conta os dados de um modelo semelhante: UAV Penguin B VTOL, como exibido na **figura 11**, assim como os dados presentes na **tabela 5**.



Figura 11- Modelo UAV Penguin B VTOL (Fonte: UAV Factory, 2019).

Tabela 5- Dados de Especificação UAV Penguin B VTOL (UAV Factory, 2019).

AIRCRAFT SPECIFICATIONS	
Launch method	Vertical takeoff using four electric motors
MTOW	30 kg / 66.1 lb
Max payload weight	7.2 kg / 15.8 lb
Payload and fuel weight combined	11.7 kg / 25.7 lb
Empty weight *	17.2 kg / 37.9 lb
Volume available for payload	20 liters / 5.28 gal
Wingspan	3.9m / 12.7 ft
Main wing area	1.02 m ² / 10.97 ft ²
Cruise speed	23 - 25 m/s (44.7-48.5 knots)
Ceiling *	4000 m / 13123 ft AMSL
Endurance *	8+ hours
FORWARD PROPULSION GASOLINE ENGINE SPECIFICATIONS *	
Engine type *	28 cc EFI 2-stroke, air cooled
Fuel type	Unleaded gasoline, RON98
Fuel tank capacity	3 liters (optional 7.5 liters)
Forward propulsion engine power	2.5 hp

Para a estimativa do peso verificámos que:

- $V = 23 \text{ m/s}$ (75,45 ft/s);
- $R = 150 \text{ mi}$ (792000 ft);
- $C = 0,4 \text{ l/hr}$ (0,00011 l/s);
- $E = 8 \text{ horas}$ (28800 s).

Sendo V a velocidade de cruzeiro do veículo aéreo, E a autonomia de voo, C o consumo específico de combustível por parte do UAV e R o alcance (horizontal) do veículo aéreo.

Tendo por base a **tabela 6** proveniente da literatura de Raymer, o consumo específico respetivo a motor a pistão-hélice adotado para este modelo é dado por estimativa como um valor de 0,068 mg/Ws.

Tabela 6-Consumo específico de combustível para diferentes motores (Fonte: Raymer, 2018).

Propeller: $C = C_{power} V / \eta_p = C_{bhp} V / (550 \eta_p)$ Typical C_{bhp} : lb/hr/bhp {mg/W-s}	Cruise	Loiter
Piston-prop (fixed pitch)	0.4 {0.068}	0.5 {0.085}
Piston-prop (variable pitch)	0.4 {0.068}	0.5 {0.085}
Turboprop	0.5 {0.085}	0.6 {0.101}

Assim, o peso para diferentes fases e estágios de voo, como mencionado no **tópico 4.2**, foi estimado conforme descrito de seguida.

I - Descolagem:

Tendo por base a literatura existente a relação entre o peso de descolagem e o inicial assume um valor de 0,97 como é possível evidenciar na **tabela 7**. De realçar que, mesmo sendo um modelo de UAV híbrido com VTOL em motor elétrico, para o peso da aeronave seja o mais coincidente com o real estimou-se uma possível descolagem e aterragem recorrendo apenas aos motores de combustão interna, caso ocorresse uma falha dos motores elétricos ou baterias incorporadas no modelo apresentando assim uma situação extrema de análise.

$$\frac{W_I}{W_0} = 0,970 \quad (1.5)$$

Sendo W_I o peso no decorrer da descolagem e W_0 no início do estágio de voo.

Tabela 7-Frações de Peso para os diferentes segmentos da missão de voo (Fonte: Raymer, 2018).

Mission Segment	(W_i / W_{i-1})
Warmup and takeoff	0.970
Climb	0.985
Landing	0.995

II - Subida:

Tendo por base a literatura existente a relação entre o peso de subida e o peso de descolagem assume um valor de 0,985 como é possível evidenciar na **tabela 7** apresentada anteriormente.

$$\frac{W_{II}}{W_I} = 0,985 \quad (1.6)$$

Sendo W_{II} o peso do veículo aéreo na subida e W_I o peso no decorrer da descolagem.

III - Cruzeiro:

Tendo por base as equações de *Breguet* relativas ao alcance, R , de uma aeronave temos que:

$$R = \frac{V L}{c D} \cdot \ln \frac{W_{II}}{W_{III}} \quad (1.7)$$

Ao colocá-la em função da fração de pesos tem-se que:

$$\frac{W_{III}}{W_{II}} = e^{\frac{-RC}{VL/D}} \quad (1.8)$$

Sendo V a velocidade de cruzeiro do veículo aéreo, E a autonomia / endurância, L a sustentação, D o arrasto gerado, C o consumo específico de combustível por parte do UAV, W_{III} o peso da aeronave em cruzeiro e W_{II} o peso da aeronave no estágio de subida e R o alcance (horizontal) do veículo aéreo.

De forma a calcular a estimativa da fração L/D , eficiência aerodinâmica, em cruzeiro recorreremos à equação apresentada por Raymer:

$$\frac{L}{D} = KLD \cdot \sqrt{\frac{A}{S_{wet}/S_{ref}}} \quad (1.9)$$

No qual KLD assume um papel de constante empírica de curvas de interpolação de diferentes modelos de aeronaves, sendo que para os veículos aéreos de asa fixa apresenta um valor 9.

De forma a calcular o valor de S_{wet} / S_{ref} (o rácio entre a área das superfícies sustentadoras e a área total da aeronave) o gráfico presente na **figura 12** exhibe um valor base para aeronaves de diferentes modelos de asas, sendo que para asas retangulares, como o modelo Cessna Skylane RG, a fração apresentada exhibe um valor de 4 unidades. Tendo por base a estimativa anterior o alongamento, A , assumiu um valor de 2,5. Assim, pela equação (1.9):

$$\frac{L}{D} = 7,115 \quad (1.10)$$

Logo, com os dados de estimativa anteriormente apresentados temos pela equação (1.8) que:

$$\frac{W_{III}}{W_{II}} = 0,948 \quad (1.11)$$

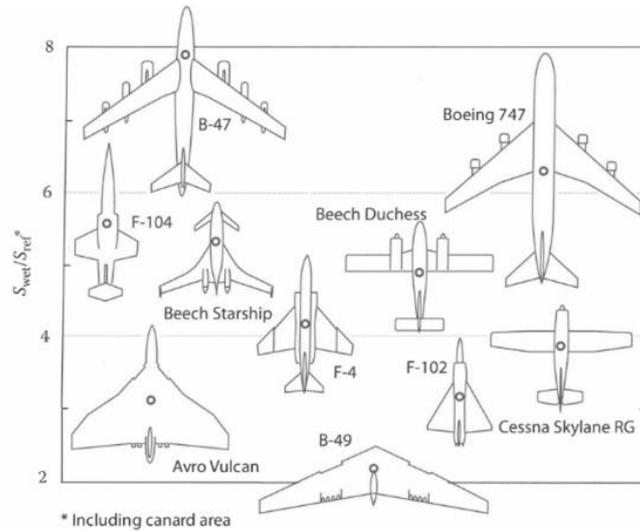


Figura 12 - Fração S_{wet}/S_{ref} para diferentes modelos de asas (Fonte: Raymer,2018).

IV - Espera

Tendo por base as equações de Breguet, neste caso respetivo à *endurance* (autonomia) temos que:

$$E = \frac{L/D}{c} \cdot \ln \frac{W_{III}}{W_{IV}} \quad (1.12)$$

Sendo E a autonomia de voo , L a sustentação , D o arrasto gerado, C o consumo específico de combustível por parte do UAV , W_{III} o peso da aeronave em cruzeiro e W_{IV} o peso da aeronave no estágio de espera .

Ao colocá-la em função da fração de pesos temos que:

$$\frac{W_{IV}}{W_{III}} = e^{\frac{-EC}{L/D}} \quad (1.13)$$

A autonomia estimada tendo por base os dados anteriores da **tabela 5** foi de 8 horas (28800 segundos).

A eficiência aerodinâmica para motores a pistão-hélice na fase de voo de Espera assume, segundo Raymer (2018) um valor de 0,866 L/D em cruzeiro como representado na **tabela 8**.

Sendo assim:

$$\frac{W_4}{W_3} = 0,600 \quad (1.14)$$

Tabela 8-Tabela de relação do Peso em Espera e Cruzeiro (Fonte: Raymer, 2018).

	Cruise	Loiter
Jet	0.866 L/D_{max}	L/D_{max}
Prop	L/D_{max}	0.866 L/D_{max}

V - Descida

Tendo por base a literatura existente a relação entre o peso de descida e de espera assume um valor de 0,995 como é possível evidenciar na **tabela 7**.

$$\frac{W_V}{W_{IV}} = 0,995 \quad (1.15)$$

VI - Aterragem

Para calcular a razão entre o peso de aterragem e o peso inicial foi efetuado o produto entre todas as frações nas diferentes fases.

$$\frac{W_V}{W_0} = 0,970 * 0,985 * 0,948 * 0,600 * 0,995 = 0,514$$

Sendo que, ao assumir um combustível de 5% de contingência para operações de emergência que poderão ser adotadas durante o voo, podemos calcular a razão entre o combustível e o peso total da aeronave pela seguinte condição:

$$\frac{W_f}{W_0} = 1,05 \cdot (1 - 0,514) = 0,482$$

Recuperando a equação (1.2) simplificada temos que:

$$W_0 = \frac{W_{payload}}{0,5177 - (0,97 \cdot W_0^{-0,06})} \quad (1.16)$$

Depois da análise da estimativa de peso foi necessário contemplar o modelo propulsivo de forma a dimensionar os componentes não estruturais que a aeronave necessitaria de apresentar para um bom funcionamento da mesma.

4.4 Modelo Propulsivo

Numa fase inicial, o desejo de projeção do veículo aéreo contemplava a sua propulsão elétrica, contudo, devido a requisitos de desempenho e autonomia de voo, adotou-se um modelo propulsivo híbrido conjugado com hélices para um VTOL (através de motores elétricos) com uma asa fixa para um voo nivelado. É de realçar que os motores de combustão interna apresentam uma maior autonomia que os motores elétricos, daí a sua adoção em grande parte do voo.

Será adotado um motor a quatro tempos onde o ciclo termodinâmico completo é elaborado em cada duas voltas do eixo, sendo que a primeira volta comporta as etapas de admissão e compressão. Já a segunda fase é realizada tendo por base a transferência de calor e a exaustão (adoção de um motor pistão + hélice).

4.4.1 Configuração de modelo propulsivo

Após uma análise minuciosa do mecanismo de funcionamento do sistema propulsivo, assim como dos diferentes constituintes, é exibido agora um esquema geral do projeto propulsivo da aeronave a ser projetada, conforme mostrado na **figura 13**.

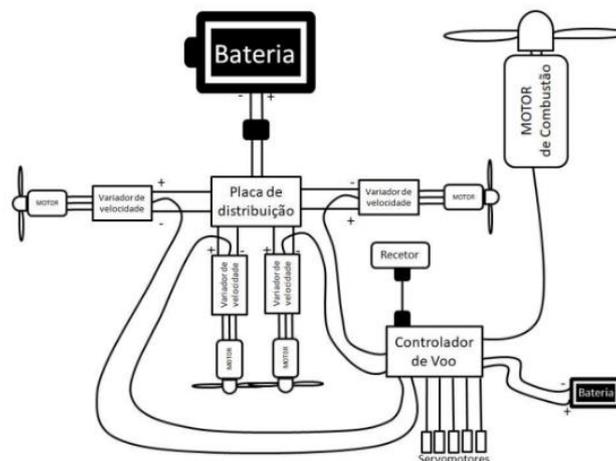


Figura 13-Esquema global do sistema propulsivo (Fonte: FEUP, 2019).

Terá assim como **principais componentes**:

- Quatro motores elétricos;
- Quatro variadores de velocidade;
- Um controlador de velocidade;
- Um motor de combustão interna;

- Duas baterias;
- Uma placa de distribuição;
- Um recetor;
- Três Servomotores (dois para o estabilizador horizontal e um para o estabilizador vertical).

4.4.2 Outros componentes

O número total de componentes que fazem parte da estrutura do veículo aéreo é significativo, contudo são descritos de seguida os principais componentes tanto dimensionáveis quanto não dimensionáveis:

- Controlador de voo;
- Câmara térmica;
- Acelerómetro;
- Giroscópio;
- Unidade de medição de inércia;
- Global Positioning System (GPS).

Por outro lado, o **anexo B** exibe uma abordagem mais detalhada da caracterização e principais requisitos dos diferentes componentes que constituem o modelo projetado.

CAPÍTULO 5- DESENVOLVIMENTO DE UM PROJETO UAV

Após a exposição dos principais requisitos e características do UAV a ser desenvolvido, cabe agora recolher a informação anteriormente apresentada de forma a criar um modelo de veículo aéreo não tripulado.

Numa fase inicial podemos apresentar como principais constituintes de um UAV os seguintes:

- Armadura/ Estrutura;
- Motores;
- Propulsores/ Hélices;
- Recetor;
- Acelerómetro;
- Giroscópio;
- Barómetro;
- GPS;
- Magnetómetro;
- Bateria
- Transmissor;
- Câmara térmica.

Na **tabela 9** é possível evidenciar as principais características do veículo aéreo:

Tabela 9- Principais características do modelo (Fonte: Autor).

Domínio	Categoria	Designação
Asa principal	Número	Monoplano
	Localização	Asa Média/ Alta
	Tipo	Retangular
	Configuração	Asa Fixa
	Estrutura	Encastrada
Hélices	Nº de hélices	Cinco
	Nº de pás por hélice	Duas
	Configuração	Configuração para voo vertical

De realçar que em comparação com modelos já existentes, nomeadamente o Penguin B VTOL, este veículo aéreo não tripulado apresenta um menor peso, uma maior fração de fibra de carbono na sua constituição, um perfil NACA diferenciado, assim como um menor comprimento, menor largura, menor área de superfície sustentadora, câmara de recolha de dados não retrátil e a adoção significativa de *winglets* nas asas.

Na **figura 14** é apresentado um esboço desta conceção recorrendo às ferramentas de modelação do software **SolidWorks**.

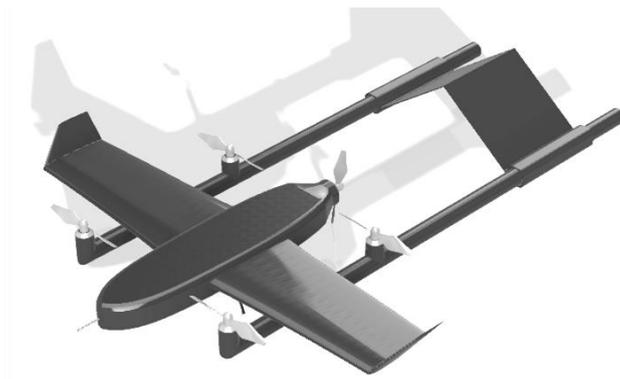


Figura 14- Esboço do UAV (Fonte: Autor).

Com o estabelecimento do esboço a ser desenvolvido, a fase que se seguiu foi a estimativa do peso e dos componentes a serem implementados na aeronave.

5.1 Estimativa do peso

Como mencionado anteriormente o peso total de uma aeronave reside na consideração do peso estrutural, peso do combustível e da carga útil.

Através do recurso ao software *Solidworks* o modelo criado da aeronave assume uma massa estrutural de 10,285 kg (considerada como M_x), e podem igualmente ser calculadas as suas matrizes de inércia e dados estruturais que são exibidas na **tabela 10**.

Tabela 10- Dados geométricos da aeronave (Fonte: Solidworks).

Dados de análise do veículo aéreo	
Massa (kg)	10,285
Área de superfície (m ²)	3,910
Volume (dm ³)	11
Momentos de inércia em função do centro de massa (g/m ²)	$I_{xx}= 0,1255 \text{ kg/m}^2$ $I_{yy}=0,7926 \text{ kg/m}^2$ $I_{zz}=0,9154 \text{ kg/m}^2$ $I_{xz}=0,01587 \text{ kg/m}^2$

A acrescentar a esta massa teremos as baterias a serem utilizadas e componentes dimensionáveis como mencionados na **tabela 11**.

Tabela 11- Massa total da aeronave sem a contabilização de combustível (Fonte: Autor).

Componentes	Massa (kg)
Aeronave projetada estruturalmente	10,285
Baterias LiPo (genérico)	1,000
Servomotores	0,100
Controlador de voo (genérico Pixhawk)	0,016
Controlador de velocidade eletrónico	0,150
Total	11,555 kg

De realçar que a massa dos componentes exibidos na tabela são os adotados para o sistema devido à sua compatibilidade com os modelos de veículos aéreos atualmente em funcionamento no mercado. Assim sendo, o peso da aeronave sem a contabilização do combustível (W_{empty}) é de 11,55 kg = 113,3 N.

Recorrendo à equação (1.16) temos que o peso total da aeronave (W_0) é dado por:

$$W_0 = \frac{W_{payload}}{0,5177 - (0,97 \times W_0^{-0,06})}$$

Recorrendo ao *Symbolab* para a resolução da equação apresentada anteriormente verificamos que $W_0 = 22,494$ kg (Massa máxima da aeronave à decolagem).

5.2 Estimativa do peso em cada fase do voo

O peso total da aeronave à decolagem (MTOW) foi mencionado anteriormente, mas como é do nosso conhecimento, diferentes fases do perfil de missão exigem, por parte do veículo aéreo, pesos distintos como apresentados no capítulo anterior (item 4.3) e resumidos na **tabela 12** para os valores da aeronave a ser projetada.

Tabela 12- Peso em cada fase de voo (Fonte: Autor).

Fase de voo	Peso (x g)
Decolagem	21,819 kg
Subida	21,492 kg
Cruzeiro	20,374 kg
Espera	12,224kg
Aterragem	12,160 kg

O peso no momento da aterragem contempla um combustível adicional de 5% para situações de contingência em relação ao peso da aeronave.

5.3 Caracterização geométrica dos componentes do UAV

Nesta fase foram caracterizados os componentes utilizados no UAV projetado de modo a abordar a sua geometria assim como material utilizado. Nas **figuras 15 ,16 e 17** é possível averiguar a projeção da aeronave nos diferentes planos.

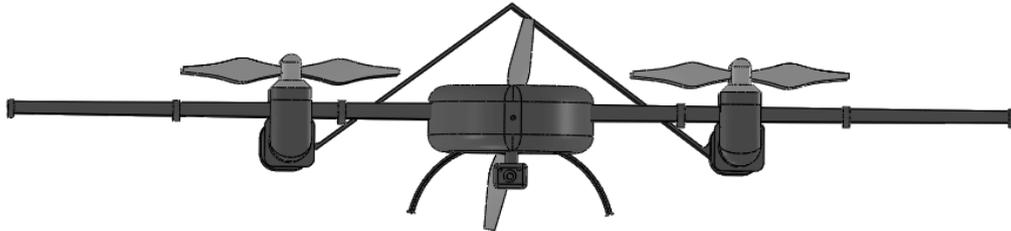


Figura 15-Projeção frontal do UAV (Fonte: SolidWorks,2022).

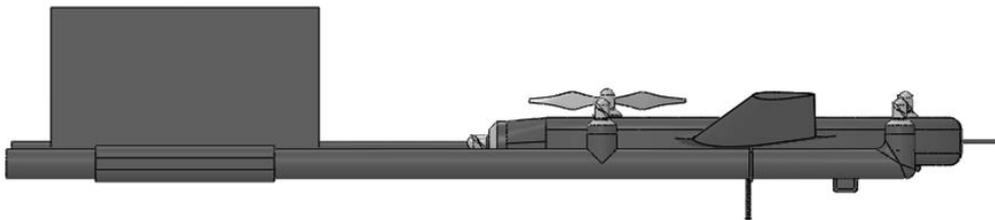


Figura 16-Projeção lateral do UAV (Fonte: SolidWorks,2022).

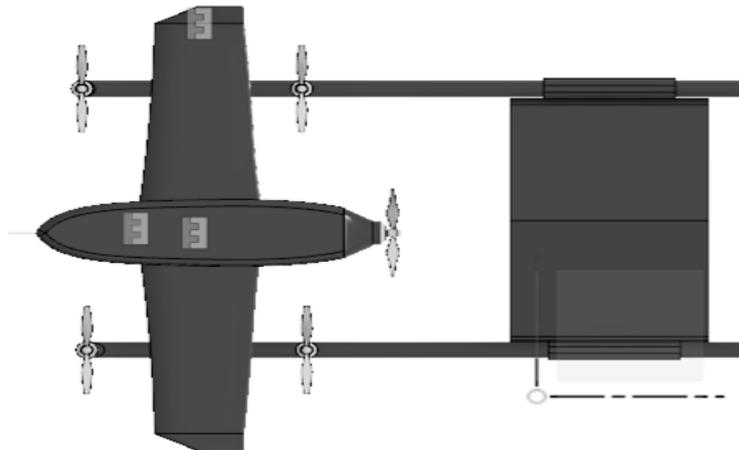


Figura 17-Projeção superior do UAV (Fonte: Solidworks, 2022).

De forma a garantir a eficiência estrutural da nossa superfície sustentadora (a asa fixa) foram aplicadas nervuras e longarinas como é possível evidenciar nas **figuras 17 e 18**. As hélices e motores foram projetados tendo em conta os utilizados no mercado atual coincidindo com a sua geometria e peso.

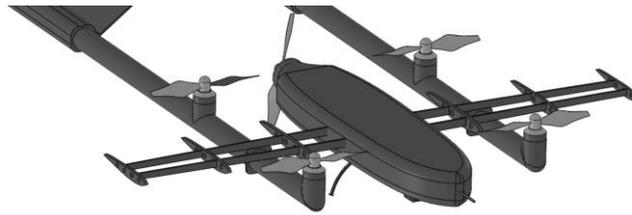


Figura 18-Estrutura de suporte asas (Fonte: Autor).

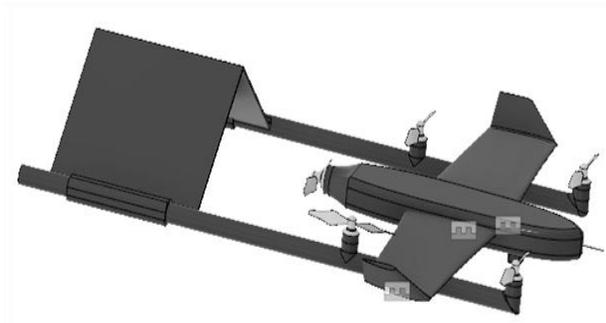


Figura 19-Projeção geral do UAV (Fonte: Autor).

5.4 Dimensões do UAV

Na **tabela 13** é possível evidenciar todas as dimensões e medidas principais da aeronave projetada.

Tabela 13- Dados geométricos do UAV (Fonte: Autor).

Aeronave	Comprimento(m)	1,50
	Largura(m)	1,33
	Altura(m)	0,37
Fuselagem	Comprimento(m)	0,775
	Largura(m)	0,175
	Altura(m)	0,08
Asa	Envergadura(m)	1,230
	Área (m ²)	0,282
	Corda Ct (m)	0,205
	Corda aerodinâmica média -MAC (m)	0,241
	Corda Cr (m)	0,295
	Aspect Ratio	5,361

	Taper Ratio	0,254
	Espessura(m)	0,022
	Perfil	NACA 2412
	Corda na Raiz(m)	0,031
<i>Winglets</i>	Sweep(°)	57,2°
	Altura(m)	0,050
Estabilizador traseiro	Largura(m)	0,450
	Altura (m)	0,275
	Comprimento(m)	0,711
	Perfil	NACA 2412
	Ângulo de simetria(°)	53,1°

Os dados geométricos apresentados anteriormente foram obtidos através das medições disponíveis no software SolidWorks , sendo parâmetros de estudo e aperfeiçoamento em função de um melhor desempenho por parte do veículo aéreo.

Por fim ,o fator de **eficiência de Oswald** (e) , necessário no cálculo da potência e eficiência propulsiva é calculado , tendo por base a literatura de Raymer (2018), a partir da seguinte relação:

$$e = 4,61. (1 - 0,045. AR^{0,68}) - 0,64 \quad (1.17)$$

Logo o fator de eficiencia de Oswald (e) é 3,58.

CAPÍTULO 6 – ANÁLISE DE DESEMPENHO DO PROJETO UAV

Após o desenvolvimento do veículo aéreo e posterior caracterização geométrica dos componentes estruturais, a fase final do projeto constituiu uma análise ao desempenho do UAV desenvolvido, tendo por base os requisitos previamente mencionados.

Esta análise visou compreender o comportamento a nível de controlo e estabilidade do veículo aéreo assim como o seu desempenho aerodinâmica, eficiência estrutural e propulsiva. Num panorama geral e após a realização dos diversos estudos verificou-se que a aeronave estava apta a voar com um comportamento admissível tanto a nível aerodinâmico quanto estabilidade e propulsivo, que foi detalhado ao longo do capítulo. De forma a analisar um vasto leque de situações críticas para o modelo em estudo foram realizadas simulações com diferentes ângulos de ataque e velocidades de voo permitindo assim, aproximar o comportamento proveniente dos dados computacionais com a realidade de uma missão de prevenção e monitorização de incêndios florestais.

6.1 Simulação de comportamento aerodinâmico

Para o estudo aerodinâmico considerou-se, numa fase inicial, o perfil alar selecionado para o UAV, o perfil NACA 2412, no qual através do software XFLR5 obteve-se os gráficos relativos ao comportamento do coeficiente de sustentação, C_l , em função do ângulo de ataque assim como da distribuição de pressões.

A escolha do perfil residiu numa análise a modelos já existentes permitindo selecionar, perante a vasta diversidade de modelos, o que melhor correspondia aos requisitos da missão a ser desempenhada pelo veículo aéreo.

O software XFLR5, desenvolvido numa fase inicial por Estenson (1996) na sua dissertação de mestrado constituiu uma ferramenta de análise de perfis alares, asas e aviões que operem a números de Reynolds reduzidos. Este software inclui capacidades de análise direta do XFoil, capacidades de projeto e análise de asas que têm por base a Teoria da Linha de Sustentação de Prandtl, o Método Vortex Lattice e o Método de Painel tridimensional. É um open source para várias plataformas podendo ser obtido gratuitamente.

Para a simulação em causa foi necessário definir o número de Reynolds para uma determinada condição de voo, que neste caso seria o estágio de voo cruzeiro, velocidade aproximada de 25 m/s.

Para uma altitude de voo cruzeiro de $h = 750$ m temos que:

- Temperatura – $T = 283.275$ K
- Pressão- $P = 92.633$ kPa
- Densidade- $\rho = 1,139$ kg/m³
- Viscosidade do fluido:
 $\mu = 1.787 \times 10^{-5}$ Pa.s
- Corda- $D = 0,295$ m

Assim tendo por base a equação de cálculo do número de Reynolds:

$$Re = \frac{\rho V D}{\mu} \quad (1.18)$$

O valor de Re para uma simulação em voo de cruzeiro, com velocidade de voo de 25 m/s a altitude de 750 metros é de $3,26 \times 10^5$. Após o estabelecimento do número de Reynolds, o desempenho do perfil selecionado foi analisada apresentando na seguinte tabela as principais características aerodinâmicas do perfil em causa para as condições de voo estabelecidas. De realçar que gráficos complementares se encontram no **anexo C**.

Tabela 14- Principais dados aerodinâmicos do perfil NACA 2412 (Fonte: XFLR5,2022).

Variável	Valor
$C_L/C_{D\text{ máx}}$ - razão de coeficientes de sustentação- arrasto máxima	28,6
$C_{L\text{ máx}}$ - Coeficiente de sustentação máximo	1,4
$\alpha_{\text{ máx}}$ - ângulo de ataque máximo	15°
$C_{m, \text{ máx}}$ - coeficiente de momento máximo	-0,01

Verificamos que aos 15° de ângulo de ataque de um voo nivelado com velocidade de 25 m/s o perfil selecionado entra em perda o que levará a adoção de um ângulo de ataque máximo por parte da aeronave inferior de forma a existir um cariz de segurança acrescido.

Após a análise do perfil, testes aerodinâmicos em voo de cruzeiro foram realizados ao modelo de UAV apresentado anteriormente: polar de arrasto, coeficiente de sustentação, ângulo de ataque, coeficiente de momento, coeficiente de arrasto e de pressão, no qual os gráficos respetivos a cada variável em estudo encontram-se no **anexo D**. A **tabela 15** reflete os principais dados aerodinâmicos do modelo projetado.

Tabela 15- Principais dados aerodinâmicos do Modelo UAV (Fonte: XFLR5,2022)

$C_{Lmáx}$	Coeficiente de Sustentação máximo	1,008	C_{mo}	Coeficiente de momento zero em voo cruzeiro	-0,021
$\alpha_{CLmáx}$	Ângulo de ataque para coeficiente de sustentação máximo	11°	$(C_L/C_d)_{cruise}$	Razão de sustentação-arrasto em voo cruzeiro	17,185
$(C_L/C_D)_{máx}$	Razão máxima de sustentação- arrasto	21,265	$(C_{L0}^{3/2}/C_{D0})$	Razão sustentação ^{3/2} -arrasto em cruzeiro	3,598
$(C_L^{3/2}/C_D)_{máx}$	Razão máxima de sustentação ^{3/2} - arrasto	18,74	$C_{mL=0}$	Coeficiente de momento zero em voo cruzeiro	-0,054
$C_{L\alpha}$	Declive da reta C_L vs α (°)	0,07	$(C_L^{1/2}/C_D)_{máx}$	Razão máxima de sustentação ^{1/2} - arrasto	18,592
C_{D0}	Coeficiente de arrasto zero	0,02	(C_{L0})	Coeficiente de sustentação zero	0,173
$(C_D)_{máx}$	Coeficiente de arrasto máximo	0,054	$(C_m)_{máx}$	Coeficiente de momento máximo	0,151
$\alpha_{L=0}$	Ângulo de ataque para coeficiente de sustentação nulo	-2,3°	$C_{p_{máx}}$	Coeficiente de pressão máximo	1,88

A autonomia máxima, caracterizada pelo tempo total que a aeronave permanece no ar com o tanque de combustível, é alcançada recorrendo a força de propulsão mínima, consumo de combustível específico reduzido, ou seja, máxima razão sustentação^{3/2}-arrasto. Já o valor máximo de alcance, distância total percorrida pela aeronave desde a decolagem até a aterragem, é conseguido através da razão entre o coeficiente de sustentação-arrasto máxima, ou seja, com a força de propulsão mínima.

Outro método eficaz de maximização da autonomia reside na redução da altitude de voo recorrendo assim a um aumento na densidade do fluido circundante – o ar atmosférico.

Com os dados obtidos através das simulações no software XFLR5 foi possível calcular as velocidades de decolagem, aterragem e de perda da aeronave projetada, como demonstrado na **tabela 16**.

Tabela 16- Velocidades de voo (Fonte: Autor).

Dados	Fórmula	Valor
Velocidade de perda (stall)	$\sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L,máx}}}$	12,67 m/s
Velocidade de decolagem (take-off)	$1.2 \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L,máx}}}$	15,2 m/s
Velocidade de aterragem (landing)	$1.3 \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L,máx}}}$	16,5 m/s

Verificamos que em concordância com os requisitos apresentados anteriormente, a velocidade de perda apresenta um valor inferior a 15 m/s.

6.2 Análise de controlo e estabilidade

De modo a analisar o desempenho da aeronave no que toca ao controlo e estabilidade da mesma em voo foram realizadas simulações recorrendo ao programa desenvolvido em MatLab presente no **anexo E**.

Existem, perante a literatura analisada, diversos modelos de simulação de estabilidade e controlo sendo que o utilizado para analisar o comportamento da aeronave projetada fora a “tesoura de vento” com a caracterização de estabilidade de um “fugóide” - período longo. O modelo fugóide, em inglês Phugoid, reflete a variação significativa da velocidade do ar assim como, da inclinação da aeronave e da sua altitude devido à presença de ventos fortes no sentido vertical e radial ao deslocamento da aeronave. Sendo a escolha mais adequada para análise, uma vez que a aeronave estará submetida a ventos de sentido ascendente e descendente assim como, radial.

A oscilação existente no modelo fugóide, representada na **figura 20** reflete uma lenta conversão de energia cinética e potencial em energia de equilíbrio de forma que a aeronave atinja o equilíbrio tanto a nível de velocidade quanto altitude. Segundo Reid (1996) os efeitos neste tipo de modelo são lentos não revelando resultados a curto prazo.

Contudo, devido ao deslocamento tardio da aeronave esta apresenta um intervalo de tempo considerável que permite corrigir a sua posição alcançando a estabilidade.

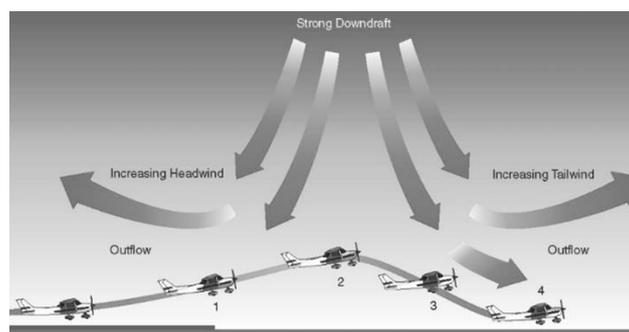


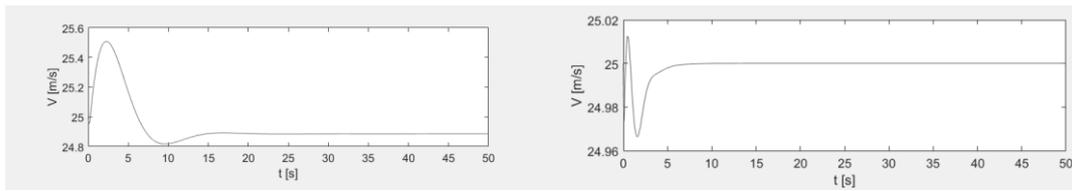
Figura 20- Modelo Fugóide (Fonte: ResearchGate,2018).

Para prosseguir com o estudo era de extrema importância definir as variáveis respetivas a estabilidade da aeronave, como são demonstradas na tabela presente no **anexo F**. Estas mesmas variáveis foram obtidas através do Software XFLR5, no domínio de controlo e estabilidade.

De forma a elaborar um estudo próximo da realidade a que o modelo aéreo seria submetido, 25 km/h constituiu o valor estabelecido de velocidade tanto vertical quanto radial do vento atmosférico, valor apresentado no **capítulo 3** através da análise dos dados meteorológicos das regiões florestais propícias à implementação do programa de monitorização.

O tempo de simulação a que a aeronave foi submetida fora de 100 s, a uma altitude de 750 metros. Foram realizadas duas simulações distintas, uma sem a presença do Sistema Automático de Estabilidade, sem Piloto automático e outra no qual foi analisada a presença de um sistema de aumento de estabilidade aeronave, presentes nas figuras **21 e 22**.

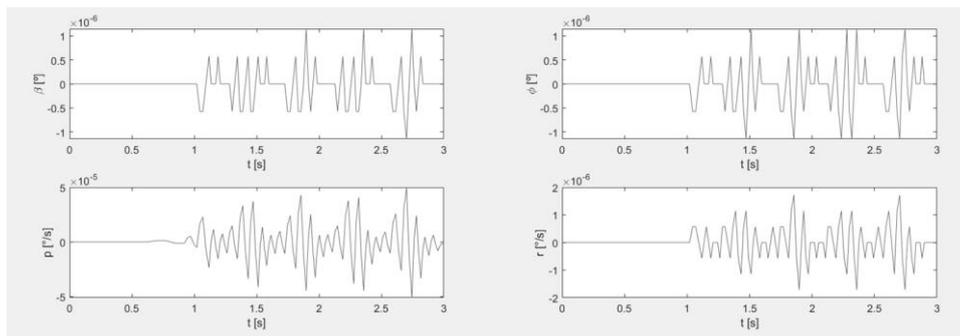
Na **figura 21** é possível evidenciar o comportamento da velocidade da aeronave no modelo fugóide com um raio de 10 m de influência sem a presença de um sistema de aumento de estabilidade. Podemos ver que ocorre um aumento da velocidade seguido de uma diminuição abrupta nos primeiros 20 segundos de simulação, ocorrendo ciclicamente. Sendo que, a aeronave acaba por apresentar um comportamento de estabilização aos 25 segundos, com o valor de velocidade inferior ao apresentado em simulação (inferior a 25 m/s). Os valores de velocidade oscilam entre 25.4 m/s e 24.8 m/s resultando numa variação, em relação à velocidade de voo de 3 %. Verificamos por outro lado na mesma **figura 21**, no momento de entrada no modelo fugóide, a aeronave apresenta um aumento momentâneo de velocidade de voo (V) seguida de uma diminuição pouco significativa num intervalo de tempo inferior a 5 segundos. Após esta diminuição acentuada ocorre, por parte da aeronave, como resultado de um sistema de aumento de estabilidade e controlo implementado, um aumento da velocidade até alcançar o valor inicialmente imposto de 25 m/s. De realçar que a aeronave demorou nesta mesma simulação cerca de 7 segundos até estabilizar a sua velocidade de voo. O mesmo comportamento aplica-se ao ângulo de ataque (α) e arfagem (θ) assim como, à velocidade angular (q), como evidenciado na **figura 22** onde ocorre o contraste entre o comportamento oscilatório do veículo aéreo sem a presença de um sistema de aumento de estabilidade e com a presença do mesmo. Vemos que é de extrema importância a implementação de um SAS- Sistema de Aumento de Estabilidade a fim de permitir o controlo da aeronave em voo.



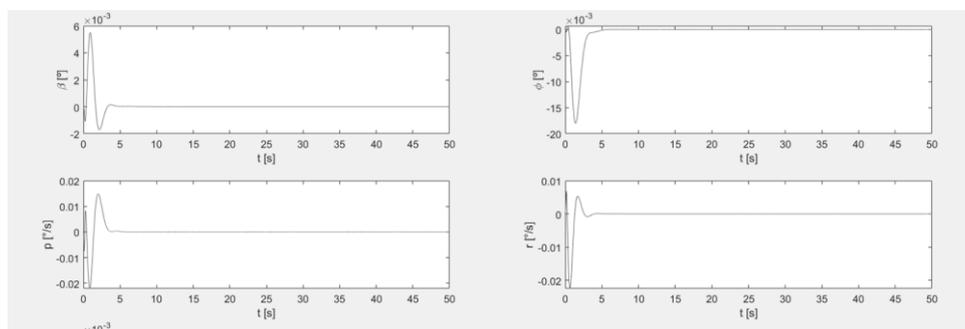
a)

b)

Figura 21- Comportamento de estabilidade e controlo da aeronave sem SAS- a) e com SAS -b) (Fonte: Matlab, 2022).



a)



b)

Figura 22- Comportamento de estabilidade e controlo da aeronave sem SAS- a) e com SAS -b) (Fonte: Matlab, 2022).

Concluimos assim que a aeronave estruturalmente apresenta fraca estabilidade a ventos e rajadas devido sobretudo à localização e geometria peculiar do estabilizador V invertido que nesta aplicação não permitiu uma aeronave capaz de operar com um normal funcionamento, sem a presença de um SAS que favorece a permanência da mesma em altitude, da mesma forma como a introdução de um sistema de estabilidade e controlo aliado ao piloto automático, a aeronave reduz para metade o tempo necessário de estabilização em voo, sendo crucial a implementação do mesmo. Possíveis modificações do modelo UAV poderão ser objeto de estudo em conceções futuras. Como o veículo

aéreo apresenta um estabilizador no modelo V invertido o seu mecanismo de estabilidade e controlo assemelha-se aos restantes, contudo apresenta um acionamento diferenciado. De modo a complementar o estudo de controlo e estabilidade mais considerações encontram-se no **anexo F**.

6.3 Análise da eficiência propulsiva

Com a utilização de um motor de combustão interna a gasolina, tendo por base o ciclo Otto, é possível verificar a potência produzida pelo mesmo assim como, o consumo específico de combustível por parte do motor. A escolha do modelo propulsivo para o voo cruzeiro foi o principal objeto de estudo nesta análise propulsiva, uma vez que, os motores elétricos contemplam apenas a operação de descolagem e aterragem no sentido ascendente e descendente, respetivamente não apresentando assim uma importância significativa de análise do comportamento de voo.

Deste modo, a análise dos produtos propulsores existentes atualmente direcionados a veículos aéreos não tripulados constituiu o primeiro passo do estudo propulsivo. Devido à importância de redução do peso optou-se por selecionar o motor DF70 RCV com os dados de desempenho propulsivo demonstrados na **tabela 17**.

Tabela 17- Dados relativos ao motor DF70 RCV (Fonte: UavFactory,2019).

Standard Build	DF35	DF70
Type	35 cc Single cylinder	70 cc Twin cylinder
Power (JP8)	2.2 kW (3.0 hp) at 8500 rpm	4.2 kW (5.7 hp) at 8500 rpm
Weight Complete*	2.0 Kg (4.4 lb)	3.0 Kg (6.6 lb)
Combustion System	Revolving valve, 4-stroke	
Cooling / Lubrication	Air cooling / Oil in fuel 1:25	
Fuelling	Low pressure manifold injection with altitude compensation	
Heavy Fuel Starting	Cold start assisted with installed cartridge heaters	
Fuel Consumption (JP8)	330 g/kW.hr (0.54 lb/hp.hr)	

Dos dados anteriormente apresentados verificamos que:

- Peso do motor: 3 kg;
- Potência gerada: 4,2 kW.
- Velocidade de rotação: 8500 rpm.
- Consumo específico de combustível: 330 g / kW.hr.

Recorrendo ao programa desenvolvido em **MatLab**, que consta no **anexo G**, foi possível avaliar os parâmetros propulsivos do modelo, assim como os diagramas P-V (Pressão em função do volume específico) e T-S (Temperatura em função da entalpia). A eficiência térmica

do ciclo de Otto para este modelo propulsivo é de 56,47% sendo que o trabalho líquido realizado por ciclo apresentou um valor de 931,8 kJ/ kg.

Na **figura 23** é possível evidenciar os diagramas termodinâmicos, nos diferentes estágios do motor: admissão, compressão, combustão e exaustão.

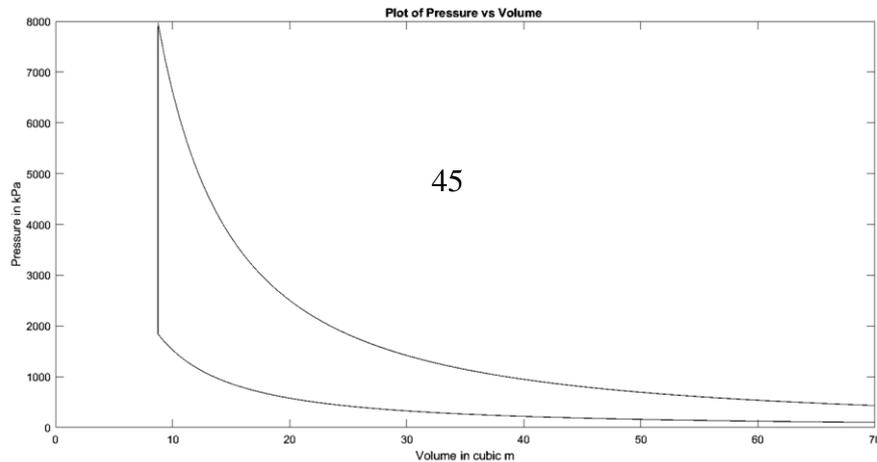


Figura 23- Diagrama P-V (Fonte: Matlab, 2022).

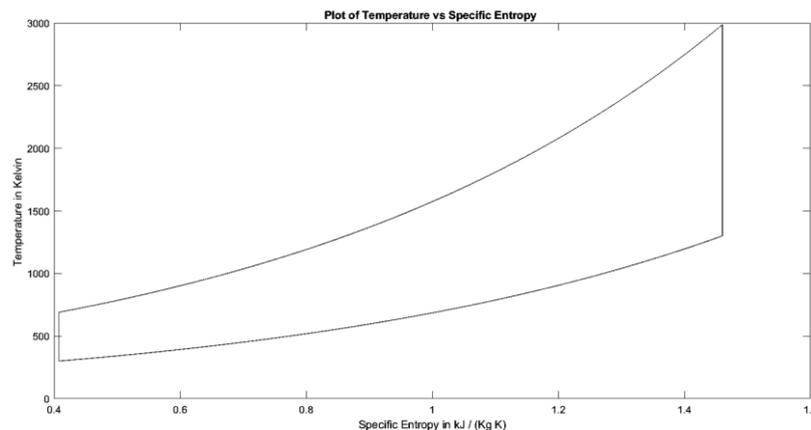


Figura 24- Diagrama T-S (Fonte: Matlab, 2022).

Por fim, para uma análise de tração estática necessária a voo nivelado, ou seja, com aceleração nula recorreremos às equações de movimento para o modelo em causa. Na **figura 25** é possível evidenciar o diagrama das forças existentes no corpo em estudo.

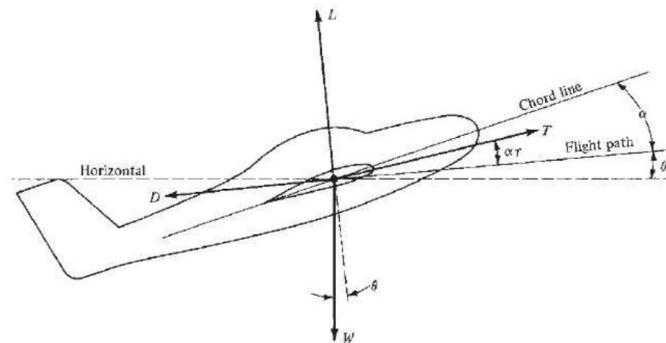


Figura 25- Diagrama das Forças (Fonte: Raymer,2022).

Logo as equações de movimento apresentam-se como:

$$\begin{cases} T \cos \alpha - D - W \sin \alpha = m \frac{dV}{dt} \\ T \sin \alpha + L - W \cos \alpha = m \frac{V^2}{r_c} \end{cases}$$

Para valores de $\alpha \approx 0^\circ$ temos:

$$T = D \Leftrightarrow T = q_\infty S C_{D,0} + q_\infty S \left(C_{D,0} + \frac{C_L^2}{\pi e A R} \right)$$

Por sua vez, a potência gerada pode ser obtida através do produto entre a tração e a velocidade sendo que:

$$P = T \cdot V_\infty$$

Ao conjugar as duas equações anteriores e tendo por base os valores das constantes provenientes das secções previamente apresentadas foi possível produzir o diagrama respetivo à potência disponível e potência necessária em função da velocidade de voo. Para tal utilizou-se a ferramenta Excel assim como, as equações do movimento expostas anteriormente.

Na **figura 26** é possível evidenciar o gráfico P_d (Potência disponível) e P_n (Potência Necessária) onde verificamos que o ponto de interseção dos gráficos respetivos às duas potências revela a velocidade máxima da aeronave para o motor selecionado, neste caso para um voo nivelado e não acelerado temos como velocidade máxima da aeronave 26,7 m/s, estando em concordância com os requisitos de pré-projeto. Para um voo com velocidade de cruzeiro de 25 m/s a tração necessária é de 3,7 kW estando assim a aeronave a usufruir de 88% da potência total disponível.

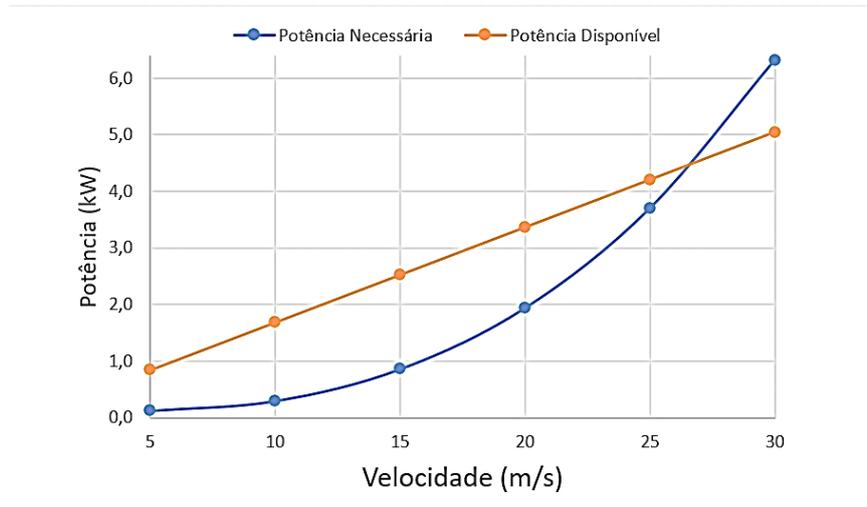


Figura 26- Diagrama Pd versus Pn (Fonte: Autor).

Com os dados obtidos nas secções **6.1 e 6.2** é possível calcular a autonomia e o alcance da aeronave, sendo ambos critérios de extrema importância para o desempenho das missões a que o modelo de veículo aéreo não tripulado fora projetado.

Tendo por base as fórmulas de Breguet o alcance e autonomia são dados na **tabela 18**.

Tabela 18- Dados relativos à autonomia e alcance da aeronave (Fonte: Autor).

Grandeza	Fórmula	Valor	Valor de referência
Autonomia	$E = \frac{\eta}{SFC} \frac{C_L^{\frac{3}{2}}}{C_D} (2\rho S)^{0.5} (W1^{-\frac{1}{2}} - W0^{-\frac{1}{2}})$	6,9 horas	8 horas
Alcance	$R = \frac{\eta}{SFC} \frac{C_L^1}{C_D} \ln \frac{W0}{W1}$	136,1 km	150 km

CAPÍTULO 7- CONCLUSÃO

O presente trabalho apresentou o projeto de um veículo aéreo não tripulado direcionado para a prevenção de incêndios florestais, uma vez que a sua principal missão reside na monitorização das áreas mais propícias à ocorrência desta catástrofe natural.

Durante a fase de análise do meio envolvente, concluiu-se que o período de atuação destes veículos aéreos deixa de estar restrito a uma faixa temporal de dois a três meses passando, devido sobretudo às alterações climáticas, estar apto a executar missões ao longo do ano, o que implica em gasto de combustível acrescido. A adoção de ligas leves e materiais compósitos facilitou na conceção da aeronave, uma vez que permitiu a sua redução significativa em peso.

A descolagem e aterragem vertical recorrendo a motores elétricos permitiu a poupança em combustível em duas fases críticas de voo, possibilitando assim realizar estes dois estágios em pistas reduzidas e sem acréscimo de massa estrutural. Os principais requisitos de projeto a que este estudo se propôs foram, de um modo geral, concretizados, estando a autonomia e o alcance inferiores aos valores previamente estipulados devido à adoção de modelos propulsivos menos eficientes em comparação com outros que apresentem maior tração gerada, devido sobretudo a uma poupança em peso desejada para o veículo aéreo. A necessidade da adoção de motores de combustão interna em grande parte do percurso mostrou-se uma escolha adequada uma vez que a autonomia do UAV em comparação com a adoção de motores elétricos fora superior.

Quando analisada a estabilidade aerodinâmica do modelo aéreo para a velocidade proposta, verificou-se que o UAV apresenta resultados admissíveis na presença de um SAS de modo que se concretiza como veículo de voo otimizado para a missão a que se propõe, uma vez que foram apenas simulados situações propícias à ocorrência de ventos laterais e verticais, dentro dos limites presentes nos requisitos. Assim, a aeronave projetada cumpre os requisitos mínimos estruturais e de controlo, o que permite concluir que se trata de um projeto bem-sucedido a nível de design e conceção.

De realçar que se trata de um projeto simplificado, onde apenas os principais constituintes estruturais e geométricos foram tidos em conta, assim como simulações a nível de cruzeiro e velocidade constante. Existe caminho, após a concretização deste projeto, de otimizar o

modelo desenvolvido procurando maximizar os diferentes requisitos-chave de desempenho em voo.

Sugestões para trabalhos futuros:

De modo a complementar o estudo que conduziu a este projeto podemos mencionar domínios a desenvolver e aprofundar no design e conceção do veículo aéreo pretendido, entre os quais:

1. Comparação do modelo propulsivo com o modelo elétrico a nível de desempenho, autonomia, peso e estabilidade;
2. Encontrar mecanismos de maximização da estabilidade e controlo da aeronave em voo através da adoção de novas geometrias que promovam o equilíbrio de massa ao longo do veículo aéreo assim como, modelo de proporções aerodinâmicas eficientes;
3. Realização de um estudo específico em descolagem e aterragem vertical em comparação com a descolagem e aterragem em pistas horizontais;
4. Utilização de diferentes configurações de estabilizadores horizontais e verticais de modo a permitir um maior controlo de ventos laterais;
5. Comparação do uso de diferentes perfis NACA para estudo de controlo e estabilidade e consequentemente, desempenho aerodinâmico.

CAPÍTULO 8 – REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

Abdalla, A. (2009). *OMPP para projeto conceitual de aeronaves baseado em heurísticas evolucionárias e tomadas de decisão*. São Carlos.

50

PORDATA. (2020). *Incêndios Rurais e área ardida- Continente*. Lisboa: PORDATA. Obtido em 15 de março de 2022, de <https://www.pordata.pt/Portugal/Inc%C3%AAndios+rurais+e+%C3%A1rea+ardida+%E2%80%93+Continente-1192>

Raymer, D. (2018). *Aircraft Design: A conceptual Approach (6th Edition)*. Virginia: AIAA.

REA. (agosto de 2021). *Riscos ambientais de incêndios rurais*.

Regulamento Diário da República. (2016).

Reid, L. (1996). *Dynamics of flight: stability and control*. John Wiley & Sons.

SADRAEY, M. H. (2013). *Aircraft design: a systems engineering approach*. . Reino Unido: John Wiley and Sons.

Stevens, B. .. (2003). *Aircraft control and simulation*. Nova Iorque: John Wiley & Sons.

ANEXO A- ENTREVISTA

Entrevista com o Major Samouqueiro responsável pelo programa de vigilância e monitorização da Guarda Nacional Republicana.

Expor, de forma sucinta, o projeto de prevenção de incêndios tendo por base os UAV adquiridos pelo Estado Português e de que forma estes podem verdadeiramente auxiliar na prevenção e no combate a incêndios. Durante a exposição deverão ser enfatizados os seguintes aspetos:

1.1 Duração do plano de prevenção;

1.2 Áreas abrangidas pelo projeto de vigilância e monitorização de incêndios florestais;

1.3 Resumo das rotas existentes e o planeamento de voo relativo aos veículos aéreos.

Em relação à existência de períodos de atuação específicos, o Major mostrou-se capaz de esclarecer que com a recente publicação, em Diário da República, do Decreto-Lei n.º 82/2021, de 13 de outubro, que estabelece o Sistema de Gestão Integrada de Fogos Rurais (SGIFR), entre outras reformas estruturais, a figura de período crítico deixa de existir, ficando a cargo das entidades responsáveis a definição de restrições, avaliando a imposição de restrições proporcionais que sejam consideradas adequadas à conjuntura no espaço e no tempo e em qualquer altura do ano.

No que tange à Guarda Nacional Republicana (GNR) no âmbito deste Sistema, é desenvolvida de 1 de janeiro a 31 de dezembro a Diretiva Operacional Campanha Floresta Segura, uma campanha em que a GNR planeia, executa e avalia, ações de sensibilização e gestão de combustível, coordena as ações de fiscalização, da vigilância, da deteção de incêndios rurais, garante o apoio à ANEPC às operações de prevenção e de supressão em ATI e ATA, investiga as causas dos incêndios e a procede à consequente investigação criminal, providencia a estatística e validação das áreas ardidadas.

Sobre a Vigilância e Deteção propriamente ditas, à GNR cabe assegurar a coordenação do dispositivo de vigilância e deteção e garantir a eficácia da Rede de Vigilância e Deteção de Incêndios (RVDI), transmitir informação célere sobre Alertas de Incêndio Rural (IR), visando

aumentar o efeito de dissuasão, reduzir o n.º de ocorrências, identificar agentes causadores e detetar incêndios precocemente.

É assegurado o planeamento e execução coordenada de todos os meios humanos e materiais disponibilizados entre todas as entidades, nomeadamente, Rede Nacional de Postos de Vigia (RNPV), Sistemas Videovigilância Florestal (SVF) e Sistemas de Vigilância Aérea (meios aéreos tripulados e não tripulados).

Para alcançar a harmonia deste sistema integrado de Vigilância e Detecção, foi implementada pela primeira vez em 2021 uma Diretiva Integrada de Vigilância e Detecção de Incêndios Rurais (DIVDIR), a qual visa essencialmente garantir, em estreita coordenação com as entidades do SGIFR, a coordenação interinstitucional, a articulação e a otimização do emprego operacional das entidades do SGIFR e dos sistemas anteriormente referidos, conforme preconiza o n.º 11 do artigo 54.º do DL n.º 82/2021, de 13 de outubro, tendo em vista o cumprimento dos objetivos estratégicos definidos pelo Governo nesta matéria.

Durante a campanha Floresta Segura é garantida a ativação da Rede Nacional de Postos de Vigia (RNPV) assim como, das Equipas de Manutenção e Exploração de Informação Florestal (EMEIF), que funcionam em pleno (24/24) de 7 de maio a 6 de novembro. A RNPV é composta por 230 PV - a rede primária que conta com cerca de 77 postos de vigia que por sua vez é complementada com 153 PV, de 29 de junho a 15 de outubro, pela rede secundária. Este é de facto o pilar central dos sistemas de vigilância, tendo uma maior cobertura e abrangência de área.

Os restantes sistemas funcionam como um complemento deste sistema principal. Neste âmbito foram definidos diversos procedimentos e fluxos de informação, como a gestão e o planeamento do projeto tendo por base análises científicas e histórico de ocorrências, bem como a implementação de sistemas de registo e monitorização de alertas IR procurando acima de tudo prevenir, detetar e combater os incêndios, reprimir atividades ilícitas e garantir a segurança das populações e a preservação do património florestal.

No que diz respeito ao emprego de Meios Aéreos (MA), a GNR apenas possui MA não tripulados, sendo os restantes MA facultados por outras entidades, como por exemplo os das Forças Armadas. Os voos aéreos com veículos não tripulados apresentam categorias distintas:

voo de patrulhamento (longa duração, por exemplo 4 horas) e missões pontuais (curta duração, por exemplo 30 minutos).

São emitidos Relatórios de Apoio ao Planeamento bissemanalmente (segundas e quintas-feiras), os quais servem como uma ferramenta auxiliar às entidades que necessitem de alocar meios para o terreno, bem como para o próprio planeamento do emprego dos MA não tripulados. Por outro lado, as condições meteorológicas adversas têm um elevado impacto na gestão e emprego operacional destes meios, afetando de forma significativa a autonomia de voo, assim como o seu desempenho (vento forte, chuva, teto baixo de nuvens...).

2. Na sua opinião, quais as maiores dificuldades enfrentadas no período de prevenção e incêndios e que situações/imprevistos ocorrerem durante a implementação dos UAV de vigilância e monitorização que dificultaram o êxito absoluto do projeto.

Algumas das dificuldades identificadas na gestão, operação e planeamento da implementação dos MA não tripulados de vigilância e deteção residem em lacunas na conectividade e falhas de rede, contudo, como qualquer dispositivo ou sistema tecnológico, este passa por um processo de melhoria constante.

Por outro lado, a autonomia e a meteorologia (condições adversas, ventos fortes, calor extremo, baixa visibilidade, entre outros) acabam por ser limitações severas, obrigando a modelar o tipo de missão a que o veículo aéreo irá cumprir.

3. O que deverá melhorar, na sua opinião, tendo por base o planeamento e a aeronave utilizada para que num futuro próximo seja apresentado como um projeto de sucesso absoluto a nível nacional.

Algumas das dificuldades identificadas na gestão, operação e planeamento da implementação dos MA não tripulados de vigilância e deteção residem em lacunas na conectividade e falhas de rede, contudo, como qualquer dispositivo ou sistema tecnológico, este passa por um processo de melhoria constante. Por outro lado, a autonomia e a meteorologia (condições adversas, ventos fortes, calor extremo, baixa visibilidade, entre outros) acabam por ser limitações severas, obrigando a modelar o tipo de missão a que o veículo aéreo irá cumprir.

Quando abordado, o Major alertou para a importância da implementação de tecnologias, mas que esta indissociável de uma necessária melhoria contínua dos dispositivos e dos sistemas.

Contudo, na sua opinião, o fator humano não poderá ser colocado de parte, uma vez que apresenta uma ferramenta crucial para a prevenção de incêndios florestais quando todos os fatores tecnológicos podem falhar.

Atualmente, a utilização de sistemas tecnológicos de vigilância e deteção, como os Sistemas de Videovigilância Florestal, o emprego de MA não tripulados com câmaras acopladas, entre outras tecnologias, deve ser vista como um complemento daquele que é o pilar central e com intervenção humana direta – a Rede Nacional de Postos de Vigia. De um modo geral, defende que o futuro poderá passar efetivamente por um aumento da automatização, da robustez e da precisão na tipologia de alertas, e que só com as práticas reiteradas e de aperfeiçoamento poderão proporcionar um processo melhorado a longo prazo.

ANEXO B- SISTEMA PROPULSIVO

Detalhes do sistema propulsivo adotado.

Propulsão:

Encontram-se representados na **figura 1** os componentes que constituíram o sistema de combustão interna:

- Um motor de combustão interna;
- Uma bateria- para realizar a ignição do motor e alimentar o recetor e servomotores;
- Um recetor;
- Servomotores;

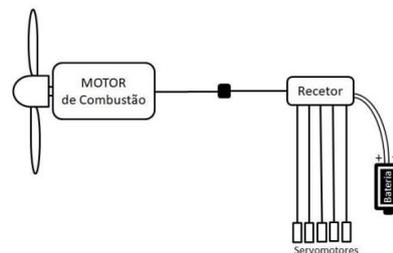


Figura 1- Esquema generalizado de um sistema de combustão interna (Fonte: FEUP, 2019).

A gasolina de aviação (Aviation Gasoline- AVGAS) é um combustível que proporciona uma melhor relação entre o pistão e o motor. A sua densidade é de $0,721 \text{ kg/dm}^3$ a uma temperatura de 15°C , sendo que a mesma aumenta cerca de $0,1\%$ a cada aumento de 1°C . O seu fator de emissão ronda os $2,20 \text{ kg de CO}_2 / \text{litro de combustível}$.

Motor elétrico:

Este motor é composto por um estator e por um rotor, sendo o estator fixo e o rotor móvel. Além das estruturas apresentadas, o motor DC ainda apresenta comutadores e escovas de carbono, representado na **figura 2**.

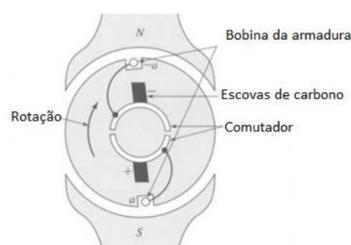


Figura B- Representação genérica de um motor DC (Fonte: DIGITUMA, 2016).

O sistema elétrico terá de contemplar:

- Um motor elétrico;
- Um variador de velocidade para motor;
- Uma bateria;
- Um recetor- responsável pela ligação com o transmissor/comando;
- Servomotores;

O esquema genérico é apresentado na **figura 3**:

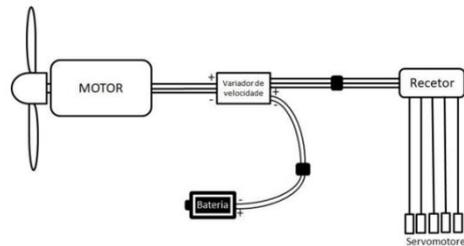


Figura 3- Esquema do sistema elétrico adotado (Fonte: FEUP,2019).

As baterias utilizadas nos veículos aéreos não tripulados, inclusive o abordado neste projeto, são de polímero de Lítio (LiPo), pois as baterias de Níquel Cádmio e Hidreto metálico de Níquel apresentam um peso muito significativo comprometendo toda a estrutura do veículo, além de que estas mesmas baterias apresentam valores de descarga acentuados.

Para a descolagem e aterragem vertical o UAV irá recorrer a hélices que estarão interligadas com o modelo elétrico da aeronave. As hélices dos UAV multirotor têm de duas a cinco pás, contudo na sua grande maioria usufruem de duas pás. Neste modelo alimentado pelos motores elétricos, o quadrimotor, é necessário garantir que os quatro motores não apresentam a mesma direção de rotação de forma a evitar que o veículo aéreo rode em torno do seu eixo. Para isso, um par de motores apresenta um sentido de rotação horário e o outro par de motores um sentido de rotação anti-horário, como representado na **figura 4**.

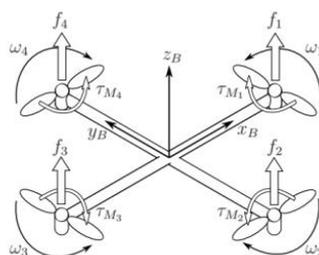


Figura 4- Representação esquemática do movimento das hélices no modelo quadrimotor (Fonte: DIGITUMA,2016)

Tendo em conta o esquema representado anteriormente verificamos que cada motor, através da rotação das hélices gera uma força (Lift), de modo que para conseguir uma descolagem e aterragem vertical será necessário que a soma das forças geradas – f_1, f_2, f_3 e f_4 – seja superior ao peso ($W=mg$) do veículo aéreo a transportar.

Sendo m = massa da aeronave e g = constante de aceleração gravítica temos que:

$$f_1 + f_2 + f_3 + f_4 > mg \quad (1.16)$$

Para criar o movimento necessário no eixo vertical é necessário que todos os motores rodem à mesma velocidade de rotação uma vez que, a força gerada depende da constante de elevação (k) e da velocidade de rotação (ω):

$$f = k \cdot \omega^2 \quad (1.17)$$

Para que o veículo aéreo rode em torno de si próprio, no eixo z, é necessário que um dos pares de motores rode com uma velocidade superior ao outro de forma a criar um diferencial. Os servomotores são cruciais no movimento dos diferentes eixos da aeronave: axial, transversal e longitudinal uma vez que são responsáveis pelo movimento das partes móveis que permitem, por exemplo, as transições de eixo como é possível evidenciar na **figura 5**.

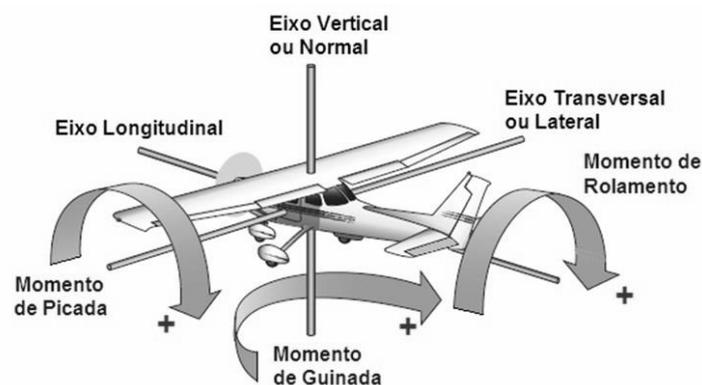


Figura 5- Eixos de uma aeronave (Fonte: SUPLEMENTOS,2010)

Componentes dimensionáveis:

Câmara térmica: com o objetivo de obtenção de dados de emissividade, variações de temperatura, radiação e emissão de calor, como exibido na **figura 6**.



Figura 6- Câmara térmica Flir (Fonte: Flir, 2021).

- Massa câmara térmica + suporte: 360 g

Componentes não dimensionáveis

O controlador de voo apresenta-se como o “computador” do nosso veículo aéreo e é de extrema importância contabilizar todos os detalhes e requisitos para que este funcione com o mínimo de erro possível.

O acelerómetro constitui num sensor no qual o seu principal objetivo reside na medição das acelerações lineares nos três diferentes eixos (x,y,z). As unidades provenientes da recolha de dados são exibidas em m/s^2 .

O giroscópio desempenha um dos papéis fulcrais para o êxito de operação da nossa aeronave. Este dispositivo apresenta-se capaz de medir a variação angular do UAV nos três eixos angulares (α , β e γ) em $^\circ/s$, não sendo capaz de medir diretamente os ângulos absolutos.

Na unidade de medição de inércia (IMU) estamos perante uma pequena placa onde está contido simultaneamente o acelerómetro e o giroscópio multiaxial (3 eixos do acelerómetro e 3 eixos do giroscópio).

O Global Positioning System (GPS) através de sinais provenientes de satélites é capaz de fornecer ao UAV a sua posição geográfica num determinado referencial de leitura. De realçar que quanto maior o número de satélites melhor a precisão da recolha de dados por meio deste dispositivo.

O barómetro constitui um dispositivo de extrema importância para a medição da pressão atmosférica, que como sabemos, apresenta variações significativas com a altitude e condições climatéricas locais. A nível de software a preocupação residiu no sistema de interface com o utilizador assim como no controlador Proporcional Integral Derivante (PID), que teve como principal funcionalidade modificar as características de voo do UAV.

As comunicações existentes numa aeronave passam por controlador de rádio, Bluetooth, WiFi e rádio frequências. O rádio controlo (R/C) necessita de um transmissor integrado no num comando de controlo e de um recetor, que ficará integrado no controlador. De forma a utilizar o comando, o recetor terá de estar ligado diretamente ao controlador. Em relação aos restantes meios de comunicação, estes são colocados junto ao controlador.

Anexo C- DADOS DE SIMULAÇÃO AERODINÂMICA I

Dados aerodinâmicos do perfil alar selecionado: NACA 2412.

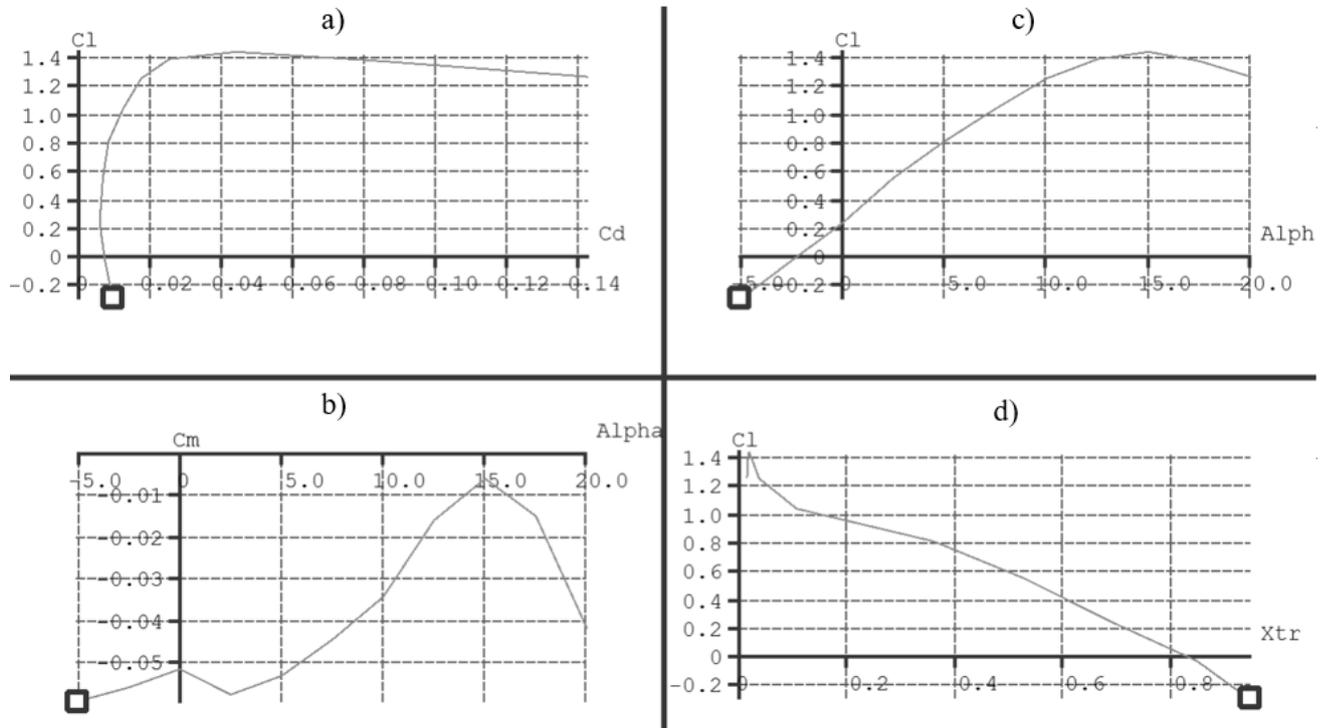


Figura 1- a) Polar de Arrasto (C_l vs C_d); b) Coeficiente de momento (C_m) vs ângulo de ataque; c) Coeficiente de sustentação (C_l) vs ângulo de ataque; d) Coeficiente de sustentação vs ponto de transição laminar turbulento (Fonte: XFLR5 , 2022).

Anexo D- DADOS DE SIMULAÇÃO AERODINÂMICA II

Dados aerodinâmicos do modelo UAV projetado.

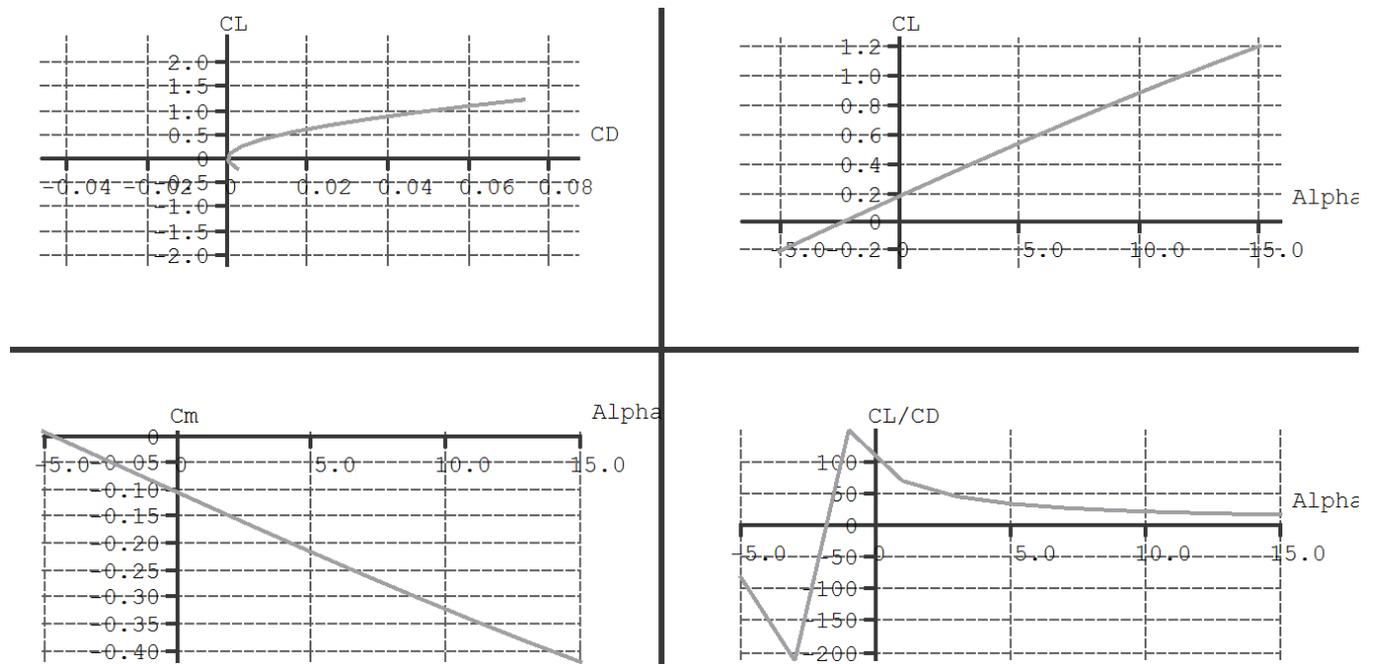


Figura 1-a Polar de Arrasto (C_l vs C_d); b) Coeficiente de momento (C_m) vs ângulo de ataque; c) Coeficiente de sustentação (C_l) vs ângulo de ataque; d) Coeficiente de sustentação vs ponto de transição laminar turbulento, $Re=6,875 \times 10^5$ (Fonte: XFLR5, 2022).

Diagrama de coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque:

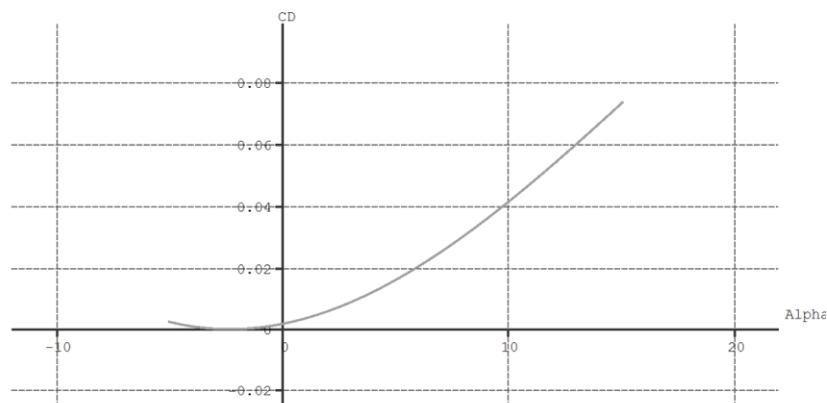


Figura 1- Coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque (Fonte: XFLR5,2022).

Diagrama Coeficiente de Pressão:

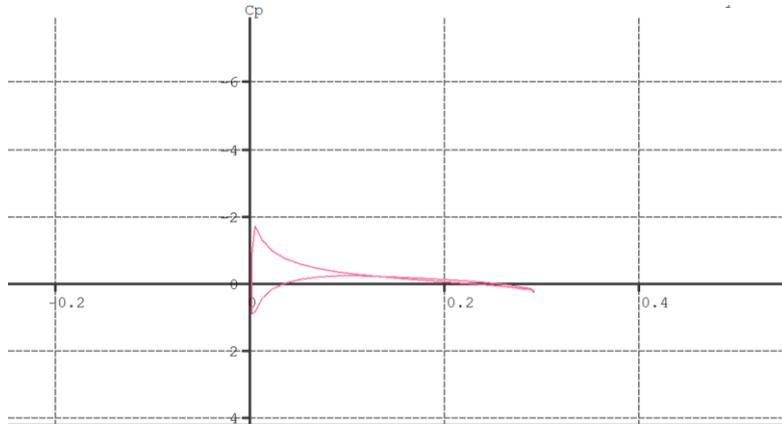


Figura 2- Coeficiente de pressão (Fonte: XFLR5,2022).

ANEXO E- PROGRAMA MATLAB CODE I

Programa de cálculo de estabilidade e controle de voo (MatLab):

```

clc; clear all;
global m g S c b c1 c2 c3 c4 c5
c6 c7 c8 c9 alfaf thetae ...
    CL0 CLa CLq CLd CD0
CDa CDD Cyb Cyp Cyr Cyda
Cydr ...
    Cm0 Cma Cmd Cmap
Cmq Clb Clp Clr Clda Cldr
Cnb Cnp Cnr Cnda Cndr ...
    Fe Ve roe nv nr He betae
psip gamae zf Xe Ue ...
    ivento xow yow rw Vwrx
Vwzx Kx ipa

g=9.80665; fr=180/pi;
S=0.282; c=0.295; b=1.23;
m=22.494;
Ixx=0.1225; Iyy=0.7926;
Izz=0.9154; Ixz=.01587;
zf=0; alfaf=0/fr; nv=-1; nr=.75;
CL0=.41; CLa=4.44;
CLap=1.2; CLq=3.8;
CLd=.355;
CD0=.05; CDa=.33;
CDD=.004;
Cm0=-.003; Cma=-0.683;
Cmap=-4.36; Cmq=-9.96;
Cmd=-.923;
Cyb=-0.564; Cyp=-.204;
Cyr=0.3; Cyda=0; Cydr=.157;
Clb=-1.598; Clp=-9.82;
Clr=3.40; Clda=-.125;
Cldr=.131;
Cnb=0.071; Cnp=-0.0575;
Cnr=-0.125; Cnda=-.0035;
Cndr=-.072;

% Parâmetros de Inércia
Gama=(Ixx*Izz-Ixz^2);
c1=((Iyy-Izz)*Izz-
Ixz^2)/Gama;
c2=(Ixx-Iyy+Izz)*Ixz/Gama;
c3=Izz/Gama; c4=Ixz/Gama;
c5=(Izz-Ixx)/Iyy; c6=Ixz/Iyy;
c7=1/Iyy;
c8=(Ixx*(Ixx-
Iyy)+Ixz^2)/Gama;
c9=Ixx/Gama;
% Determinação de um ponto
de Equilíbrio
He=input('Dê a altitude de
equilíbrio (m) ');

Ve=input('Dê a velocidade de
equilíbrio (m/s) ');
betae=input('Dê o ângulo de
derrapagem de equilíbrio (°) ');
betae=betae/fr;
psip=input('Dê a velocidade
angular de equilíbrio [°/min] ');
dXcg=input('Dê a posição
relativa do CG [(xcg-xca)/c] ');
gamae=input('Dê o ângulo de
trajetória de desejado (°) ');
gamae=gamae/fr;
Cma=CLa*dXcg;
psip=psip/fr/60;
Xeq0=[m*g/10 0 0 0 0];
roe=atmosfera(He);
opts=optimset('Display','Iter','T
olX',1e-15,'TolFun',1e-
15,'Algorithm','Levenberg-
Marquardt');
% Cálculo da Condição de
Equilíbrio
Xeq=fsolve(@equil3D,Xeq0,o
pts);
Fe=Xeq(1); dpe=Xeq(2);
dae=Xeq(3); dre=Xeq(4);
alfae=Xeq(5); phie=Xeq(6);
disp('No equilíbrio:')
disp(['Fe = ',num2str(Fe),'N,
dpe = ',num2str(dpe*fr),'°, dae =
',num2str(dae*fr),'°, dre =
',num2str(dre*fr),'°']);
disp(['alfae=',num2str(alfae*fr),
'°, thetae =
',num2str(thetae*fr),'°,
phie=',num2str(phie*fr),'°,
gamae =
',num2str(gamae*fr),'°']);
% Linearização
pe=-psip*sin(thetae);
qe=psip*cos(thetae)*sin(phie);
re=psip*cos(thetae)*cos(phie);
Xe=[Ve alfae thetae qe He
betae phie pe re 0 0 0]';
Ue=[1 dpe dae dre 0 0 0]';
[A,B]=linearizar(Xe,Ue);
if gamae == 0

    Kx=lqr(A(1:9,1:9),B(1:9,1:4),e
ye(9),eye(4))
else
    Alg=A(1:4,1:4);
    Blg=B(1:4,1:2);
    Klg=lqr(Alg,Blg,eye(4),eye(2))
    ;
    Alt=A(6:9,6:9);
    Blt=B(6:9,3:4);
    Klt=lqr(Alt,Blt,eye(4),eye(2));
    Kx=blkdiag([Klg
zeros(2,1)],Klt)
end
isim=1;
% Simulação
while isim == 1
    t=[]; X=[]; U=[];
    ipa=input('Simulação com
SAS (sim=1)? ');
    ivento=input('Simulação
com tesoura de vento (sim=1)?
');
    if ivento == 1
        xow=input('Dê a posição
xo do centro da tesoura de
vento (m) ');
        yow=input('Dê a posição
yo do centro da tesoura de
vento (m) ');
        rw=input('Dê o raio da
tesoura de vento (m) ');
        Vwrx=input('Dê a
intensidade máxima da
velocidade radial da tesoura de
vento (m/s) ');
        Vwzx=input('Dê a
intensidade máxima da
velocidade vertical da tesoura
de vento (m/s) ');
    end
    tsim=input('Dê o tempo de
simulação (s) ');
    [t,X]=ode45(@dinam_simul,[0
tsim],Xe); X=round(X,8);
    for i=1:length(t)
        Ui=controlo(X(i,:));
        U=[U; Ui];
        ag=cos(X(i,2))*cos(X(i,6));
        bg=sin(X(i,7))*sin(X(i,6))+cos

```

```
(X(i,7))*sin(X(i,2))*cos(X(i,6))
;
gamas(i)=asin(ag*sin(X(i,3))-
bg*cos(X(i,3)));
end
figure(1)
subplot(321); plot(t,X(:,1));
xlabel('t [s]'); ylabel('V [m/s]');
subplot(322);
plot(t,X(:,2)*fr); xlabel('t [s]');
ylabel('\alpha [°]');
subplot(323);
plot(t,X(:,3)*fr); xlabel('t [s]');
ylabel('\theta [°]');
subplot(324);
plot(t,X(:,4)*fr); xlabel('t [s]');
ylabel('q [°/s]');
subplot(325); plot(t,X(:,5));
xlabel('t [s]'); ylabel('H [m]');
subplot(326);
plot(X(:,12),X(:,11));
xlabel('y_0 [m]'); ylabel('x_0
[m]');
figure(2);
subplot(321);
plot(t,X(:,6)*fr); xlabel('t [s]');
ylabel('\beta [°]');
subplot(322);
plot(t,X(:,7)*fr); xlabel('t [s]');
ylabel('\phi [°]');
subplot(323);
plot(t,X(:,8)*fr); xlabel('t [s]');
ylabel('p [°/s]');
subplot(324);
plot(t,X(:,9)*fr); xlabel('t [s]');
ylabel('r [°/s]');
subplot(325);
plot(t,X(:,10)*fr); xlabel('t [s]');
ylabel('\psi [°/s]');
subplot(326);
plot3(X(:,12),X(:,11),X(:,5));
xlabel('y_0 [m]'); ylabel('x_0
[m]'); zlabel('H [m]');
figure(3);
subplot(331); plot(t,U(:,1));
xlabel('t [s]'); ylabel('d [-]');
subplot(332);
plot(t,U(:,2)*fr); xlabel('t [s]');
ylabel('\deltap [°]');
subplot(333);
plot(t,U(:,3)*fr); xlabel('t [s]');
ylabel('\deltaa [°]');
subplot(334);
plot(t,U(:,4)*fr); xlabel('t [s]');
ylabel('\deltar [°]');
subplot(335); plot(t,U(:,5));
xlabel('t [s]'); ylabel('u_w
[m/s]');
subplot(336); plot(t,U(:,6));
xlabel('t [s]'); ylabel('v_w
[m/s]');
subplot(337); plot(t,U(:,7));
xlabel('t [s]'); ylabel('w_w
[m/s]');
subplot(338);
plot(t,gamas*fr); xlabel('t [s]');
ylabel('\gamma [°]');
isim=input('Continuar com a
simulação (sim=1)? ');
end
```

ANEXO F- ANÁLISE ESTABILIDADE

Dados relativos às variáveis de controlo e estabilidade.

Tabela 1- Dados aerodinâmicos de estabilidade (Fonte: XFLR,2022).

Variável	Designação	Valor	Variável	Designação	Valor	Variável	Variável	Designação	
S	Área da Asa	0,282 m ²	c	Corda da asa	0,295 m	C _{D,a}		Coefficiente referente à inclinação da curva Cd vs ângulo de ataque	0,33
b	Envergadura	1,230 m	C _{L,o}	Coefficiente de sustentação zero	0,41	C _{M,o}		Coefficiente de momento zero	-0,03
m	Massa da aeronave	22,494 kg	C _{L,a}	Declive da curva sustentação- ângulo de ataque	4,44	C _{M,a}		Coefficiente referente ao momento de arfagem para um determinado ângulo de ataque	-0,683
I _{xx}	Momento de Inércia xx	0,405	C _{D,o}	Coefficiente de arrasto zero	0,05	C _{M,ap}		Coefficiente referente à derivação do momento de arfagem	-4,36
I _{yy}	Momento de Inércia yy	0,9926	C _{y,p}	Coefficiente de derivação devido a força lateral de rolamento	-0,204	C _{M,q}		Coefficiente de variação do momento em y devido à razão de arfagem (pitch)	-9,96
I _{zz}	Momento de Inércia zz	1,283	C _{y,dr}	Coefficiente de variação do estabilizador vertical em relação à força no eixo y devido à guinada	0,157	C _{M,d}		Coefficiente de deflexão do estabilizador vertical devido ao momento em y	0
I _{xz}	Momento de Inércia xz	0,03987	C _{N,b}	Coefficiente de estabilidade direcional	-0,071	C _{y,r}		Coefficiente de amortecimento do rolamento por parte do estabilizador vertical	0,3
C _{y,b}	Coefficiente de derivação da força associada ao ângulo de incidência	-0,564	C _{N,da}	Coefficiente de deflexão do aileron (roll)	-0,0035				
C _{y,da}	Coefficiente de variação do aileron da força no eixo y devido ao rolamento	0	Dados utilizados em simulação de controlo e estabilidade em Matlab						
C _{L,p}	Coefficiente de amortecimento de rolamento	-9,82							
C _{L,dr}	Coefficiente de sustentação do estabilizador vertical	0,131							
C _{N,r}	Coefficiente de amortecimento de guinada	-0,125							

De um modo geral, verificamos que para os requisitos de missão necessários no plano de atuação de prevenção a incêndios florestais, o veículo aéreo desenvolvido cumpre com o desempenho mínimo de estabilidade e controlo, contudo apenas o consegue realizar na presença de um sistema de aumento de estabilidade, SAS.

Desse modo, não existe a inviabilização da aplicação do mesmo na missão anteriormente apresentada todavia, o cumprimento ainda que muito rudimentar e limitante do sistema de estabilidade permite o desenvolvimento de métodos de otimização que possam assim compensar e melhorar o veículo aéreo no domínio do controlo em voo, parâmetros esses que são apresentados de seguida:

- 1- Modificação da proporção geométrica existente de modo a ocorrer a compensação em voo;
- 2- Adoção de uma configuração mais estável e de localização mais vantajosa;
- 3- Verificação da implementação de diferentes perfis complementados por diferentes modelos estruturais de modo a analisar o desempenho gerado;

As possíveis causas de um sistema instável de controlo de voo quando submetido a rajadas, aliado a uma deflexão significativa e um ângulo de ataque elevado são objetos de exposição numa possível otimização do modelo / projeto.

Contudo, a aeronave com auxílio a um sistema de aumento de estabilidade encontra-se apta para voar sob o efeito de ventos com intensidade significativa.

ANEXO G- PROGRAMA MATLAB CODE II

Programa de cálculo da eficiência propulsiva do motor (em Matlab).

```
% AUTOR PATRICIA PINHEIRO %

global capa escolha ciclo R p0 t0 roh0
y rc cv cp t1 p1 w1 v1 rcomb p2 t2 q2
w2 v2 q3 w3 p3 t3 v3 t4 v4 p4 q4 w4 p5
t5 q5 w5 v5 wnet eficienciaterm temef
mass wq massa pem carnot n ma f

global d qr

% variaveis com valor constante %

R=287;

% PARA RECOMEÇAR O
PROGRAMA %

clc

clear all

close all

disp(" Este trabalho tem como principal
objetivo estudar os diferentes motores
que se encontram sob a influencia de um
grupo propulsor , por exemplo uma
hélice.")

disp(" ");

disp(" ");

disp(" Os motores em estudo serão :
Pistão + hélice- combustão interna ( otto
e diesel) ,turbo-hélices (turboprop) ,
turboshaft (turboeixo). Após o estudo
do grupo motor uma análise
aerodinamica da helice será
apresentada.");

disp(" ");

disp(" ");

disp("***** MENU INICIAL
*****");

disp("Escolha um motor :");

disp("1- Pistão + hélice 2- Turbo-
hélice 3- Turboshaft ");

escolha=input(" ");

if escolha==1

disp(" O motor selecionado foi o
motor Pistão + hélice - combustão
interna.");

disp(" ");

disp(" Escolha o ciclo a estudar :");

disp(" 1- Ciclo OTTO 2- Ciclo
DIESEL");

ciclo=input(" ");

disp(" ");

p0=input(" Digite o valor da pressão
atmosférica local em KPa ");

disp(" ");

t0=input(" Digite o valor da
temperatura local em K ");

disp(" ");

roh0=input(" Digite o valor da
densidade atmosférica local em Kg/m^3
");

disp(" ");

y=input(" Digite o valor do
coeficiente de expansão adiabático ");

disp(" ");

rc=input(" Digite o valor da razão de
compressão ");

disp(" ");

rcomb=input(" Digite o valor da
razão de combustão ( motor a ciclo otto
/ expansao ( motor de ciclo diesel): ");

disp(" ");

cp=input(" Digite o valor do calor
especifico a pressão constante J/kgk ");

disp(" ");

cv=input(" Digite o valor do calor
especifico a volume constante J/kgK
");

disp(" ");

if ciclo==1

disp(" Dados da Admissão a
pressão constante");

disp(" ");

[p1,t1,w1,v1]= intake(t0,p0,R);

disp(" Dados da Compressão
isentrópica ");

disp(" ");

[p2,t2,w2,v2,q2]=compression(t1,p1,R,
y,cv,rc);

disp(" Dados da combustão a
volume constante ( adição de calor)");

[p3,t3,w3,v3,q3]=combustion(t2,p2,cv,
rcomb,v2);

disp(" Dados da expansão
isentrópica");

[p4,t4,w4,v4,q4]=expansao(t3,p3,R,y,c
v,rc);
```

```

disp(" Dados da rejeição de calor
a volume constante");

[p5,t5,w5,v5,q5]=rejection(t1,p1,cv,v1,
t4);

disp(" Cálculo das características
de eficiência do motor");

wnet=(q3+q5);

disp(" ");

disp(['O trabalho líquido
realizado foi de: ',num2str(wnet),'
J/kg']);

disp(" ");

eficienciaterm=(wnet*100)/q3;

disp(" ");

disp(['A eficiencia térmica , em
porcentagem pelo quociente do trabalho
com calor , foi de:
',num2str(eficienciaterm),' %']);

disp(" ");

temef=100*(1-(1/(rc)^(y-1)));

disp(['A eficiencia térmica , em
porcentagem pela termodinamica , foi
de: ',num2str(temef),' %']);

disp(" ");

disp(" Tem um valor de massa para o
seu escoamento? ( Se sim digite 1) ");

disp(" ");

mass=input(" ");

if mass==1

disp(" ");

massa=input("Digite um valor de
massa , em kg : ");

disp(" ");

wq=wnet*massa;

disp(['O trabalho líquido realizado
foi de: ',num2str(wq),' J']);

disp(" ");

carnot=100*(1-(t1/t3));

pem=wnet/(v1-v2);

disp(['A eficiencia do ciclo de carnot
é de : ',num2str(carnot),' %']);

disp(" ");

disp(['A pressão média efetiva PEM é
de ',num2str(pem),' KPa']);

disp(" ");

end

% Para os gráficos%

%----- P-V Diagrama-----

%Compressao

V_12=linspace(v1,v2,100);
P_12=((v1./V_12).^y)*p1;

plot(V_12,P_12);

title('P-V Diagrama ( Diagrama Pressão
versus volume específico)','FontSize',
30 , 'FontName',
'Helvetica','FontWeight','bold');xlabel('
Volume específico (m^3/kg)','FontSize',
14 , 'FontName',
'Helvetica','FontWeight','bold');ylabel('
Presão (kPa)','FontSize', 14 ,
'FontName',
'Helvetica','FontWeight','bold');

hold on

% Combustao

V_23=[v2 v3];
P_23=[p2 p3];

plot(V_23,P_23);

%Rejeicao

V_34=linspace(v3,v4,100);
P_34=((v3./V_34).^y)*p3;

plot(V_34,P_34);

%Exaustao

V_41=[v4 v1];
P_41=[p4 p1];

plot(V_41,P_41);

%-Expulsao

V_56=[v5 v2];
P_56=[p5 p1];

plot(V_56,P_56);

hold off

text(v1,p1, '1,5', 'FontSize',12)
text(v2,p2, '2', 'FontSize',12)
text(v3,p3, '3', 'FontSize',12)
text(v4,p4, '4', 'FontSize',12)
text(v2,p0, '6', 'FontSize',12)

figure;

%----- T-S Diagram-----

%Reference State: ( Table A/12SI
Van Wylen Ed.4 )

Pref=p0; % 0.1 (MPa)
Tref=t0; % 25 Deg C

Sref=6.86305; % (kJ/kgK)

%---Plot 1-2 Process (Compression)

S_1=Sref+(cp*log((t0+273.15)/Tref));
%( Eq.10-31 Van Wylen Ed.4 )

S_2=S_1;

S_12=[S_1 S_2];

```

```

T_12=[t1 t2];

plot(S_12,T_12);

title('T-S Diagrama ( Diagrama
Temperatura em função da
entalpia)','FontSize', 30 , 'FontName',
'Helvetica','FontWeight','bold');xlabel('
Entalpia (kJ/kg)','FontSize', 14 ,
'FontName',
'Helvetica','FontWeight','bold');ylabel('
Temperatura (K)','FontSize', 14 ,
'FontName',
'Helvetica','FontWeight','bold');

hold on

%---Plot 2-3 Process (Combustion)

T_23=linspace(t2,t3,100);

S_23=S_2+(cv*log(T_23/t2));

S_3=S_2+(cv*log(t3/t2));

plot(S_23,T_23);

%---Plot 3-4 Process (Expansion)

S_4=S_3;

S_34=[S_3 S_4];

T_34=[t3 t4];

plot(S_34,T_34);

%---Plot 4-1 Process (Exhaust)

T_41=linspace(t4,t1,100);

S_41=S_4+(cv*log(T_41/t4));

plot(S_41,T_41);

hold off

text(S_1,t1, '1' , 'FontSize' ,12)
text(S_2,t2, '2' , 'FontSize' ,12)
text(S_3,t3, '3' , 'FontSize' ,12)
text(S_4,t4, '4' , 'FontSize' ,12)

elseif ciclo==2

disp(" Dados da Admissão a pressão
constante");

disp(" ");

[p1,t1,w1,v1]=intake(t0,p0,R);

disp(" Dados da Compressão
isentrópica ");

disp(" ");

[p2,t2,w2,v2,q2]=compression(t1,p1,R,
y,cv,rc);

disp(" Dados da combustão a
volume constante ( adição de calor )");

[p3,t3,w3,v3,q3]=combustiondiesel(t2,
p2,cp,rcomb,v2);

disp(" Dados da expansão
isentrópica");

[p4,t4,w4,v4,q4]=expansao(t3,p3,R,y,c
v,rc);

disp(" Dados da rejeição de calor
a volume constante");

[p5,t5,w5,v5,q5]=rejection(t1,p1,cv,v1,
t4);

disp(" Cálculo das características
de eficiência do motor");

wnet=(q3+q5);

disp(" ");

disp(['O trabalho líquido
realizado foi de: ',num2str(wnet),'
J/kg']);

disp(" ");

eficienciaterm=(wnet*100)/q3;

disp(" ");

disp(['A eficiencia térmica , em
percentagem pelo quociente do trabalho
com calor , foi de:
',num2str(eficienciaterm),' %']);

disp(" ");

temef=100*(1-(1/(rc)^(y-1)));

disp(['A eficiencia térmica , em
percentagem pela termodinamica , foi
de: ',num2str(temef),' %']);

disp(" ");

disp(" Tem um valor de massa para o
seu escoamento? ( Se sim digite 1 )");

disp(" ");

mass=input(" ");

if mass==1

disp(" ");

massa=input("Digite um valor de
massa , em kg : ");

disp(" ");

wq=wnet*massa;

disp(['O trabalho líquido realizado
foi de: ',num2str(wq),' J']);

disp(" ");

carnot=100*(1-(t1/t3));

pem=wnet/(v1-v2);

disp(['A eficiencia do ciclo de carnot
é de : ',num2str(carnot),' %']);

disp(" ");

disp(['A pressão média efetiva PEM é
de ',num2str(pem),' KPa']);

disp(" ");

end

% Para os gráficos%

%----- P-V Diagrama-----

```

```

%Compressao
V_12=linspace(v1,v2,100);
P_12=((v1./V_12).^y)*p1;
plot(V_12,P_12);
title('P-V Diagrama ( Diagrama
Pressão versus volume
específico)','FontSize', 30 ,
'FontName',
'Helvetica','FontWeight','bold');xla
bel('Volume específico
(m^3/kg)','FontSize', 14 ,
'FontName',
'Helvetica','FontWeight','bold');yla
bel('Presão (kPa)','FontSize', 14 ,
'FontName',
'Helvetica','FontWeight','bold');
hold on

% Combustao
V_23=[v2 v3];
P_23=[p2 p3];
plot(V_23,P_23);

%Rejeicao
V_34=linspace(v3,v4,100);
P_34=((v3./V_34).^y)*p3;
plot(V_34,P_34);

%Exaustao
V_41=[v4 v1];
P_41=[p4 p1];

plot(V_41,P_41);

%Expulsao
V_56=[v5 v2];
P_56=[p5 p1];
plot(V_56,P_56);
hold off
text(v1,p1, '1,5' , 'FontSize' ,12)
text(v2,p2, '2' , 'FontSize' ,12)
text(v3,p3, '3' , 'FontSize' ,12)
text(v4,p4, '4' , 'FontSize' ,12)
text(v2,p0, '6' , 'FontSize' ,12)
figure;
%----- T-S Diagram-----
%Reference State: ( Table A/12SI
Van Wylen Ed.4 )
Pref=p0; % 0.1 (MPa)
Tref=t0; % 25 Deg C
Sref=6.86305; % (kJ/kgK)
%---Plot 1-2 Process
(Compression)
S_1=Sref+(cp*log((t0+273.15)/Tre
f)); % ( Eq.10-31 Van Wylen
Ed.4 )
S_2=S_1;
S_12=[S_1 S_2];
T_12=[t1 t2];
plot(S_12,T_12);
title('T-S Diagrama ( Diagrama
Temperatura em função da
entalpia)','FontSize', 30 ,
'FontName',
'Helvetica','FontWeight','bold');xla
bel('Entalpia (kJ/kg)','FontSize', 14
,
'FontName',
'Helvetica','FontWeight','bold');yla
bel('Temperatura (K)','FontSize',
14 ,
'FontName',
'Helvetica','FontWeight','bold');
hold on
%---Plot 2-3 Process (Combustion)
T_23=linspace(t2,t3,100);
S_23=S_2+(cv*log(T_23/t2));
S_3=S_2+(cv*log(t3/t2));
plot(S_23,T_23);

%---Plot 3-4 Process (Expression)
S_4=S_3;
S_34=[S_3 S_4];
T_34=[t3 t4];
plot(S_34,T_34);

%---Plot 4-1 Process (Exhaust)
T_41=linspace(t4,t1,100);
S_41=S_4+(cv*log(T_41/t4));
plot(S_41,T_41);
hold off
text(S_1,t1, '1' , 'FontSize' ,12)
text(S_2,t2, '2' , 'FontSize' ,12)
text(S_3,t3, '3' , 'FontSize' ,12)
text(S_4,t4, '4' , 'FontS

```