



Instituto Superior Técnico

Licenciatura em Engenharia Aeroespacial

Projeto Integrador

Design Conceptual de uma Aeronave para a Competição *New Flying Competition*

Desenvolvido no âmbito do projeto Olissipo Air Team

Grupo 1:

95790, Francisco Dores
95795, Henry Machado
95815, José Bento
95845, Simão Martins
95847, Thomas Childs
96373, Duarte Brito
96393, Henrique Caraça
96416, João Diniz

Docentes:

Prof. Afzal Suleman
Prof. Frederico Afonso

29 maio 2022

P4 - 2º Semestre 2021/2022

Índice

1	Introdução	3
2	Contextualização e Estudo de Mercado	3
2.1	Competição <i>New Flying Competition</i>	3
2.1.1	Especificações do Aeromodelo	4
2.1.2	Requisitos Operacionais	5
2.1.3	Pontuação	6
2.2	Estudo de Mercado	6
2.2.1	VANTs Disponíveis Comercialmente, com Capacidade VTOL	7
2.2.2	Participantes em Edições Anteriores do <i>New Flying Competition</i>	8
3	Metodologia	11
4	Escolha da Configuração	11
4.1	Possíveis Configurações	12
4.2	Critérios de Seleção	12
4.3	Escolha da Configuração	14
5	Dimensionamento	15
5.1	Estimativa Inicial	15
5.1.1	MTOW Inicial	15
5.1.2	<i>Design Point</i> Inicial	17
5.2	Alterações no Programa e Estimativa Final	18
5.2.1	Ajuste das Estimativas e MTOW Final	18
5.2.2	Alterações ao Programa e <i>Design Point</i> Final	20
5.3	Configuração Final	21
6	Design da Asa	22
6.1	Dimensões da asa	22
6.2	Design da geometria da asa	23
6.2.1	Desenvolvimentos futuros	24
6.3	<i>Flight Envelope</i>	25
6.4	Escolha do perfil	26
6.4.1	Análises 2D	26
6.4.2	Análises 3D e Critérios de Avaliação	29
7	Design da Cauda	32
7.1	Configuração da Cauda	32
7.2	Escolha do Perfil	33
8	Arquitetura do Sistema Propulsivo	34
8.1	Motores para VTOL	34
8.2	Motor para Cruzeiro	36
8.3	Hélices	40
8.4	Eletrónica de Potência	40
8.5	Baterias para Alimentação dos Motores	42

8.6	Placa de Distribuição de Potência	42
8.7	Aviónica	43
8.8	Arquitetura Global do Sistema	44
9	Fuselagem	45
9.1	Dimensões	45
9.1.1	Área Frontal e Comprimento - <i>Fineness Ratio</i>	45
9.2	Resistência Estrutural e Aerodinâmica	47
9.2.1	Estimativa do C_{D_0}	48
9.3	Disposição de Componentes Internos	50
9.4	CAD	51
9.5	Passos Futuros	51
10	Cauda e Estabilidade	51
10.1	Estabilidade Estática	52
10.1.1	Estabilidade Estática Longitudinal.	52
10.1.2	Estabilidade Estática Lateral.	52
10.2	Estabilidade Dinâmica	53
10.2.1	Modos Longitudinais: Fugóide	53
10.2.2	Modos Longitudinais: Período Curto	54
10.2.3	Modos Laterais: Espiral	54
10.2.4	Modos Laterais: Rolamento	55
10.2.5	Modos Laterais: Rolamento Holandês	55
11	Inovação e Sustentabilidade	56
11.1	Integração de células solares	56
11.2	Estudo preliminar	57
11.3	Aumento da autonomia	59
12	Planeamento Futuro	61
13	Conclusões	62
Anexos		I
I	Orçamento Preliminar	I
II	Ficheiro <i>.dat</i> do Perfil CarlEdu21	II
III	Ficheiro <i>.dat</i> do Perfil NãoJorge	III
IV	Ficheiro <i>.json</i> Final	III
V	Implementação da volta coordenada no código do <i>Design Space</i>	XV
VI	Estimativa do Impacto da Implementação de Painéis Solares	XXIV
VII	Código Utilizado para o Cálculo do <i>Flight Envelope</i>	XXV

1 Introdução

Este projeto foi desenvolvido no âmbito da Unidade Curricular Projecto Integrador de 1º Ciclo em Engenharia Aeroespacial e da equipa Olissipo Air Team, parte do AeroTéc - Núcleo de Estudantes de Engenharia Aeroespacial do Técnico. A proposta de efetuar o *design* conceptual de uma aeronave para uma competição - *New Flying Competition*, que será também designada apenas por NFC -, na qual a equipa Olissipo Air Team pretende passar a participar, surgiu como alternativa natural ao tema proposto pelo corpo Docente.

Assim sendo, aqui pretende-se propor uma primeira abordagem a um desafio concreto, na forma do *design* preliminar de uma aeronave capaz de atingir um objetivo operacional pré-definido, cumprindo as regras e restrições impostas pelo regulamento da competição em causa. Pretende-se ainda que este seja desenvolvido com um nível de complexidade e detalhe adequados às metas pedagógicas da Unidade Curricular e, sobretudo, que este sirva como um ponto de partida para o futuro desenvolvimento da aeronave aqui conceptualizada. Relativamente a este ponto, conta-se que a aeronave venha a ser construída e operada pela equipa, de acordo com uma calendarização que decorrerá ao longo dos próximos dois anos.

Na secção 2, começa-se por explorar em detalhe os objetivos e requisitos impostos pelo regulamento do NFC, assim como uma descrição detalhada da missão operacional a desempenhar. Em seguida, apresenta-se ainda o processo de recolha de informação relativamente a outras aeronaves semelhantes, nomeadamente as que participaram na competição em anos anteriores, que serviu como ponto de partida para a equipa.

Na secção 3, são expostos os principais métodos adoptados pela equipa no desenvolvimento do conceito da aeronave, assim como uma breve discussão da natureza iterativa de todo o processo. Em seguida, tratou-se de definir a escolha inicial da configuração, processo descrito na secção 4, e relatar resumidamente o percurso desde a primeira aproximação aos parâmetros físicos da aeronave até ao *design* final obtido (secção 5).

As secções seguintes, da 6 até à 10, debruçam-se sobre os subsistemas específicos da aeronave, nomeadamente a asa, a arquitetura do sistema propulsivo, a fuselagem e os estabilizadores (abordados, de novo, em conjunto com o estudo generalizado da estabilidade estática e dinâmica da aeronave).

Na secção 11, apresenta-se um estudo comprehensivo sobre a possibilidade e viabilidade de incluir formas alternativas de alimentar a aeronave do ponto de vista energético, assim como uma breve discussão de outras aplicações para as quais o protótipo desenvolvido pode vir a ser adequado, com um mínimo de adaptações.

Por fim, a secção 12 deixa algumas sugestões relativamente aos próximos passos que poderão fazer sentido implementar com o objetivo de, partindo do trabalho desenvolvido até aqui, desenvolver o *design* detalhado desta aeronave e preparar a sua operação no contexto de um voo de teste.

2 Contextualização e Estudo de Mercado

2.1 Competição *New Flying Competition*

O *New Flying Competition* (NFC) é uma competição internacional, de cariz científico, que se baseia na construção de aeromodelos com o intuito de explorar novas configurações de veículos aeroespaciais, assim como os detalhes técnicos inerentes à sua implementação.^[1] Organizada pela associação Neues Fliegen e.V (composta por estudantes do Departamento de Engenharia Automotiva e Aeronáutica da Universidade de Ciências Aplicadas de Hamburgo), a competição bianual

conta já com três edições realizadas (tendo a primeira decorrido em 2016) e a próxima edição terá lugar no final de setembro de 2022.[2][3]

Nesta competição, é definida uma tarefa pela equipa estudantil organizadora do evento e pelo júri da competição, constituído por representantes da indústria. A tarefa consiste, em traços gerais, em desenvolver e implementar conceitos e soluções que permitam responder a desafios relacionados com o futuro da aviação civil. Durante a competição, as equipas participantes têm de apresentar os seus conceitos e protótipos e demonstrar a sua operacionalidade, no contexto de um ou mais voos de teste.



Figura 1. Participantes na última edição do NFC (outubro de 2022). [3]

A equipa Olissipo Air Team tem como objetivo participar na edição do NFC seguinte à que está atualmente a decorrer. Apesar de ainda não terem sido divulgados a calendarização ou o regulamento para esta futura edição, o estudo dos regulamentos de edições anteriores e a constatação das semelhanças entre as edições levou a equipa a concluir que a melhor abordagem para a preparação de uma participação futura passaria pelo desenvolvimento de uma aeronave que cumpra os requisitos da edição de 2022. Os regulamentos referem-se às várias vertentes da competição, desde calendarização, procedimentos burocráticos e de segurança, indicações para os *deliverables* a submeter, até à missão operacional da aeronave e limitações às especificações técnicas da mesma. [4]

Em seguida, apresentam-se de modo sintético e sistematizado os requisitos e regras relativos às especificações técnicas e geométricas do aeromodelo relevantes para o design preliminar, assim como os referentes à missão operacional a desempenhar. Estes foram a base de todo o trabalho subsequente desenvolvido pela equipa. O regulamento completo da edição de 2022 pode ser encontrado no *website* da competição, no documento "Competition Task of the New Flying Competition 2022".[5]

2.1.1 Especificações do Aeromodelo

O regulamento da competição especifica uma série de requisitos e limitações às dimensões e configurações possíveis para o aeromodelo a desenvolver. Destes, destacam-se as seguintes exigências:

- Capacidade de *Vertical Take Off and Landing* (VTOL);
- Envergadura máxima de 3 metros;
- *Maximum Take Off Weight* (MTOW) inferior a 15 kg;
- Propulsão elétrica e multi-rotor;
- Bateria Li-Po dedicada à alimentação, com conector XT e removível (para efeitos de recarregamento);
- Existência de bateria(s) dedicadas à exclusivamente à alimentação do sistema propulsivo (não deverão alimentar qualquer outro sistema eletrico/eletrónico);
- Implementação de interruptor físico de segurança para evitar a ativação acidental dos motores;

- Transporte de um *Payload Block* (PLB) de 2kg, com dimensões 400mmx200mmx180mm.

Outros requisitos, que serão importantes numa fase de design posterior, incluem:

- Inclusão de um sistema de controlo por rádio a 2.4GHz;
- Inclusão de um *GPS-Logger* para a medição e registo do *Ground Speed* e distância;
- Capacidade de pilotagem totalmente automática.

2.1.2 Requisitos Operacionais

Nesta secção, indica-se o perfil da missão a desempenhar (inteiramente especificado no regulamento da competição), assim como as principais indicações relativas a limitações temporais e de condições atmosféricas que foram relevantes para o dimensionamento estrutural ou energético da aeronave.

Missão

O desafio da competição consiste na simulação de uma tarefa de busca aérea - para tal, pretende-se que o Véículo Aéreo Não Tripulado (VANT) a desenvolver seja robusto e capaz de operar em condições atmosféricas nórdicas (a competição tem lugar em Hamburgo, durante o mês de outubro). O perfil operacional encontra-se representado graficamente na Figura 2 e é dado pelas seguintes etapas:

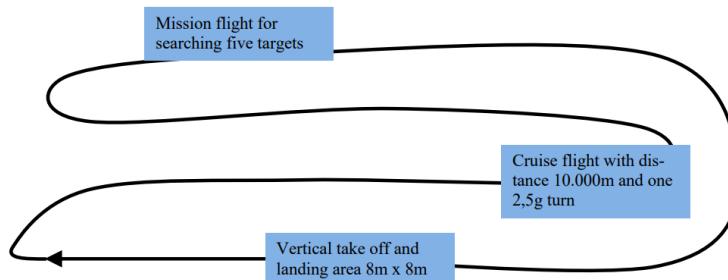


Figura 2. Esquema de padrão de voo da competição [5]

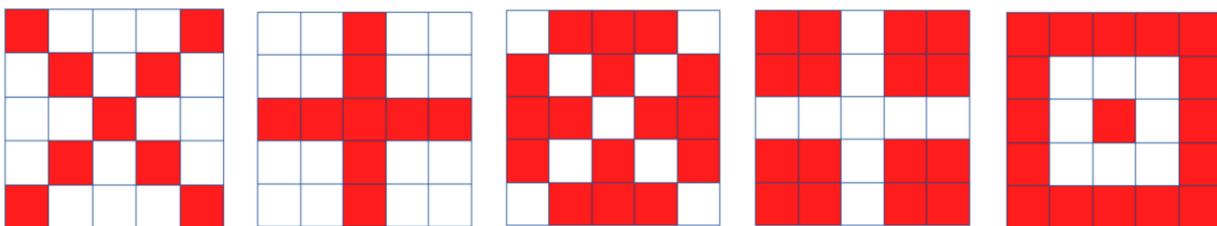


Figura 3. Alvos a detetar, com dimensões globais 500mmx500mm (os quadrados mais pequenos, que compõem o maior, são 100mmx100mm).[5]

- Descolagem vertical - deve ser feita numa área de 8mx8m, até atingir os 10m de altitude;
- Transição para voo horizontal - deve ocorrer a uma altitude mínima de 50m;

3. Voo cruzeiro - nesta etapa, deverá percorrer uma distância de 10km. Deverá também ser descrita, nesta fase, uma volta coordenada a pelo menos 2.5g;
4. Voo de busca - nesta fase, o objetivo é detetar 5 alvos e guardar as coordenadas da sua localização (Figura 3), espalhados por uma área de 1200mx400m que dista cerca de 350m do local de descolagem. De notar que os sensores utilizados nesta fase, assim como o padrão de voo a adotar, são uma escolha que cabe a cada equipa.
5. Voo de regresso à zona de aterragem - e transição para voo vertical à altitude mínima de 50m.
6. Aterragem vertical - na mesma zona que a descolagem, isto é, a área de 8mx8m.

Condições de Voo

- A aeronave deverá ser capaz de operar com vento até aos 10m/s e com condições de vento superiores a esta o voo não terá lugar;
- A duração total de cada voo não poderá exceder os 30 minutos;
- A trajetória a seguir na 3^a etapa do voo será dada pela equipa organizadora.

2.1.3 Pontuação

O desempenho global da equipa será avaliado tendo em conta os fatores enumerados abaixo e representados esquematicamente na Figura 4. Nesta fase, a observação mais relevante é, possivelmente, a constatação da importância dada à eficiência energética da aeronave a desenvolver - os restantes fatores não estão diretamente relacionados com o protótipo em si, mas sim com o planeamento da trajetória e algoritmos de busca, a preparação e capacidade de comunicação e síntese da equipa e a qualidade dos relatórios técnicos a elaborar.

- O número de alvos identificados durante o voo, ao longo da trajetória percorrida;
- O consumo energético;
- A rapidez da análise/processamento de dados pós-voo;
- A qualidade da apresentação e dos relatórios técnicos submetidos.

2.2 Estudo de Mercado

O próximo passo na análise dos requisitos foi o trabalho de pesquisa em torno dos aeromodelos pré-existentes com características próximas das pretendidas. Por um lado, foi feito um estudo dos pequenos VANTs disponíveis comercialmente e, por outro, um trabalho de sistematização das características das aeronaves participantes em edições anteriores do NFC, assim como da sua classificação. Estes foram também passos importantes no *design* preliminar da aeronave, dado que permitem inferir à partida as vantagens e desvantagens de algumas das configurações a considerar (o primeiro passo "criativo"), assim como ter uma melhor estimativa dos parâmetros para a fase de dimensionamento inicial (passo seguinte).

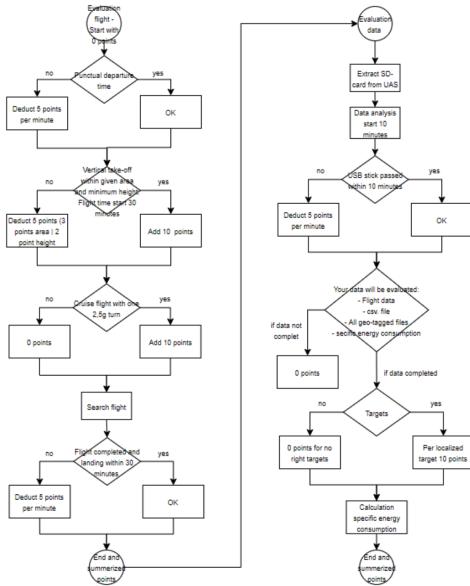


Figura 4. Fluxograma do processo de avaliação das equipas participantes estão sujeitas.[5]

2.2.1 VANTs Disponíveis Comercialmente, com Capacidade VTOL

Uma das primeiras referências da equipa foi a UAVision Aeronautics, uma empresa de UAS portuguesa, que projeta e constrói aeronaves com objetivos e dimensões semelhantes à competição *New Flying Competition*. Em particular, era já do conhecimento de alguns membros da equipa as aeronaves com capacidade VTOL e piloto automático desenvolvidas para efeitos de monitorização e controlo do solo e do mar.

Um exemplo destas é o Ogassa OGS42V, um UAV projetado para patrulha e vigilância costeira e marítima, com capacidade de rastreio e identificação de embarcações e com capacidades de autopiloto. De particular interesse nesta aeronave são as dimensões semelhantes às pretendidas (2.5m de envergadura, MTOW de 36kg) e as semelhanças entre as funcionalidades da aeronave e os objetivos operacionais da competição NFC (em particular, a capacidade VTOL). [6]

Uma outra empresa europeia com um foco no desenvolvimento de sistemas autónomos de monitorização, nomeadamente serviços, sistema de satélites e VANTs de pequenas e médias dimensões, de longo a médio alcance, é a Tekever.[7] Entre as aeronaves desenvolvidas por este fabricante, destaca-se a AR3, uma aeronave modular, com envergadura de 3.5 metros e um MTOW de 25kg.[8] Operacionalmente, esta aeronave permite remover ou colocar os *booms* transversais à asa, visíveis na Figura 6, o que permite alterar a configuração da aeronave em segundos. Os *booms* potenciam a capacidade VTOL da aeronave, mas limitam o alcance; a remoção dos mesmos permite que a autonomia da aeronave suba das 8 para as 16 horas, requerendo, contudo, uma catapulte pneumática para a fase da descolagem.

Dos dois exemplos aqui delineados, destaca-se a opção, em ambos os casos, por uma configuração (ainda que mais ou menos modular) fixa durante a fase de voo, do ponto de vista da geometria, com sistemas propulsivos para a fase de VTOL e para a fase de cruise distintos. É interessante, em particular, notar as opções tomadas na conjugação da configuração de asa fixa com os restantes elementos da aeronave, nomeadamente trem (ou ausência do mesmo), integração com a asa e posicionamentos dos rotores e/ou hélices.



Figura 5. Ogassa OGS42V da Marinha Portuguesa, desenvolvido pela empresa portuguesa UA-Vision. De notar a configuração VTOL quadcopter, conjugada em simultâneo com uma asa fixa, cauda em A e motor *pusher*.[6]

2.2.2 Participantes em Edições Anteriores do *New Flying Competition*

Para além do estudo do mercado comercial, efetuado na secção anterior, a existência de informação sobre as aeronaves das equipas participantes nas edições anteriores do *New Flying Competition*, disponível *online*, levou a que fosse ainda feito um trabalho de pesquisa sobre as mesmas, com um foco nas que se destacaram pela positiva. Foi considerado que as aeronaves destas equipas, constituídas também por alunos de ensino superior, tendo sido também construídas com técnicas de construção, em princípio, semelhantes às que a equipa Olissipo Air Team tem ao seu dispor, e com uma missão comparável com a que a equipa terá de cumprir, seriam uma boa fonte de informação para a fase inicial do *design*. As informações mais relevantes, nesta fase, são as estimativas iniciais necessárias para dimensionar as características físicas da aeronave (nomeadamente janelas realistas de MTOW, velocidades operacionais e características geométricas), conclusões preliminares sobre a viabilidade das diferentes configurações adotadas, assim como de eventuais sistemas inovadores utilizados para a transição entre diferentes fases de voo (nomeadamente voo vertical e cruzeiro).

Em seguida apresenta-se, na Tabela 1, as principais características físicas de algumas das aeronaves participantes na competição NFC2018, visíveis nas fotografias dos cartazes técnicos das mesmas, disponíveis no arquivo do *website* da competição[10]. Destaca-se que o regulamento desta edição, em particular, da competição, não exigia a capacidade de uma configuração VTOL (de facto nenhuma destas aeronaves apresentava essa capacidade). Contudo, foi uma boa referência, por um lado, para conhecer os materiais de construção utilizados pelas equipas e conhecer as diversas abordagens adotadas pelas equipas ao desafio de desenvolver uma asa de envergadura variável. De destacar ainda como, em todos os casos, se optou por uma configuração bi-motor e, apesar da variabilidade do peso das aeronaves, as baterias escolhidas foram predominantemente de capacidade 5000mAh.

No arquivo da edição de 2020, não estavam disponíveis imagens dos cartazes técnicos das aeronaves participantes na competição, nem outras fontes de dados técnicos. Contudo, das imagens disponíveis, destacou-se a aeronave que venceu a edição, o aeromodelo *Night Fury* da equipa Eco-Car, constituída por estudantes da Universidade de Erlangen-Nuremberga, sobretudo por contar com uma configuração muito semelhante ao *Ogassa OGS42V*, da UAVision. Esta consiste numa configuração *quadcopter*, VTOL, com um rotor *pusher* na parte de trás da fuselagem e uma cauda em A suportada pelos dois *booms* que ligam a cauda à asa e são, em simultâneo, o elemento estru-



Figura 6. AR3, desenvolvido pela Tekever. De notar a configuração VTOL quadcopter, conjugada em simultâneo com uma asa fixa com alongamento elevado, cauda em V e motor *pusher*.[9]

NFC 2018				
Equipa	NPU-Innovation	U Fly Aerodesign	Chicken Wings	HAWings
Peso seco (kg)	11	8.5	13	14
Capacidade bateria (mAh)	5000	5000	5000	10000
Configuração e características	configuração de rotação inteira/total; mecanismo de rotação particular.	asa dobrável; materiais de baixo peso.	AR elevado; rotação manivela; rotação em torno da fuselagem;	asa telescópica, operável em voo; canard; avionica ligada a smartphone.
Materiais de construção	CMI, CFK, GFK, madeira	madeira, alumínio, compósitos	Contraplacado, balsa, CFK	CFPR, balsa, contraplacado
Envergadura max/min (m)	5/1	2.78/1.12	5/1	6.5/4.5
Comprimento fuselagem (m)	2.43	1.5	2.88	3.3
Número de motores	2	2	2	2
Potência motor (W)	2480	1800	2340	2000

Tabela 1. Características das aeronaves primeiro classificadas no NFC 2018 [10]

tural onde são fixados os rotores VTOL. Foi possível encontrar no *website*[11] da equipa EcoCar algumas das especificações da aeronave, donde se destacam os parâmetros:

- MTOW de 9.25kg;
- Velocidade de cruzeiro de 19 m/s;
- Potência Máxima de 4.2 kW;
- Envergadura de 3.5m;
- Construção de todos os componentes, compósitos, com o recurso à lamination em fibra de carbono.

A equipa destaca, relativamente ao *design* conseguido, o baixo consumo energético, capacidade de voo autónomo e eficiência da aeronave em voo de cruzeiro, apesar da capacidade VTOL, e elevada robustez e fiabilidade da configuração, resultante do desacoplamento entre os dois sistemas propulsivos.[12]

As duas equipas seguintes classificadas, na edição de 2020 (Team HORYZN, da Universidade Técnica de Munique e a equipa Beoavia, da Universidade de Belgrade), apresentavam, também,



Figura 7. Aeromodelo *Elly*, desenvolvido pela equipa NPU-Innovation para o NFC2018. De destacar a configuração pouco convencional, bi-motor com canard e asa deslocada bastante para a traseira do aeromodelo.[10]

subsistemas propulsivos independentes para as fases de voo horizontal e vertical, em simultâneo com uma geometria de asa fixa convencional. O aspeto mais interessante foi um encontrado na aeronave da equipa Beoavia, que apresentava a capacidade de retração dos rotores utilizados para a fase VTOL, durante o voo cruzeiro, com o objetivo último da minimização da resistência aerodinâmica.[13][14]



Figura 8. *Night Fury*, aeromodelo vencedor da NFC 2020. De destacar a configuração muito semelhante à encontrada na Figura 5.[10]



Figura 9. Aeromodelo da equipa Beoavia, 3^a classificada no NFC2020. De destacar as ranhuras na fuselagem utilizadas para a retração do subsistema utilizado para o VTOL.[13]

Para além de ter servido para a equipa desenvolver um melhor conhecimento dos vários tipos de configurações já implementados com sucesso, esta etapa inicial de pesquisa e comparação de aeronaves e aeromodelos de dimensões semelhantes permitiu também obter melhores referências dos valores esperados para as características físicas e geométricas de diferentes configurações de aeronaves. Uma outra conclusão retirada, já nesta fase, é a importância da robustez e estabilidade da aeronave, que se infere a partir da opção preferencial, nos vários exemplos analisados, por uma configuração com redundância de motores e independência dos diferentes subsistemas propulsivos, em detrimento de outras configurações com potencial para apresentar vantagens como a redução de peso, tais como configurações *tilt-rotor* ou *tricopter*.

3 Metodologia

O presente relatório pretende apresentar de forma sucinta todo o trabalho de desenvolvimento realizado, ao longo deste semestre, no sentido de conceptualização de uma aeronave para participar na competição descrita acima. Trata-se de um trabalho por natureza iterativo, ao qual, não sendo nem possível nem desejável relatar na íntegra, dificilmente se faz jus deste modo. Assim sendo, nesta secção pretende-se delinear a abordagem geral ao problema em mãos e identificar as principais preocupações que guiaram todo o processo decisivo.

Tendo sido contextualizado, na secção anterior (2), o âmbito, objetivos e restrições impostas pela competição *New Flying Competition*, assim como o trabalho preliminar de pesquisa realizado, os primeiros grandes desafios que se impõem são a escolha da configuração a desenvolver e as escolhas das estimativas para o dimensionamento inicial da mesma.

A partir do momento em que estas foram definidas, foi utilizado o *software* disponibilizado pelo corpo docente da cadeira, *Aircraft Design Tool* (de resto publicamente acessível no GitHub em [15]), como ferramenta utilizada iterativamente para validação operacional e refinamento das escolhas de design tomadas daí em diante. Para além de permitir o cálculo automatizado das características do *Design Point* da aeronave, como função de parâmetros definidos pela equipa (e passíveis de ajustes), foi muito útil numa fase inicial, nomeadamente para estimar o coeficiente de resistência aerodinâmica da aeronave e a dimensão requerida para a bateria para a execução da missão operacional da aeronave (também representada por uma série de parâmetros a utilizar como *inputs* do programa). Contudo, rapidamente verificou-se que este programa, apesar de ter continuado a ser útil ao longo do decorrer do projeto, apresentava limitações significativas: nomeadamente, ao nível da desadequação do mesmo para aeronaves de pequenas dimensões, a baixo Reynolds.

Assim sendo, para além de terem sido introduzidas algumas alterações ao programa supramencionado (em particular ao nível dos constrangimentos para o *Design Point*), com o intuito de o adaptar para as características da aeronave em mão, a filosofia que guiou o resto do desenvolvimento da mesma esteve assente em três pilares fundamentais:

1. Os valores de referência, encontrados em diversas fontes, ou decorrentes da experiência da própria equipa, para pequenos VANTs (nomeadamente referentes à última aeronave desenvolvida pela equipa);
2. O princípio *Design to Build*, dado que o objetivo último deste trabalho, a médio prazo, é chegar à construção de um protótipo funcional;
3. A procura e utilização como referência, sempre que possível, de componentes *Commercially Off the Shelf* (COTS), em particular ao nível dos subsistemas propulsivo, energético e aviónico (em linha com o ponto anterior).

Todas as adaptações realizadas ao programa original fornecido, assim como os ficheiros de XFLR5 e SolidWorks e outros programas auxiliares desenvolvidos, podem ser encontrados na página de GitHub criada para o trabalho do grupo, disponível em [16]. De resto, foram anexados ao presente relatório o ficheiro .json e alguns dos códigos mais relevantes desenvolvidos, da autoria dos elementos do Grupo 1.

4 Escolha da Configuração

Na escolha inicial da configuração usou-se o *Analytic Hierarchy Process* (AHP) que consistiu em várias fases: um *brainstorming* de possíveis configurações, a escolha de critérios e definição do seu grau de importância, a comparação das opções segundo os critérios definidos previamente e, por fim, a escolha final da configuração a desenvolver, tendo em conta a comparação e o nível de importância de cada critério.

4.1 Possíveis Configurações

Nesta fase, olhou-se para outras aeronaves que já tinham sido desenvolvidas para missões semelhantes e também se incentivou a criatividade. Nas Figuras 10 até 17, estão as configurações que foram propostas e posteriormente avaliadas.

Um aspecto relevante nesta fase foi ter configurações suficientemente diferentes que oferecessem diferentes formas de resolver o mesmo problema. Assim, algumas soluções seguem a configuração usual, com asa fixa e cauda, (Figuras 10, 12, 15, 16 e 17) e outras apresentam configurações não usuais como asas voadoras (Figuras 11 e 13). Também foram propostas diferentes hipóteses para solucionar a necessidade do *VTOL*, como rotores passíveis de rotação (Figuras 11, 12 e 17), rotores diferentes para cada fase (Figuras 10, 14 e 16) e *tail-sitters* (Figuras 13 e 15).

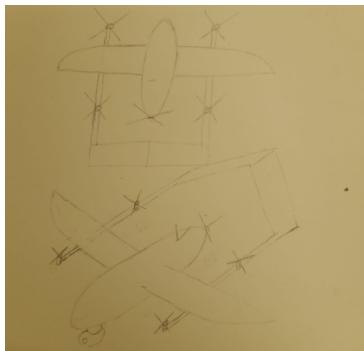


Figura 10. *Quadcopter-Pusher*.

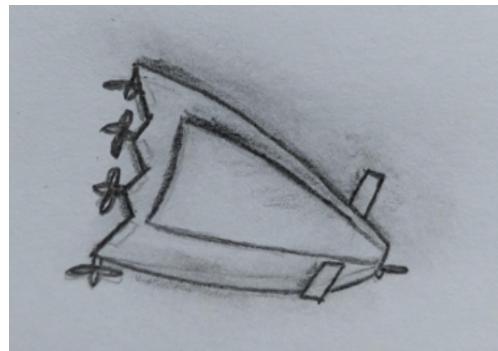


Figura 11. Asa voadora com *Tricopter*.

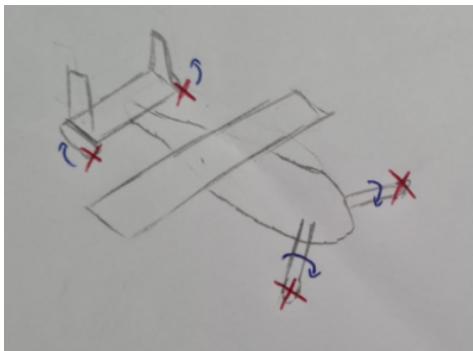


Figura 12. *Vectored thrust*.

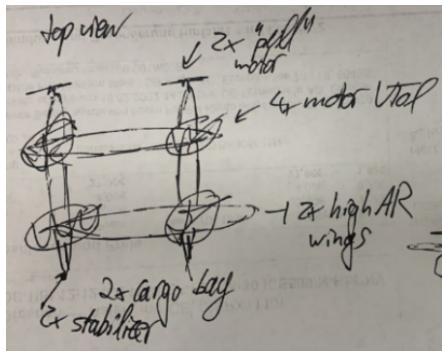
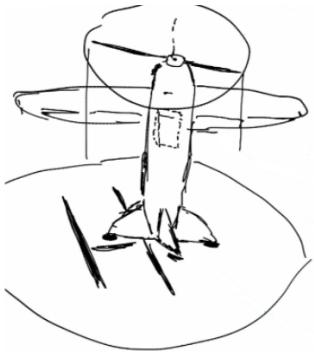
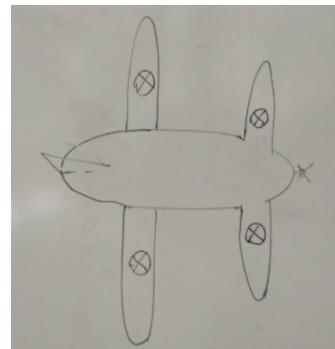
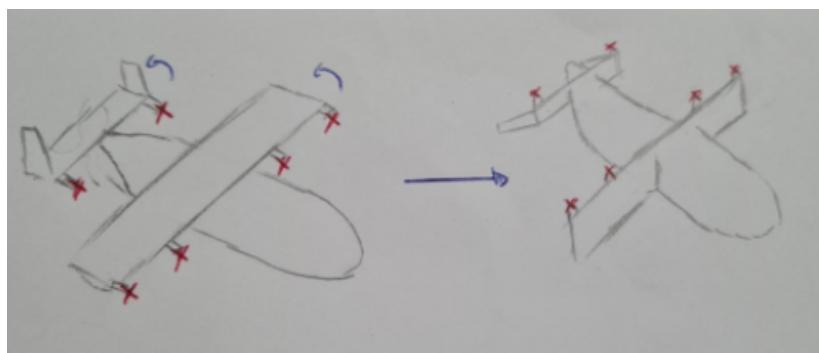


Figura 13. Asa voadora *tail-sitter*.

4.2 Critérios de Seleção

Os critérios selecionados foram:

- Simplicidade do *VTOL*
- Simplicidade da transição de *VTOL* para cruzeiro e vice-versa
- Previsão de baixo consumo de energia
- Problemas aerodinâmicos e de estabilidade

**Figura 14.** Quadcopter.**Figura 15.** Tail-sitter.**Figura 16.** Rotores na asa.**Figura 17.** Configuração clássica com asa e cauda rotativa para o VTOL.

- Problemas estruturais
- Facilidade de incluir a carga

Para chegar a estes critérios, teve-se em conta dois fatores: os objetivos da competição e os novos desafios que esta competição apresenta, o que representa bem o compromisso entre procurar a solução mais otimizada e chegar de facto a uma que seja passível de implementação pela equipa.

Em primeiro lugar, um dos critérios da competição é a carga da bateria no final do voo, pelo que faz sentido que, ao escolher a configuração da aeronave, se procure uma que provavelmente tenha uma boa prestação neste aspeto. Em segundo lugar, ao olhar para os requisitos da competição, é preciso ter em conta a necessidade de transportar um bloco de carga, de dimensões fixas, e, por isso, a configuração tem de apresentar essa capacidade.

Relativamente à simplicidade do VTOL e à simplicidade da transição de VTOL para cruzeiro e vice-versa, estes critérios foram selecionados visto que a equipa tem menos conhecimento nestas áreas e, por isso, faz sentido que se procure por começar com algo simples e, se funcionar, procurar outras alternativas mais eficientes sem o medo de aumentar a dificuldade. Por último, os problemas aerodinâmicos e de estabilidade e os problemas estruturais foram selecionados como critérios porque se deve valorizar a simplicidade e, assim, caso existissem duas configurações com desempenho previsto semelhantes nos restantes critérios, a que fosse mais simples seria privilegiada.

Tendo definido os critérios, preencheu-se a tabela de importância relativa, que pode ser vista na Figura 2. Nesta tabela, 1 significa igual importância e 9 importância extrema.

Tabela 2. Comparação dos critérios de seleção.

	VTOL	Transição	Energia	Probs. aerod.	Probs. estru.	Carga
VTOL	1	0.1667	0.125	1	3	2
Transição	6	1	0.125	2	4	3
Energia	8	8	1	9	9	8
Probs. aerod.	1	0.5	0.1111	1	4	2
Probs. estru.	0.3333	0.25	0.1111	0.25	1	1
Carga	0.5	0.3333	0.125	0.5	1	1

A tabela resultou nos seguintes valores de importância absoluta:

- Simplicidade do VTOL - 0.06902
- Simplicidade da transição de VTOL para cruzeiro e vice-versa - 0.60100
- Previsão de baixo consumo de energia - 0.08185
- Problemas aerodinâmicos e de estabilidade - 0.16846
- Problemas estruturais - 0.04401
- Facilidade de incluir a carga - 0.03566

4.3 Escolha da Configuração

Nesta fase, voltou-se a preencher tabelas de prioridade onde se fixava o critério e comparava-se as diferentes opções. Não se irão apresentar cada uma das tabelas mas sim os fatores que foram tidos em conta relativamente a cada um dos critérios.

Simplicidade do VTOL: Valorizou-se configurações que tivessem 4 rotores verticais distintos.

Simplicidade da transição de VTOL para cruzeiro e vice-versa: Valorizou-se configurações que tivessem rotores dedicados para o VTOL e para cruzeiro. Penalizou-se configurações que necessitassem de rodar os eixos dos rotores quando se passava de uma fase de voo para outra.

Previsão de baixo consumo de energia: Valorizou-se configurações onde se previa menor *drag*, por exemplo, menos superfícies. Penalizou-se configurações que em cruzeiro tivessem os rotores usados no VTOL inutilizados.

Problemas aerodinâmicos e de estabilidade: Penalizou-se configurações não convencionais, como asa voadoras, ou que incluíssem canards.

Problemas estruturais: Penalizou-se configurações que sugerissem mais esforços nas asas, ou outros componentes periféricos, fruto principalmente dos rotores usados no VTOL.

Facilidade de incluir a carga: Todas as configurações, em princípio, tinham a capacidade de transportar a carga. Penalizou-se aquelas onde a sua inclusão parecesse mais complicada e que pudesse prejudicar os outros critérios.

Os resultados foram os seguintes:

- *Quadcopter-Pusher*, Figura 10 - 0.22800
- Asa voadora com *Tricopter*, Figura 11 - 0.10367
- *Quadcopter* com rotação para *puller*, Figura 12 - 0.06298
- Asa voadora *tail-sitter*, Figura 13 - 0.11081
- *Quadcopter* com dupla fuselagem, Figura 14 - 0.18768
- *Tail-Sitter*, Figura 15 - 0.10715
- Rotores na asa e nos canards, Figura 16 - 0.12959
- *Rotating tail and wing*, Figura 17 - 0.07013

Desta forma, pode-se concluir que a configuração vencedora é o *Quadcopter-Pusher*, que pode ser visto na Figura 10. Foi, então, esta aquela que se desenvolveu ao longo do resto do projeto.

5 Dimensionamento

No fim da escolha da configuração a desenvolver, é importante começar a fazer o dimensionamento inicial da aeronave. Este dimensionamento foi feito com recurso ao programa fornecido pelos docentes da Unidade Curricular, o Aircraft Design Tool[15]. É importante referir que este programa foi ajustado pelo grupo de forma a ir de encontro às necessidades do projeto em mãos, visto tratar-se de um UAV 100% elétrico, de baixo Reynolds, ao invés de uma aeronave de *Urban Air Mobility* híbrida, para a qual o programa foi escrito.

Numa primeira fase, é importante obter uma estimativa para o MTOW da aeronave que estamos a projetar, para além de obter o *Design Point* da aeronave tanto para o voo vertical como para o voo de cruzeiro.

5.1 Estimativa Inicial

O MTOW de uma aeronave, ou *Maximum Take Off Weight*, é a soma das diferentes massas que compõe a aeronave, que são, neste caso, o peso estrutural (correspondente à asa, fuselagem, booms, etc.), o peso da propulsão (referente a motores, hélices, etc.), o peso dos sistemas energéticos (como baterias) e por fim o peso da *payload*, definida à partida pelo regulamento da competição *New Flying Competition*. O cálculo do MTOW, pode ser reescrito como:

$$W_{TO} = \frac{W_{payload}}{1 - (MF_{est} + MF_{prop} + MF_{energ})} \quad (1)$$

Onde *MF* são frações mássicas que correspondem aos diferentes subsistemas explicados anteriormente.

Devido à natureza do projeto, elaborado no âmbito de uma competição de UAVs que conta já com algumas edições, foi possível estimar estes parâmetros verificando requisitos operacionais, dados, dimensões e massas parciais através de investigação de aeronaves já projetadas para uma missão bastante parecida à deste projeto (seção 2).

5.1.1 MTOW Inicial

Numa primeira abordagem, o dimensionamento da aeronave foi feito usando estimativas bastante preliminares. Todas as massas, dimensões e características aerodinâmicas utilizadas foram as da atual aeronave do *Olissipo Air Team*, com uma velocidade máxima de 30m/s. A estimativa

inicial da massa dos motores foi feita através de pesquisa sobre massas de motores de *quadcopters* semelhantes à configuração escolhida.

Assim, as primeiras estimativas utilizadas no dimensionamento da aeronave foram as seguintes.

- **Aviônica**
 - Massa = 0.6kg
- **Payload**
 - Massa = 2kg
- **Fuselagem**
 - Massa = 0.8kg
- **Asa**
 - Massa = 0.8kg
 - Interference factor = 1
 - Alongamento = 8
 - Corda média = 0.3m
 - Eficiência de Oswald = 0.85
 - Perfil - NACA4412
- **Cauda (em A)**
 - Massa = 0.2kg
 - Interference factor = 1
 - Alongamento da projeção horizontal = 4
 - Alongamento da projeção vertical = 2
 - Corda média = 0.2m
 - Eficiência de Oswald = 0.8
 - Perfil - NACA0009
 - $C_{L_{max}} = 1.5$
- **Motor pusher**
 - Massa = 0.3kg
 - Potência máxima = 750W
 - Eficiência = 0.85
- **Motor rotores**
 - Massa = 0.36kg
 - Potência máxima = 1000W
 - Eficiência = 0.85

- Hélice *Pusher*
 - Massa = 0.08kg
 - 2 pás, raio = 0.175m
 - *Tip velocity* = 180m/s
 - Eficiência = 0.8
- Rotores *VTOL*
 - Massa = 0.04kg
 - 4 rotores, 2 pás por rotor, raio = 0.175m
 - Eficiência = 0.8
- Bateria
 - Estimativa de massa inicial = 1.3kg
 - Massa final = 0.687kg
 - Reserva = 0.2
 - Energia Específica = 0.5MJ/kg

Resultando assim num MTOW de 7.204kg, um resultado que pareceu ao grupo bastante abaixo do previstos. Este resultado é justificado pela falta de alguns componentes (nomeadamente os *booms*) bem como de uma massa de bateria muito subestimada.

5.1.2 *Design Point* Inicial

Com apoio ao programa fornecido pelo corpo docente da Unidade Curricular foi também possível fazer uma estimativa do *Design Point* da aeronave a ser projetada bem como as regiões viáveis do mesmo, tanto para voo vertical como para voo cruzeiro.

A análise do *Design Point* de cada fase do voo é feita em separado, devido a serem utilizadas teorias diferentes para voo de asa fixa e para voo de asa rotativa, onde no primeiro é relevante o *wing loading* e no segundo é relevante o *disk loading*, por exemplo. É também de notar que a teoria utilizada para o voo vertical foi a *linear momentum theory*, muito frequentemente utilizada para o dimensionamento de helicópteros.

Foi, então, com os dados apresentados anteriormente das estimativas iniciais aplicadas ao ficheiro *.json*, bem como com o perfil de voo apresentado na Tabela 3, que se retirou o primeiro gráfico do *Design Point* com as zonas viáveis retiradas por defeito do programa original.

VTOL	Cruise Flight	Mission Flight
<ul style="list-style-type: none"> - Descolagem e subida vertical - Velocidade de subida = 1m/s - Velocidade de descida = -2m/s <ul style="list-style-type: none"> - Transição > 50m - Energia = Baterias 	<ul style="list-style-type: none"> - $V_{cruise} = 25\text{m/s}$ - $h_{cruise} = 55\text{m}$ - Distância de 10km - Energia = Baterias - Volta coordenada de 2.5g - Tempo total de voo menor que 30min 	<ul style="list-style-type: none"> - $V_{cruise} = 25\text{m/s}$ - $h_{cruise} = 55\text{m}$ - Distância de 16km - Energia = Baterias

Tabela 3. Perfil de voo.

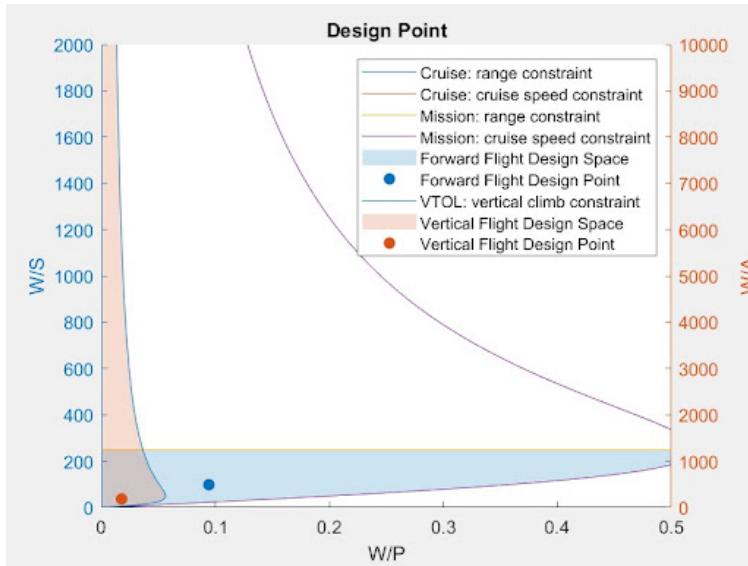


Figura 18. Gráfico do *Design Point* inicial.

5.2 Alterações no Programa e Estimativa Final

Como se pode ver tanto pela estimativa de MTOW irrealista bem como pelo gráfico do *Design Point* incompleto, tendo em conta o perfil de voo e o *Design Point* não ótimo, há margem para melhoria e ajuste de estimativas assim como espaço para alteração do programa de forma a ir de encontro aos requisitos do projeto e da competição *New Flying Competition*.

5.2.1 Ajuste das Estimativas e MTOW Final

Devido à natureza do presente projeto, foi possível fazer novas e melhores estimativas das características dos diferentes componentes da aeronave com base numa filosofia *Design to Build*, onde há preocupação com o processo de manufatura durante a escolha de novas características, a seleção de componentes *off the shelf* e o perfil de voo imposto pela competição.

Foram também iteradas as características da aeronave, com o apoio das alterações feitas ao programa, de modo a adicionar componentes como os *booms* e os rotores verticais, que estavam ausentes, na fase inicial, e tendo em conta fatores importantes no cálculo do *Design Point*, também ausentes no programa de origem (por exemplo, o cálculo das restrições decorrentes da necessidade de realizar uma volta coordenada a 2.5g, melhor descritos na secção 5.2.2).

É de notar que mesmo após várias iterações e alterações no programa, o cálculo da massa das baterias estava a ser feito de forma bastante subdimensionada. Isto deve-se ao método de cálculo da capacidade da bateria do programa utilizado. Assim, o grupo fez uma estimativa da massa da bateria, exterior ao programa *aircraft-design-tool* de forma a corrigir este erro e utilizou o mesmo para ajustar o valor de MTOW extraído do programa. Esta estimativa de massa da bateria foi feita com base em componentes *off the shelf* e será falada mais à frente, na secção 8.5.

Assim, as características dos componentes da aeronave utilizados para o cálculo do MTOW e *Design Point* final foram os seguintes:

- Aviónica
 - Massa = 0.8kg

- *Payload*
 - Massa = 2kg
- *Fuselagem*
 - Fator de Interferência = 1.2
 - Diâmetro = 0.29m
 - Comprimento = 1m
 - Massa = 0.7kg
- *Booms*
 - Fator de Interferência = 1.1
 - Diâmetro = 0.03m
 - Comprimento = 1.56m
 - Massa = 0.171kg
- Asa
 - Massa = 0.8kg
 - Interference factor = 1.5
 - Alongamento = 10
 - Corda média = 0.28m
 - Eficiência de Oswald = 0.85
 - Perfil - NãoJorge
- Cauda (em A)
 - Massa = 0.2kg
 - Interference factor = 1.03
 - Alongamento da projeção horizontal = 4.26
 - Alongamento da projeção vertical = 3.21
 - Corda média = 0.15m
 - Eficiência de Oswald = 0.8
 - Perfil - NACA0009
 - $C_{L_{max}} = 1$
- *Motor pusher*
 - Massa = 0.218kg
 - Potência máxima = 1100W
 - Eficiência = 0.85
- *Motor rotores (valores por motor)*
 - Massa = 0.132kg

- Potência máxima = 800W
- Eficiência = 0.85
- Hélice *Pusher*
 - Massa = 0.08kg
 - 2 pás, raio = 0.175m
 - *Tip velocity* = 180m/s
 - Eficiência = 0.8
- Rotores *VTOL* (valores por rotor)
 - Massa = 0.04kg
 - 2 pás por rotor, raio = 0.2m
 - Eficiência = 0.8
- Bateria - 2.7kg
 - Estimativa de massa inicial = 2.7kg
 - Massa final = 0.908kg
 - Reserva = 0.2
 - Energia Específica = 0.36MJ/kg

Substituindo o valor do peso da bateria no MTOW de 6.9kg dado pelo programa, pelo estimado independentemente pela equipa, obtém-se assim um MTOW de 8.7kg, um valor mais de encontro ao esperado, já que se encontra abaixo do máximo do regulamento de 15kg e se aproxima bastante do MTOW da aeronave vencedora da última edição do *New Flying Competition*, de 9.25kg, com uma configuração muito semelhante à em desenvolvimento.

5.2.2 Alterações ao Programa e *Design Point* Final

Para além das alterações feitas na estimativa das características dos componentes da aeronave para melhorar o *Design Point* inicial, foi também necessário fazer alterações ao programa base de maneira a implementar características do perfil de voo da aeronave.

A primeira alteração a ser implementada no programa vai de encontro a um aspeto importante para o cálculo do *design-point*: contar com a resistência aerodinâmica dos rotores verticais. Visto que a aeronave a ser projetada conta com rotores verticais separados do motor de propulsão, não previsto pelo programa original, foram implementadas as seguintes fórmulas no mesmo:

$$C_{D_{rotor}} = C_{d_{rotor}} \frac{S_{f_{rotor}}}{S_{ref}} \quad (2) \quad C_{d_{rotor}} = 0.1 + \sin^2 \beta_{0.7r} \quad (3)$$

Onde $S_{f_{rotor}}$ é a área frontal do rotor, foi utilizado o produto entre o diâmetro do rotor e a corda a 70% do hélice, S_{ref} é a área de referência para resistência aerodinâmica (área da asa), sendo o $\beta_{0.7r}$ o ângulo entre a hélice (estacionária, na fase de voo cruzeiro) com escoamento. Este foi considerado nulo (isto é, pretende-se que a hélice esteja alinhada com o escoamento), sendo à partida possível com recurso à programação do ESC (*electronic speed controller*) de cada motor ou utilizando algum tipo de mecanismo de fixação, a desenvolver numa fase posterior.

Para além desta alteração feita ao programa, foi implementada uma curva no gráfico do *Design Point* para a volta coordenada de 2.5g imposta pela competição. De forma a implementar a volta

coordenada no programa, o grupo utilizou as fórmulas do *power loading* lecionadas nas aulas da Unidade Curricular.

$$\frac{P}{W} \geq \frac{1}{\eta_p} \left[\frac{\rho V^3 C_{D_0}}{2(\frac{W}{S})} + \frac{2kn^2}{\rho V} \left(\frac{W}{S} \right) \right] \quad (4)$$

$$\frac{P}{W} \geq \frac{2nV}{\eta_p} \sqrt{C_{D_0} k} \quad (5)$$

Assim, indo par a par com os desenvolvimentos e atualizações ao cálculo do *MTOW* e também após várias iterações, o grupo obteve o *Design Point* final do projeto, o qual pode ser observado na Figura 19.

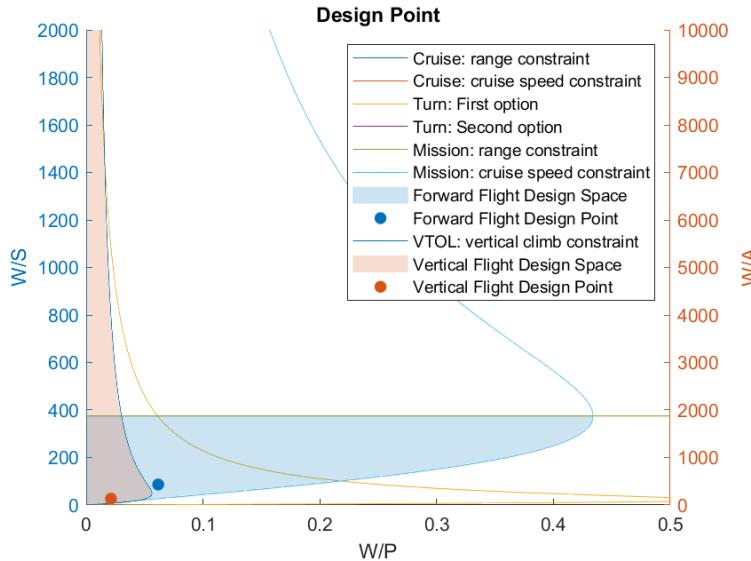


Figura 19. *Design Point* final do projeto.

- *Vertical Flight*
 - *Disk Loading* - 134.9 N/m^2
 - *Power Loading* - 0.02 N/W
- *Forward Flight*
 - *Wing Loading* - 86.49 N/m^2
 - *Power Loading* - 0.06 N/W

5.3 Configuração Final

No fim de todo este dimensionamento da aeronave bem como o dimensionamento específico de cada subsistema da mesma, a equipa chegou à configuração final, a qual pode ser vista nas figuras 20 e 21.

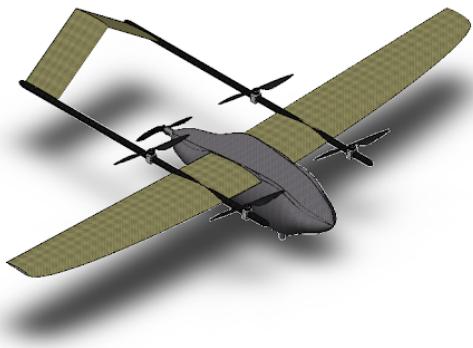


Figura 20. Vista Isométrica da Configuração Final (CAD).

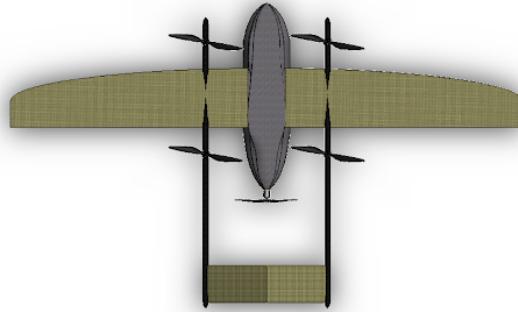


Figura 21. Vista de Topo da Configuração Final (CAD).

6 Design da Asa

Nesta secção, e tal como foi referido na secção 5.2.1, indica-se o processo que levou à definição das características finais da asa, a saber:

- Alongamento = 10
- Corda média = 0.28m
- Envergadura = 2.8
- Perfil: NãoJorge

6.1 Dimensões da asa

Os primeiros passos no *design* da asa envolveram o programa do *design space*. Fez-se uma pequena análise paramétrica com a corda média o alongamento, tendo sempre em mente a restrição de uma envergadura máxima de 3m definida pela competição, e registando-se os seus respetivos valores de C_{D_0} em cruzeiro. Os resultados podem ser vistos na Tabela 4. Os valores testados foram escolhidos tendo em mente que alongamentos maiores levam geralmente a valores de C_{D_0} menores e para a corda escolheram-se valores típicos para aeronaves de dimensões parecidas.

\bar{c} (m) \ AR	9	10	11
0.26	não relevante	0.033583	0.031708
0.28	0.032464	0.030489	não permitido
0.3	não relevante	0.034210	não permitido

Tabela 4. C_{D_0} para diferentes valores de corda média (\bar{c}) e alongamento (AR).

Assim, foi possível perceber que a melhor combinação é uma corda média igual a 0.28m e um alongamento igual a 10, que resulta numa envergadura de 2.8m. Note-se que não faria muito sentido investir numa análise mais avançada nesta fase preliminar, especialmente tendo em conta a imprecisão dos modelos utilizados. Com a análise realizada, já se obtém uma boa ideia do ponto

ótimo. Mesmo que se descobrisse com grande precisão o ponto que o modelo utilizado indica ser o ótimo este resultado não seria útil dada a falta de experiência e validação pela equipa do mesmo, seria apenas o melhor resultado de um modelo não comprovado.

6.2 Design da geometria da asa

Até esta fase, a asa estava definida através do *aspect ratio* e corda média, que por sua permite calcular a envergadura e a área. No entanto, ainda existem vários aspetos que ainda ficam em aberto: configuração da asa, flecha, diedro e *twist*.

Relativamente ao formato, é preciso ter em mente um equilíbrio entre o que é melhor aerodinâmica e a facilidade de construção e implementação do mesmo. Assim, optou-se por um asa com uma configuração elíptica com um bordo de fuga reto. Note-se que embora numa análise inicial uma asa elíptica pareça mais difícil de construir, com a experiência acumulada pela equipa com moldes (Figura 22), este deixou de ser um fator. A fórmula para o bordo de ataque pode ser vista na equação 6:

$$c(y) = \frac{1}{2} \left(\frac{4S}{\pi b} \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b} \right)^2} + \bar{c} \right), \quad (6)$$

onde S é a área da asa, b é a meia envergadura, \bar{c} a corda média e y a distância ao centro da asa.



Figura 22. Últimos moldes produzidos pela equipa.

Optou-se por uma forma elíptica para obter uma boa eficiência da asa. A razão para o bordo de fuga reto relaciona-se com os *trade-offs* referidos anteriormente. Um bordo de fuga elíptico iria aumentar a eficiência da asa, mas torna mais complicada a implementação das superfícies de controlo.

Optou-se por não usar flecha, para além da inerente à configuração selecionada, visto que, atendendo à velocidade da aeronave, não existe o risco de formação de ondas de choque.

Relativamente ao diedro, olhou-se para valores típicos para aeronaves que se situam entre os 0° e os 2° . Com base na experiência acumulada pela equipa, a inclusão do diedro é algo fundamental para a estabilidade estática e dinâmica lateral da aeronave, pelo que é algo necessário. É, no entanto, danoso, na medida em que causa dificuldades na construção. Assim, é necessário ter em conta o *trade-off* entre estas duas preocupações. Acabou por se decidir um valor de 1.5° .

Por último, falta discutir o *twist* da asa. Um dos principais problemas de uma asa elíptica é que esta entra em perda toda ao mesmo tempo. Isto é um problema para um piloto porque, ao contrário de uma entrada em stall gradual, não existe tempo de reação para impedir o progresso

do mesmo, reduzindo o ângulo de ataque. É também um problema para um controlador porque é perdida repentinamente a efetividade de superfícies de controlo e o modelo utilizado pode deixar de ser válido, resultando num controlo impróprio. Desta forma, a introdução de *twist* é fundamental. Existiam duas opções: *twist* aerodinâmico ou geométrico. A primeira opção apresenta várias vantagens, nomeadamente a seleção de perfis especialmente otimizados para cada Reynolds diferente, dadas as diferentes cordas nas secções em que são aplicados. Para além disso, permite a obtenção de perfis com características diferentes, na raiz, com menos preocupações do ângulo de stall, pode ter maior eficiência, e na ponta, em que o stall é um fator importante, uma janela de ângulos de ataque maior de funcionamento. Iria, no entanto, requerer um estudo mais pormenorizado para garantir o efeito desejado, um stall com uma progressão da raiz para a ponta da asa. Assim, optou-se por um *twist* geométrico de -1° , com distribuição de sinusoidal.

É importante referir que, nesta fase, não se definiram estas características como sendo definitivas, nomeadamente a flecha e o diedro, visto que estas características afetam a estabilidade da aeronave e poderia ainda vir a ser preciso serem alteradas de forma a atingir os critérios de estabilidade procurados.

6.2.1 Desenvolvimentos futuros

Numa fase mais avançada do desenvolvimento da asa, prevê-se a realização de estudos mais aprofundados.

A análise paramétrica teria de ser mais aprofundada, especialmente na verificação dos modelos utilizados. No programa facultado, o coeficiente de eficiência de Reynolds é apenas introduzido. Tendo em conta que este varia com as características da asa, uma melhoria rápida para o modelo utilizado é a introdução de um estimador empírico do mesmo. Este teria de ser verificado com dados de túnel de vento. Já temos acesso a alguns dados das últimas visitas à força aérea com diferentes modelos em ensaio com asas semelhantes à projetada, mas um novo modelo no inicio do restante percurso de desenvolvimento faria todo o sentido. Neste modelo está também planeado o estudo mais aprofundado dos efeitos dos rotores, tanto no lift da asa como no drag total da aeronave, algo que também poderia influenciar as estimativas do *Design Point*.

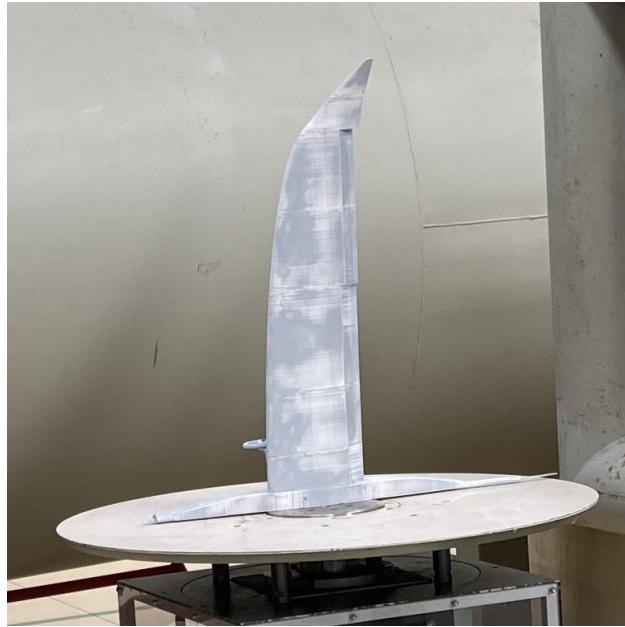


Figura 23. Modelo mais recente testado no túnel de vento

O estudo das superfícies de controlo da asa terá dificuldades acrescidas. A equipa está habituada a ter a liberdade de poder selecionar o tamanho dos ailerons livremente, deixando o espaço restante para flaps. Com a introdução dos *booms*, surge uma descontinuidade numa das superfícies no caso de ser seleccionada qualquer dimensão que não coloque a separação entre as duas superfícies no próprio *boom*. Tendo em conta que este ponto de separação criaria um flap muito reduzido e um aileron muito grande, faz sentido pensar se na missão da aeronave são necessários flaps, e no caso de serem necessários, se seria necessário utilizar a secção de asa entre os *booms* e a fuselagem. A ausência de superfícies nesta zona criaria uma estrutura mais sólida entre a fuselagem e os *booms*, o que seria favorável.

Tendo em conta as últimas asas desenvolvidas, existe também a possibilidade de estudar a introdução de *winglets*. O uso de CFD nos métodos habituais do seu desenvolvimento levaria o seu estudo para fora do âmbito da Unidade Curricular. O observado é que mesmo com a geometria elíptica um bom *winglet* consegue reduzir ainda mais os vórtices gerados na ponta da asa, aumentando a sua eficiência. Com a experiência acumulada no fabrico de moldes, tal como com a asa elíptica, a introdução de *winglets* não provoca uma dificuldade acrescida na produção das asas.

6.3 *Flight Envelope*

Para o *Flight Envelope* decidiu-se inicialmente procurar implementar condições de voo mais ajustados ao perfil operacional da missão a desempenhar. Definiu-se então, de acordo com as recomendações[17], um fator de carga estrutural positivo de 3,8g e negativo de -1,52g ($-0.4 * 3.8$).

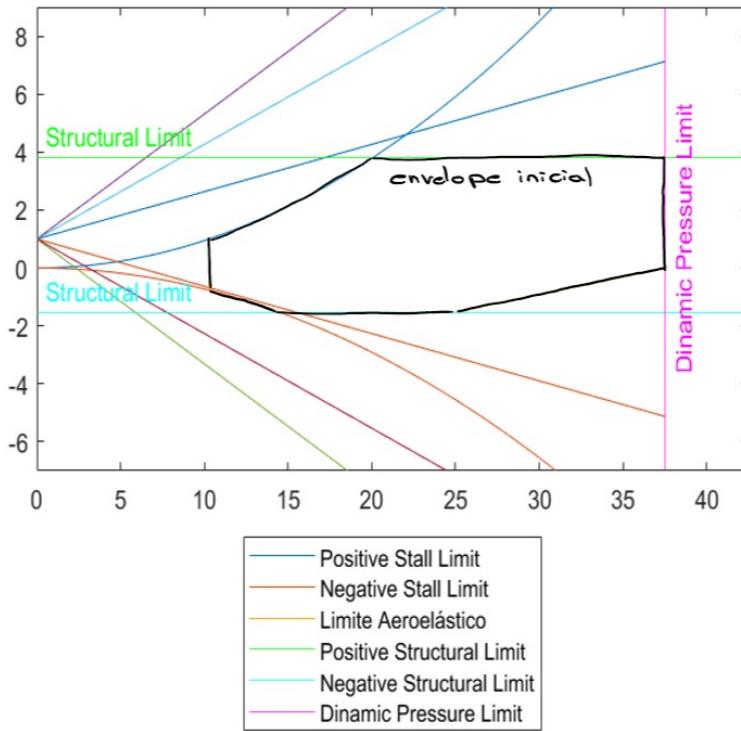


Figura 24. *Flight Envelope* com os valores de vento recomendados.

Note-se que os cl_{maximo} e cl_{minimo} foram retirados da geometria final da asa, descrita na secção 6.2.

Quando foram introduzidos os ventos recomendados (para altitudes de cruzeiro inferiores a 20000 pés, como é o nosso caso: $V_B(maxgust) = 66ft/s$ de rajada máxima, $V_C(cruise) = 50ft/s$ de rajadas em cruzeiro e $V_D(dive) = 25ft/s$ em dive), verificou-se que as retas correspondentes saem muito fora do envelope de voo inicial, pelo que resultariam em fatores de carga muito elevados, se consideradas.

Decidiu-se então substituir-se as rajadas recomendadas com o limite de vento na competição, $10m/s$. Tendo em conta que a aeronave não voa em nenhuma circunstância com valores de rajadas superiores, faz sentido considerar este valor como limite. Com estes, o fator de carga máximo passa a ser de 6,7035g, visível na Figura 25. Consideramos que este é um fator de carga aceitável já que, embora maior do que os fatores de carga com que a equipa já trabalhou até agora, reflete uma menor exigência para com o peso da estrutura do que os anteriormente considerados.

Esta aeronave representa mais versatilidade do que as habituais, sendo capaz de voar com maiores ventos. Ao contrário das aeronaves de competição, embora ainda se deseje uma estrutura otimizada, pretende evitar-se uma mentalidade de minimizar o peso a todo o custo, para que a montagem seja mais fácil e rápida, e que a aeronave esteja dimensionada para suportar mais imprevistos e situações precárias, tendo em conta que é uma nova configuração para a equipa.

6.4 Escolha do perfil

6.4.1 Análises 2D

Para a escolha do perfil optou-se por fazer uma lista inicial com perfis que já tinham sido utilizados pela equipa do Olissipo, com perfis NACA e com perfis que são usualmente usados para

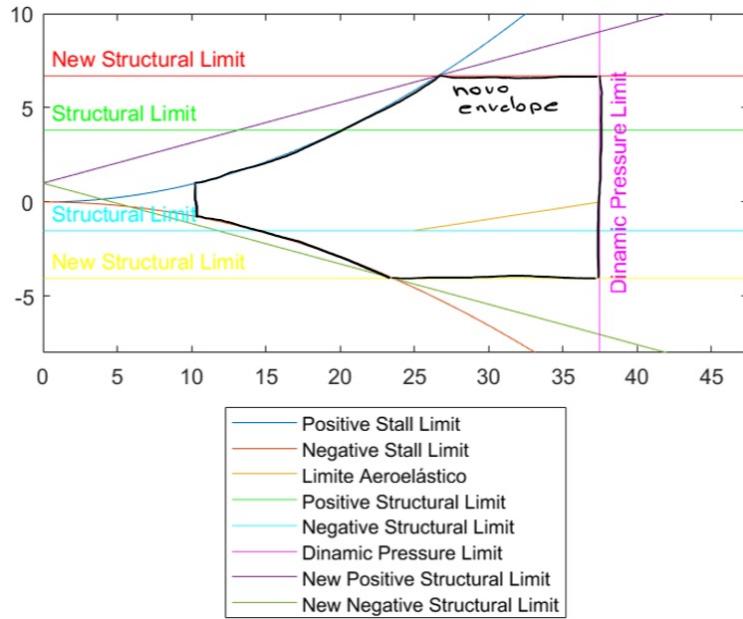


Figura 25. Flight Envelope com os valores de vento permitidos pela competição.

números de Reynolds baixos, como é o caso da aeronave em desenvolvimento. Procurou-se perfis com uma espessura entre 9% e 10% porque são os valores usuais para aeronaves com dimensões com parecidas com esta. Os perfis selecionados foram o E66, o NACA 23009, o NACA 4409, o NACA 6409, o RG15, o SD7037, o CarlEdu21 (Figura 26) e o NãoJorge (Figura 27). Os últimos dois perfis foram integralmente desenvolvidos pela equipa para a competição do *Air Cargo Challenge*, a ter lugar este ano, usando um algoritmo genético, cujos *.dat files* podem ser encontrados em anexo, nas Tabelas 28 e 29, respetivamente.



Figura 26. CarlEdu21



Figura 27. NãoJorge

Para otimizar os perfis geneticamente estes foram reduzidos a um conjunto reduzido de pontos. Este conjunto era característico de cada elemento da população e funciona como os "genes" da mesma. Cada reprodução mistura características de perfis diferentes misturando os seus pontos, e, introduzindo variações aleatórias nos mesmos, a população vai evoluindo para perfis considerados "melhores". A pontuação do que é um perfil "bom" é o maior desafio do programa. Para além de características geométricas dos perfis, estes eram reconvertidos à sua forma original, com muitos pontos, a partir dos pontos de controlo, utilizando interpolações, e posteriormente avaliados no XFOIL. Assim, é possível selecionar diferentes condições avaliadas, nomeadamente Reynolds, ângulos de ataque, e diferentes critérios, como C_l/C_d ou ângulos de *stall*.

Com a seleção ampla de perfis, com características diferentes, usada como ponto de partida, tem-se confiança que o perfil escolhido constitui uma boa opção para o desafio em estudo.

Inicialmente, começou-se por comparar os perfis com resultados vindos de análise 2D para um Reynolds de 400,000, que é um valor próximo daquele a que a aeronave estará a voar, tendo em conta a velocidade e a corda média. As análises foram feita usando o *XFLR5* e os resultados podem

ser vistos na Figura 28. Numa primeira análise, é possível perceber que todos os perfis, menos o NACA23009, para certos ângulos de ataque, têm Cm_α negativo, que é algo que se estava à procura. Além disso, outro aspeto positivo nestes perfis é que quando entram em *stall*, a queda no valor do Cl é suave e não abrupta (no caso do NACA 4409, existe um pequeno vale para α a rondar os 17° , mas crê-se que sejam erros numéricos, porque para outros valores de Reynolds isso já não acontece). Por último, os perfis que têm os maiores picos de Cl/C_d são o E66 e o NACA 6409, que em princípio seria uma característica vantajosa. No entanto, na escolha do perfil de qualquer aeronave é preciso ter em mente a missão da mesma, o que nos levou a uma análise mais detalhada.

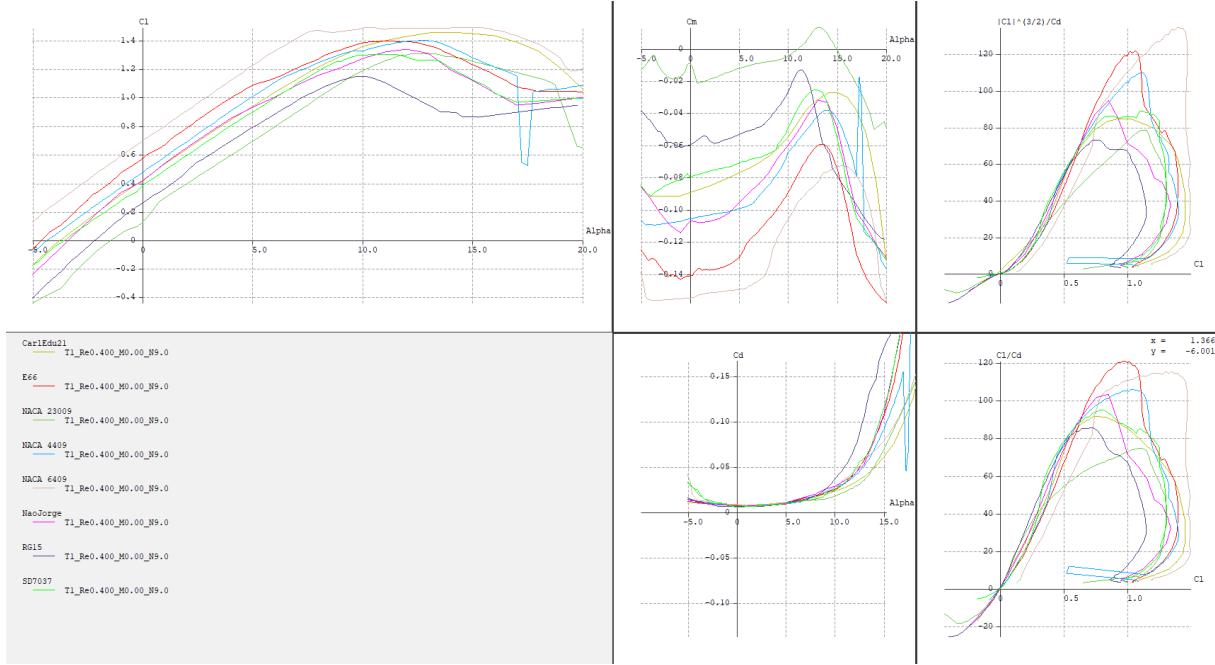


Figura 28. Resultados das análises 2D em *XFLR5* para os perfis escolhidos.

Como a aeronave realiza VTOL, na escolha do perfil olhou-se principalmente para as características em voo cruzeiro, visto que, nas outras fases de voo, as características aerodinâmicas da aeronave são menos afetadas pelo perfil presente na asa. Atendendo ao peso da aeronave (8.7kg), velocidade em cruzeiro (25 m/s) e área de asa (0.78 m^2), resulta um CL à volta de 0.3. Este valor, embora apenas seja válido para asas 3D, oferece uma ideia da ordem de grandeza do valor do Cl , isto é, tem-se de comparar os perfis olhando para valores de Cl baixos.

Relativamente ao valor do Cl , este só tem de garantir que gera *lift* igual ao peso. Já em relação ao *drag*, este convém que seja o mais pequeno possível. Assim, uma das principais preocupações na escolha do perfil foi a minimização do Cd . A Figura 29 contém os diferentes valores de $|Cl|^{3/2}/Cd$ de cada perfil (usa-se o $|Cl|^{3/2}/Cd$ em vez de Cl/Cd , porque o motor é um *propeller*), o que permite perceber quais dos perfis têm menor Cd para um mesmo Cl . Desta forma, pode-se perceber que na zona de interesse do Cl , existem 4 perfis que se destacam: o RG15, o SD7037, o CarlEdu21 e o NãoJorge. Estes resultados estão de acordo com o expectável, visto que os dois primeiros são perfis desenhados para baixos Reynolds e outros dois foram otimizados por nós para este tipo de condições de voo.

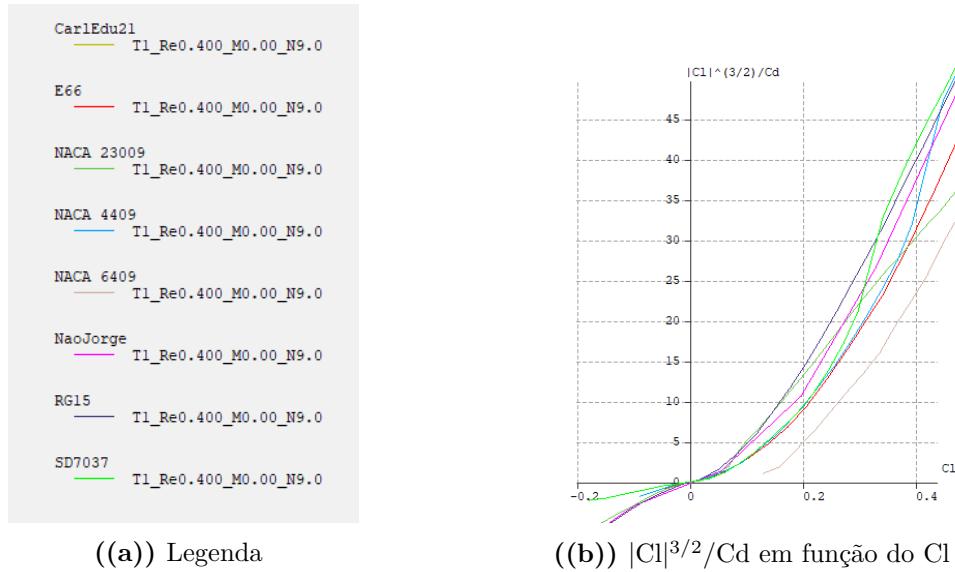


Figura 29. Gráficos do $|Cl|^{3/2}/Cd$ em função do Cl e a respetiva legenda.

Outro aspecto relevante na escolha do perfil foi o seu respetivo ângulo de perda. A Figura 33 mostra em maior detalhe a variação do Cl em função do ângulo de ataque dos perfis que se tinham destacado anteriormente. Este gráfico permite-nos concluir que o ângulo de perda do RG15 está um pouco abaixo dos 10° , que o ângulo de perda do SD7037 está um pouco acima dos 10° , que o ângulo de perda do NãoJorge ronda os 12° e que o ângulo de perda do CarlEdu21 ronda os 14° . Idealmente quer-se um ângulo de perda o maior possível, pelo que o CarlEdu21 foi o que se destacou mais neste aspeto, no entanto, os 12° do NãoJorge parecem ser um valor já bastante aceitável. O mesmo não pode ser dito para o RG15 e SD7037, cujos valores de ângulo de perda são um pouco abaixo do que se pretendia.

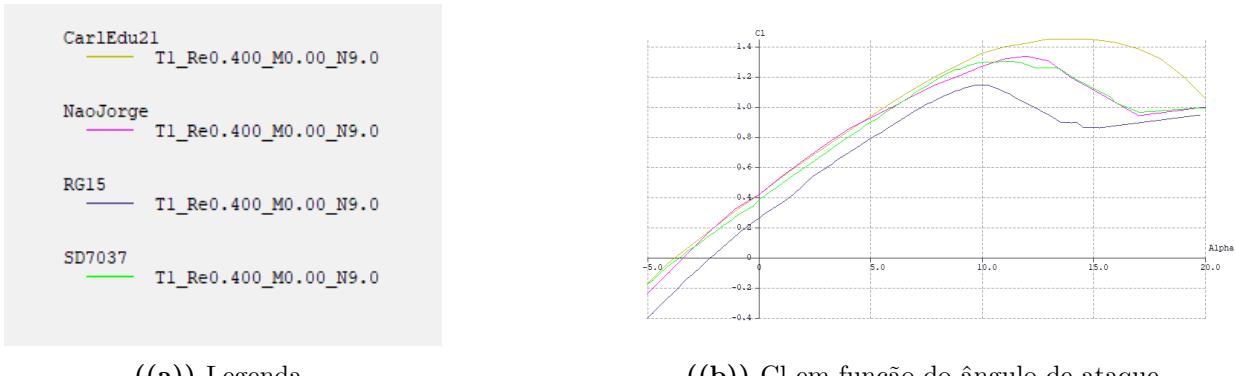


Figura 30. Gráficos do Cl em função do ângulo de ataque e a respetiva legenda.

6.4.2 Análises 3D e Critérios de Avaliação

Tendo já tirado algumas conclusões sobre as características de cada um dos perfis em 2D, testou-se cada um dos perfis na asa descrita na secção 6.2, de forma a confirmar as conclusões tiradas anteriormente e para tomar uma decisão definitiva quanto ao melhor perfil a usar na aeronave. Nas análises, também foi acrescentada uma cauda genérica e igual para todos os perfis, para ter uma

ideia do quão fácil era conseguir ter o Cm_α negativo e com $Cm = 0$ a passar perto dos 0° , para ter o menor *drag* possível. O estudo foi feito usando novamente o *XFLR5* e o tipo de análise foi *lift* igual ao peso que são as condições em cruzeiro, visto que, tal como foi referido anteriormente, atendendo à missão, é nesta fase que a escolha do perfil tem o maior impacto.

Pode-se desde já reparar que uma asa com o perfil NACA 6409 não é uma boa opção, visto que oferece demasiado *lift*, sobredimensionando a asa 25m/s. Como se pode verificar no gráfico de CL em função de alfa, da figura 31, o CL de 0.3 surge a ângulos de ataque bastante negativos, por volta de -3° . Desta forma, apresentou-se como uma opção promissora, mas desadequada, que precisaria de ver a asa alterada consideravelmente para fazer sentido.

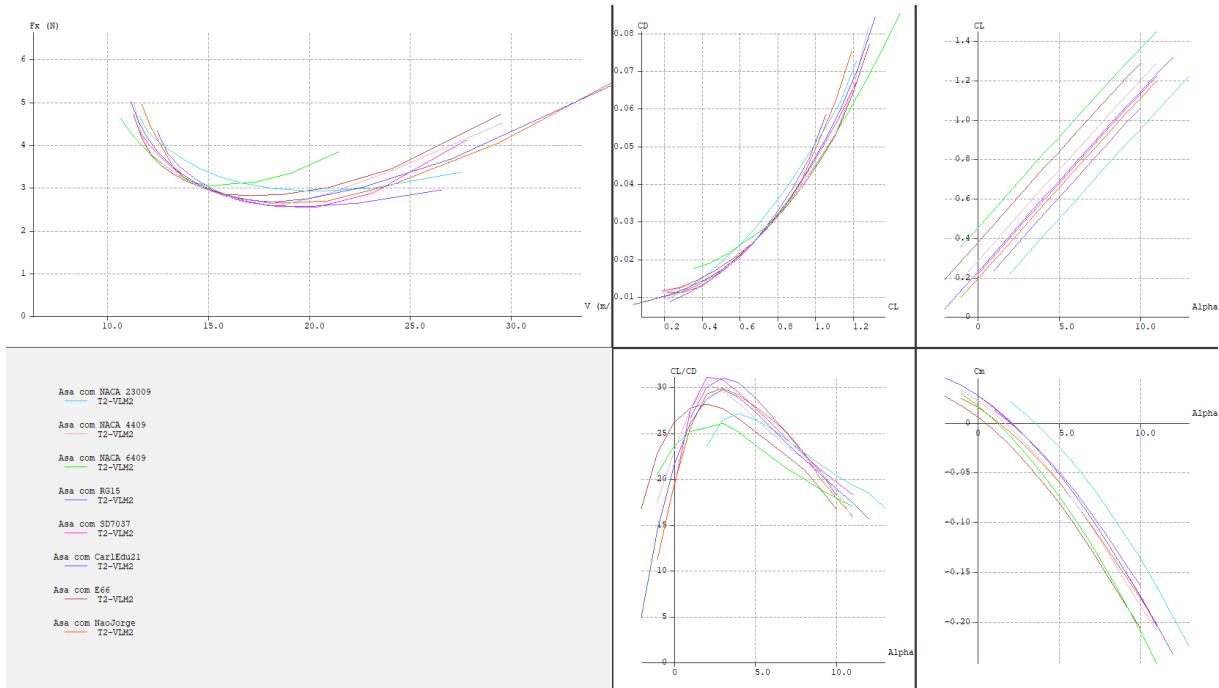
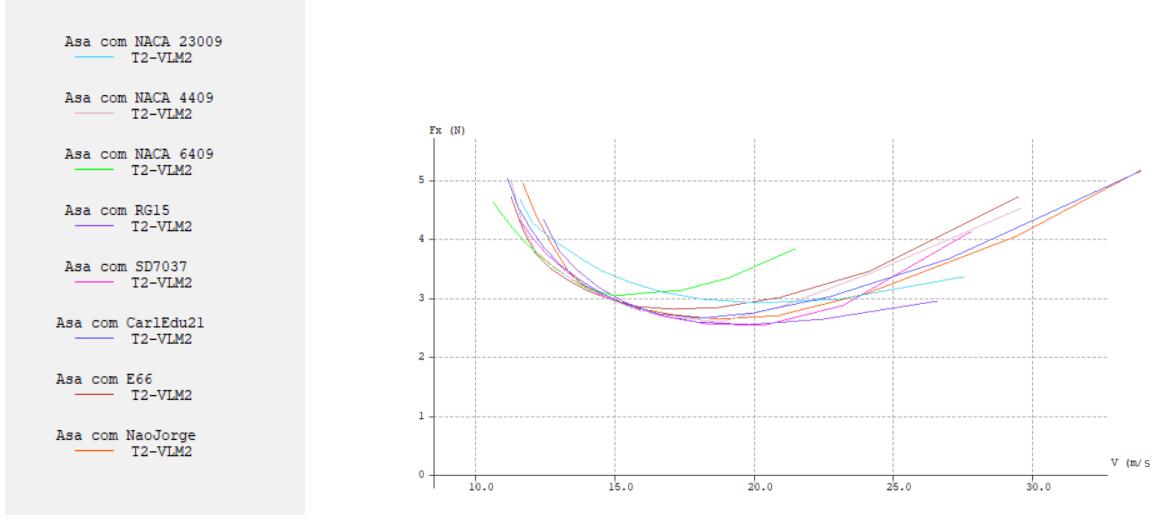


Figura 31. Resultados das análises 3D em *XFLR5* para os perfis escolhidos

Na Figura 32, tem-se a variação do *drag* de cada uma das asas com a velocidade. Para as análises 3D, faz sentido estudar em ordem à velocidade, porque, como os resultados só existem se houver equilíbrio possível, os outros fatores como CL ou ângulo de ataque podem ser entendidos como uma consequência da velocidade escolhida. Na zona de velocidades que é pretendida, isto é, na ordem dos 25 m/s, existem os mesmos 4 perfis que se tinham destacado nas análises 2D, o RG15, o SD7037, o CarlEdu21 e o NãoJorge, mais o NACA 23009, pelo que estes perfis vão ser aqueles que agora vão ser estudados em maior detalhe. Destes, o RG15 é o que tem consideravelmente menos *drag*, e os outros 4 estão todos muitos próximos.



((a)) Legenda

((b)) *Drag* em função da velocidade**Figura 32.** Gráficos do *drag* em função da velocidade e a respetiva legenda.

Estudam-se agora as condições, isto é velocidade, CL e ângulo de ataque, em que cada um destes perfis entra em perda. A Figura 33 mostra a variação do CL com o ângulo de ataque, o que permite retirar os seguintes valores para cada um dos perfis: 13° para NACA 23009 com CL a rondar os 1.2 , 10° RG15 com CL a rondar os 1.0 , 11° para o SD7037 com CL a rondar os 1.2 , 11° para o NãoJorge com CL a rondar os 1.2 e 12° CarlEdu21 com CL a rondar os 1.3 . Relativamente à velocidade de perda, os resultados foram os seguintes: 11.1 m/s para o CarlEdu21, 11.6 m/s para o NACA 23009 e SD7037, 11.7 m/s para o NãoJorge e 12.5 m/s para o RG15. Destes resultados, é possível concluir que o perfil que tem claramente melhor comportamento é o CarlEdu21, com a menor velocidade de perda e com esta a ocorrer apenas para o CL mais elevado. Por outro lado, o RG15, tal como tinha acontecido nas análises 2D, mostrou uma fraca prestação em perda, o seu CL máximo é baixo, elevando a sua velocidade de perda acima do aceitável. Os restantes perfis mostraram um comportamento aceitável. Uma nota relativamente ao ângulo de ataque elevado para o qual ocorre perda no NACA 23009: tal acaba por ser pouco relevante para a sua qualidade, pois tanto o CL como a velocidade de perda acabam por ser parecidas com os de outros perfis, como o SD7037 ou o NãoJorge.

Dito isto, falta agora decidir qual o perfil a ser utilizado na aeronave.

Em primeiro lugar, pode-se excluir o RG15, pois, embora seja este o perfil que apresenta menor *drag* para as condições pretendidas em cruzeiro, as suas condições de perda parecem ter ficado demasiado abaixo dos outros perfis para justificar a sua utilização.

Em segundo lugar, relativamente ao NACA 23009, embora apresente bons resultados para 25 m/s, para valores abaixo deste, apresenta significativamente mais *drag* que os outros perfis e é possível que a aeronave tenha de viajar também parte do tempo a velocidades mais baixas do que os 25 m/s. Sendo as suas características parecidas com outros perfis, isto levou a que fosse excluído.

Comparando agora o SD7037 com o NãoJorge, estes perfis são bastante parecidos tanto nas condições de perda como nos níveis de *drag* nas condições de cruzeiro. No entanto, para velocidades acima dos 25 m/s, o NãoJorge apresenta significativamente menos *drag*, e, por isso, o NãoJorge foi colocado à frente do SD7037.

Por último, tem-se o CarlEdu21 e o NãoJorge. Por um lado, o primeiro oferece um melhor comportamento em perda e, por outro lado, o segundo oferece uma melhor *performance* em cruzeiro.

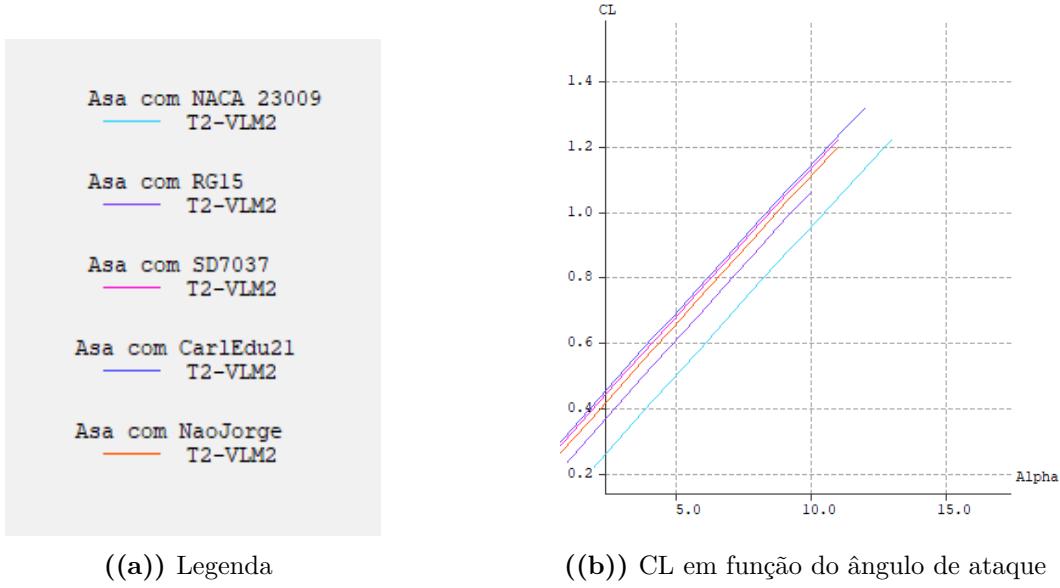


Figura 33. Gráficos do CL em função do ângulo de ataque e a respetiva legenda.

A decisão para o perfil acabou por ser o NãoJorge, visto que as suas condições em perda já são suficientemente boas e, por isso, deve-se olhar mais para quais destes perfis tem menor *drag* em cruzeiro. Desta forma, o perfil escolhido para a asa, nesta fase preliminar, foi o NãoJorge.

7 Design da Cauda

Nesta fase, só foram definidos certos aspectos da cauda como a configuração da cauda e perfil. Outros aspectos como corda ou distância à cauda não são possíveis de definir nesta fase pois a cauda deve ser desenhada tendo em mente a estabilidade da aeronave, o que só é discutido na secção 10. A escolhida do perfil também nunca seria definitiva, visto que pode não ser possível estabilizar a aeronave com o perfil escolhido nesta fase.

7.1 Configuração da Cauda

A configuração escolhida foi uma cauda em A, com um diedro de 37° , devido essencialmente a duas razões principais.

Em primeiro lugar, a aeronave já tem dois *booms* para os motores do *VTOL*, pelo que a implementação de uma cauda em A, retira a necessidade de adicionar mais uma superfície para segurar a cauda. Em segundo lugar, como a aeronave tem de levar uma câmara, destinada à identificação aérea dos alvos previstos no regulamento da competição, que vai ser colocada na parte da frente da aeronave e, por isso, o motor é um *pusher*, a configuração em cauda em A é aquela que é menos afetada pelo escoamento vindo da hélice.

Para além disso, uma cauda em A acaba por apresentar várias vantagens ao nível da aerodinâmica, visto que apresenta vários benefícios presentes numa cauda em V, como só haverem duas superfícies e menos ligações com a fuselagem, o que reduz o *drag*, e uma localização mais alta do centro de pressões, que reduz a deflexão necessária das superfícies de controlo, sem o problema do rolamento adverso [18].

O valor do ângulo do diedro foi inicialmente decidido ao procurar valores aconselhados e típicos para aeronaves destas dimensões.

7.2 Escolha do Perfil

Nesta fase, optou-se por escolher um perfil simétrico, visto que é o mais usual. No entanto, tal como já foi referido, a escolha do perfil não foi definitiva e, caso não fosse possível estabilizar a aeronave ou se esta não tivesse o comportamento pretendido, faria sentido estudar a opção de colocar um perfil não simétrico na cauda. Um perfil simétrico, em conjunto com uma cauda retangular, permite também o uso de apenas 1 molde numa fase inicial, algo logicamente vantajoso.

Escolheu-se analisar dois perfis para a cauda: o NACA 0008 e o NACA 0009, visto que são dois perfis simétricos, um deles tem uma espessura parecida à da asa (9%) e o outro tem uma espessura inferior (8%).

A escolha final acabou por feita através de resultados 2D dos perfis. Como a corda da cauda não está definida, teve-se de olhar para diferentes valores de Reynolds. As figuras 34, 35 e 36 mostram os resultados obtidos. Os gráficos presentes são o C_l em função do ângulo de ataque e C_d em função do ângulo de ataque, primeiro para ângulos de ataque baixos e depois para ângulos de ataque elevados. A verde estão os resultados para o NACA 0008 e a roxo para o NACA 0009.

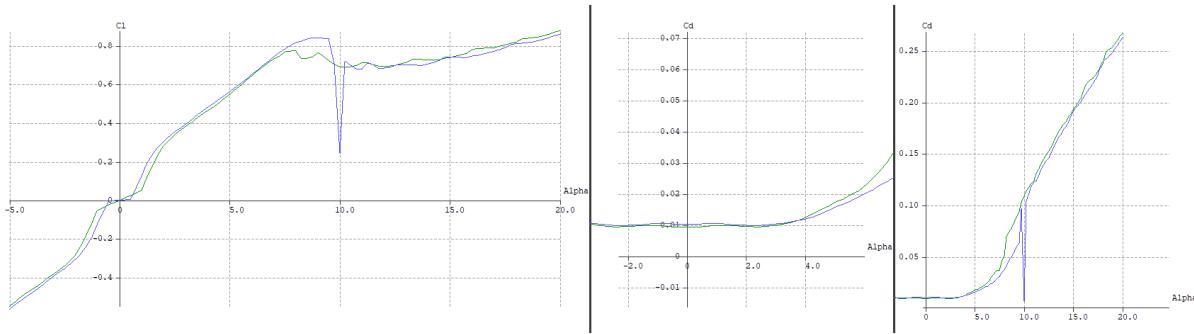


Figura 34. Resultados das análises 2D em XFLR5 a um Reynolds de 150,000.

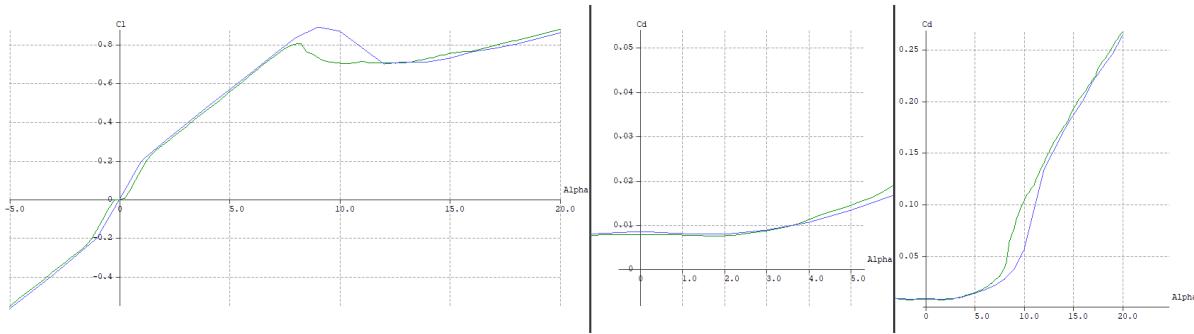


Figura 35. Resultados das análises 2D em XFLR5 a um Reynolds de 250,000.

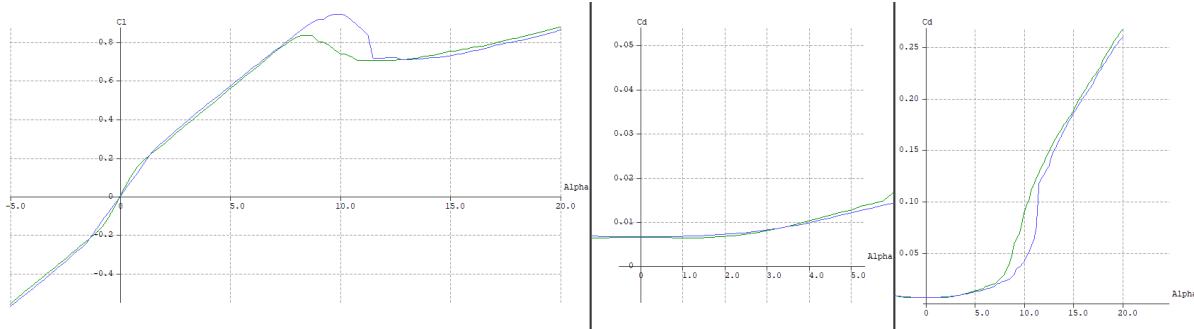


Figura 36. Resultados das análises 2D em *XFLR5* a um Reynolds de 350,000.

Com os gráficos do Cl em função do ângulo de ataque, é possível perceber que o NACA 0009 entra em perda mais tarde que o NACA 0008 (7° , vs 8° , para Reynolds igual a 350,000, 8° , vs 9° , para Reynolds igual a 250,000, 8.5° , vs 10° , para Reynolds igual a 350,000). Já ao nível do Cd, o NACA 0008 tem valores ligeiramente inferiores aos do NACA 0009 para ângulos de ataque inferiores e bastante superiores para ângulos de ataque elevados. Desta forma, optou-se por escolher o NACA 0009, visto que o ligeiro melhor desempenho para ângulos baixos do NACA 0008 não justifica o pior desempenho nas outras categorias.

8 Arquitetura do Sistema Propulsivo

Tal como já foi mencionado na secção 4, optou-se por uma configuração com 4 motores dedicados exclusivamente ao VTOL, com um motor adicional somente dedicado ao *cruise*.

Para cada uma das condições de voo, foram realizados cálculos, os resultados e pressupostos dos quais apresentamos de seguida.

8.1 Motores para VTOL

De modo a garantir uma descolagem e aterragem verticais seguras, impusemos ao nosso sistema propulsivo, nesta fase do voo, a necessidade de ser capaz de produzir pelo menos 1.6 vezes a propulsão necessária para contrariar o peso da aeronave.

Assim, para uma aeronave de 8.7kg (o valor estimado pelo MATLAB fornecido pelo docente), **cada um dos 4 motores dedicados ao VTOL terá de gerar pelo menos 34.1 N de propulsão**. Começámos por realizar um estudo rápido das ofertas de mercado no que respeita a motores capazes de gerar este tipo de propulsão e estabelecemos que um raio dos rotores aceitável seria de **r=20 cm**. A velocidade na ponta do hélice típica também se encontrava abaixo dos 0.5 Mach (o que resulta em 136 rotações por segundo - rps), pelo que foram estes os valores base usados em cálculos subsequentes.

De seguida, foram iterados vários valores de potência do motor, a partir dos quais foram calculados vários coeficientes de potência (C_p).

$$C_p = \frac{P}{\rho \text{ rps}^3 (2r)^5} \quad (7)$$

Recorrendo a um grafico como o apresentado na figura 37, para um hélice com $C_l = 0.3$, obtivemos vários valores de $\frac{C_t}{C_p}$ que convertemos para propulsão (T).

$$T = \frac{C_t}{C_p} \frac{P}{\text{rps} (2r)} \quad (8)$$

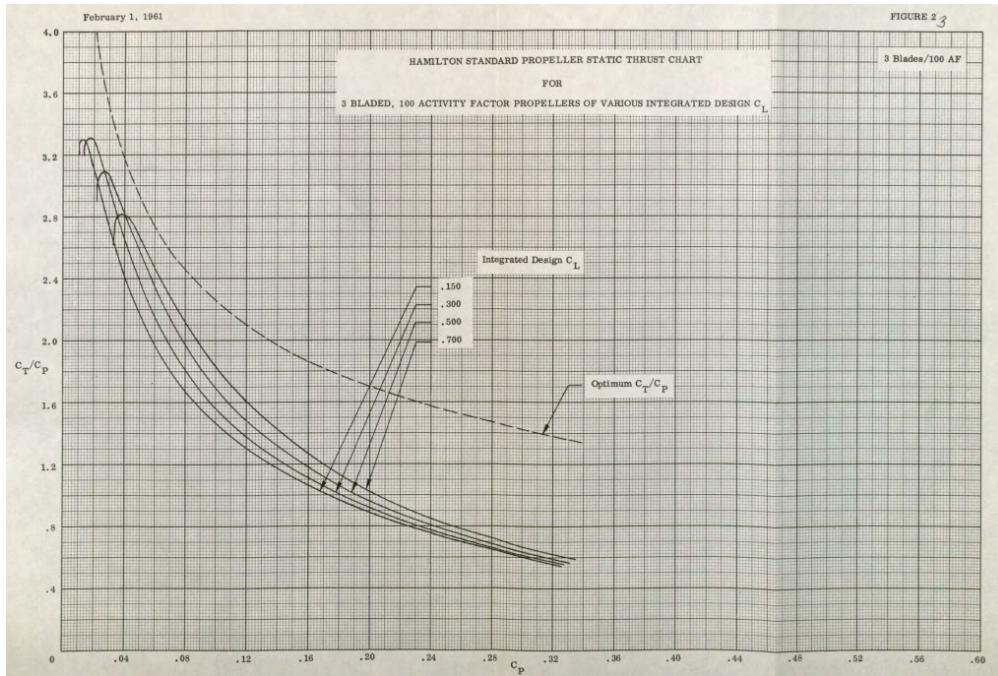


Figura 37. *Hamilton Standard propeller static thrust chart for 3 bladed propeller, 100 Activity Factor.*[19]

Sendo este gráfico para hélices de 3 pás, foi necessária realizar uma conversão. Finalmente, obtivemos os valores de força propulsiva associados a cada potência arbitrada, que apresentamos na tabela seguinte (figura 5):

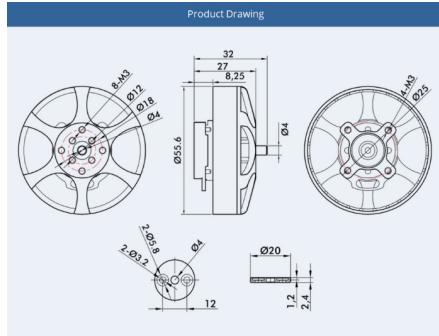
P(kW)	C _P	C _T /C _P	T(N)	T*(N)
1	0.0319	2.94	53.9	51.2
0.5	0.0159	3.29	30.1	28.6
0.7	0.0223	3.26	41.8	39.7
0.6	0.0191	3.31	36.4	34.6

Tabela 5. Potência assumida para o motor e correspondente força propulsiva gerada.

Até encontrar o valor que se aproximava melhor de 34.1 N (o desejado) foram realizadas várias iterações, encontrando por fim que **uma potência de 600 W seria suficiente para gerar 34.6 N de força**, pelo que começámos então à procura do motor indicado com base nestas características

Estando limitados a motores existentes no mercado, começámos por procurar quais as ofertas para motores com esta potência que funcionem às velocidades adequadas para com a hélice mencionada serem capazes de produzir pelo menos 34.1 N de força.

O motor que encontrámos que mais se adequava ao nosso propósito foi o **Antigravity MN5008 KV400**, com 800 W de potência máxima, da T-motor. De acordo com as especificações do fabricante, com um hélice de 16 polegadas (20 cm de raio), alimentado por uma bateria de 6 células, este é capaz de produzir 35.1 N de força propulsiva, suficiente para satisfazer o requerimento estabelecido, mantendo também a velocidade na ponta do hélice abaixo de Mach 0.5, o que garante que não existem fenómenos associados a escoamentos compressíveis envolvidos, bem como ao ruído, que será reduzido.



((a)) Motor VTOL

((b)) Dimensões do motor

KV	400	Rated Voltage (Lipo)	6S
Idle Current (22V)	1.1A	ESC Recommendation	AIR 40A
Peak Current (180s)	35A	Propeller Recommendation	P15-17"
Max. Power (180s)	800W	Motor Weight (Incl. Cable)	132g
Internal Resistance	50mΩ	Package Weight	200g

((c)) Especificações do motor

Test Report										
Type	Propeller	Throttle	Voltage (V)	Current (A)	Power (W)	RPM	Torque (N*m)	Thrust (g)	Efficiency (g/W)	Operating Temperature (°C)
MN5008 KV400	T-MOTOR P16*5.4" CF	40%	23.46	3.22	76	3429	0.15	803	10.63	58
		45%	23.41	4.46	104	3874	0.19	1021	9.78	
		50%	23.36	5.93	138	4303	0.24	1259	9.1	
		55%	23.31	7.54	176	4665	0.27	1492	8.5	
		60%	23.25	9.28	216	5016	0.32	1722	7.98	
		65%	23.19	11.19	260	5341	0.36	1956	7.53	
		70%	23.13	13.16	304	5645	0.41	2185	7.18	
		75%	23.05	15.66	361	5975	0.46	2458	6.81	
		80%	22.96	18.53	425	6293	0.52	2750	6.47	
		90%	22.77	24.84	566	6896	0.63	3323	5.87	
		100%	22.67	28.16	638	7165	0.67	3591	5.63	

((d)) Resultado dos testes

Figura 38. Motor considerado para o VTOL.[20]

8.2 Motor para Cruzeiro

À semelhança do processo para o dimensionamento dos motores do VTOL, o ponto de partida foram dados que resultaram do programa MATLAB fornecido. Assim, considerou-se as seguintes características da aeronave:

Grandeza	Variável	Valor	Unidades
massa	m	8.7	kg
área da asa	S	0.78	m^2
aspect ratio	AR	10	-
velocidade de cruzeiro	V_{cr}	25	m/s
-	CD_0	0.03	-

Tabela 6. Dados considerados para o dimensionamento do motor *pusher*.

A partir daqui calculou-se a força de propulsão necessária para contrariar a resistência do ar em cruzeiro. Começamos por calcular o coeficiente de sustentação necessário para que a sustentação produzida contrarie o peso:

$$C_L = \frac{2mg}{S\rho V_{cr}^2} = 0.2918 \quad (9)$$

De seguida calculamos o C_D da aeronave que corresponde ao C_L anterior:

$$C_D = C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi AR_e} = 0.03319 \quad (10)$$

Finalmente, podemos calcular a força de resistência do ar e consequentemente a força de propulsão que o motor do cruise necessita de gerar para manter o equilíbrio no cruise:

$$T = D = \frac{1}{2}\rho V_{cr}^2 S C_D = 9.71 \text{ (N)} \quad (11)$$

À semelhança do que foi realizado para os motores de VTOL, investigou-se que tipo de motores são capazes de produzir este tipo de força de propulsão e concluiu-se que um hélice adequado tem um raio de **r = 17.5 cm** e que as velocidades de rotação normais resultam numa velocidade na ponta do hélice abaixo de Mach 0.5. Assim, nas contas seguintes usaram-se estes valores.

De seguida, calculou-se o *advance ratio* (J) do propeller com a seguinte equação:

$$J = \frac{V_{cr}}{rps \cdot 2r} = 0.463 \quad (12)$$

Com este valor de J, obteve-se do gráfico da figura 44 o valor de C_p que corresponde à maior eficiência. Isto resultou numa eficiência máxima de $\eta_3 = 0.7$ (para hélices de 3 pás), para um coeficiente de potência entre $C_P = 0.02$ e 0.045 e um *twist* do perfil do hélice de $\theta_{3/4} = 15^\circ$.

Calculou-se de seguida a potência correspondente ao menor valor de C_P anterior (0.02)

$$P = C_P \rho rps^3 (2r)^5 = 463 \text{ (W)} \quad (13)$$

Ajustando a eficiência para hélices de 2 pás, obteve-se $\eta = 0.721$ e com a equação seguinte calculou-se a propulsão necessária:

$$T = 0.95 \frac{P\eta}{V_{cr}} = 12.7 \text{ (N)} \quad (14)$$

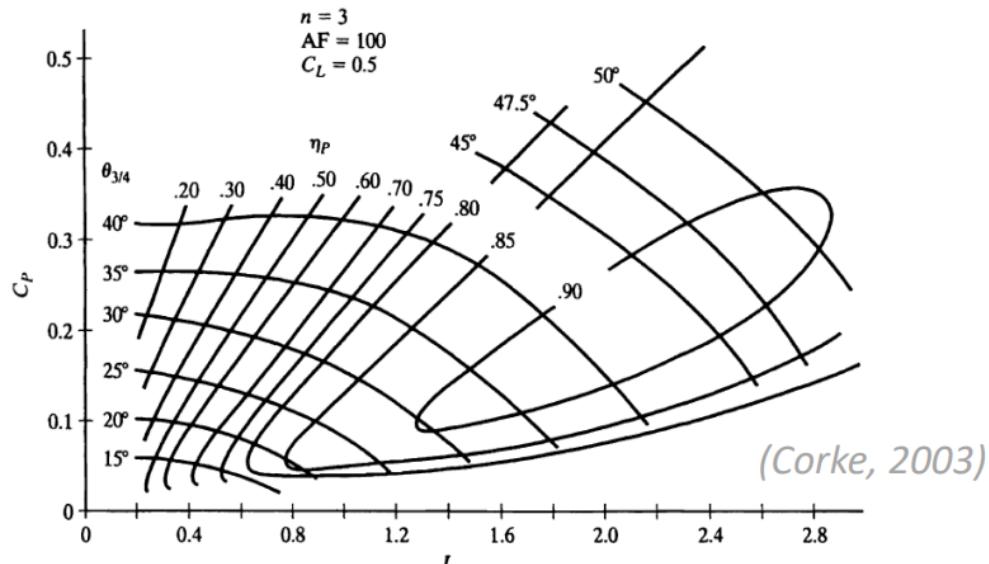
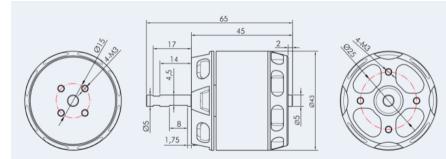


Figura 39. Gráfico que relaciona J com C_p e eficiência do hélice.[21]

Por fim, por forma a facilitar a arquitetura do sistema de distribuição de energia, decidiu-se impor como restrição a mesma tensão para os motores dedicados a VTOL e a cruzeiro. Isso implica que o motor escolhido deveria ser capaz de funcionar de modo nominal com uma bateria de 6 células. Esta é uma das razões pelas quais o motor de cruzeiro se encontra algo sobredimensionado. Não foram encontrados motores que quando aplicada uma tensão de 22,2 V produzissem uma força de propulsão máxima ou tivessem uma potência máxima mais próxima da desejada.

O motor que foi encontrado que satisfaz os critérios definidos e sobre o qual estava disponível informação detalhada *online* é o **AT3520 Long Shaft** da T-Motor, com uma potência máxima de 1100 W e com 550 kVA. Quando associado a um hélice de 14 polegadas (20 cm de raio), este é capaz de produzir a propulsão necessária para a fase cruzeiro, mantendo também uma velocidade na ponta abaixo de Mach 0.5.



((a)) Motor cruzeiro

((b)) Dimensões do motor

Test Item	Long Shaft KV550	Weight (Incl. Cable)	218g
Motor Dimensions	Φ43*65mm	Internal Resistance	31mΩ
Lead	Enameled Wire 100mm	Configuration	12N14P
Shaft Diameter	IN: 5mm OUT: 5mm	Rated Voltage(Lipo)	4-6S
Idle Current(10V)	1.1A	Peak Current(180s)	50A
Max. Power(180s)	1100W	Recommendation	/

((c)) Especificações do motor

Test Report										
Type	Propeller	Throttle	Voltage (V)	Current (A)	Power (W)	RPM	Torque (N*m)	Thrust (g)	Efficiency (g/W)	Operating Temperature (°C)
AT3520 Long Shaft KV550	APC 14*7	40%	22.49	5.15	115.79	4423	0.185	973	8.40	59 (Ambient Temperature/°)
		45%	22.46	6.71	150.66	4888	0.224	1169	7.76	
		50%	22.43	8.50	190.74	5313	0.268	1408	7.38	
		55%	22.37	11.18	250.13	5785	0.326	1689	6.75	
		60%	22.34	13.70	305.98	6192	0.380	1954	6.39	
		65%	22.29	16.90	376.75	6664	0.440	2247	5.96	
		70%	22.23	20.26	450.36	7056	0.498	2529	5.62	
		75%	22.16	24.56	544.30	7454	0.570	2863	5.26	
		80%	22.08	29.20	644.83	7818	0.646	3216	4.99	
		90%	21.93	38.47	843.54	8481	0.776	3787	4.49	
		100%	21.83	44.28	966.63	8762	0.854	4116	4.26	

((d)) Resultado dos testes

Figura 40. Motor em uso para cruzeiro.[22]

8.3 Hélices

As hélices utilizadas foram as recomendadas pelos fabricantes dos motores e que coincidiam com as estimativas iniciais consideradas - uma hélice com 20 cm de raio para os motores de VTOL e uma hélice com 17.5 cm de raio para o motor dedicado a cruzeiro.



((a)) Hélice VTOL - T-motor P16"×5.4



((b)) Hélice cruzeiro - APC 14x7

Figura 41. Hélices utilizados.[23][24]

8.4 Eletrónica de Potência

De modo a controlar a velocidade de rotação dos motores, fazendo a ponte entre a bateria e as bobinas do estator, é necessária a presença de um ESC (electronic speed controller). Este será dimensionado tendo em conta a corrente máxima de operação do motor a que se encontra associado.

Para os motores do VTOL, que apresentam uma corrente máxima de 35 A, o fabricante recomenda um ESC de 40 A, o **AIR 40A 6S**, sendo necessários no total 4 destes componentes (1 para cada motor VTOL).



((a)) ESC VTOL

Model	Con,Current	Peak Current (10S)	BEC	Lipo	programmable Item	Weight	Size(l*W*H)
AIR 40A	40A	60A	NO	2-6S	Timing (Intermediate/High)	26g	55.6*25.2*11.3mm

((b)) Especificações do ESC

Figura 42. ESC 40A dedicado aos motores de VTOL. [25]

No caso do motor dedicado a cruzeiro, a corrente máxima indicada é de 50 A, o que significa que um ESC adequado seria, por exemplo o **FLAME 70A 6S** (apesar de suportar 20 A a mais do que o necessário, foi realizada uma análise de custo e esta era a melhor opção).



((a)) ESC cruzeiro

Model	Continuous Current	Peak Current (10s)	BEC	LiPo	Programable Item(s)	Weight (g)	Size /L*W*H (mm)
FLAME 70A 6S	70A	80A	NO	4-6S	NO	55	56.6*36.4*16.1

((b)) Especificações do ESC

Figura 43. ESC 70A dedicado ao motor de cruzeiro. [26]

8.5 Baterias para Alimentação dos Motores

O peso das baterias é um dos fatores mais importantes aquando do dimensionamento de uma aeronave puramente elétrica. Assim, é necessário que estas sejam escolhidas de forma a garantirem um voo seguro, com energia para alimentar a aeronave ao longo da sua missão, mas não com demasiada energia, uma vez que pelo facto de terem uma densidade energética relativamente baixa, isso resultaria num grande aumento de peso.

Começamos por avaliar o resultado do Matlab presente no ficheiro *.json*, que nos aponta para um peso de baterias da ordem dos 0.9 kg. Tendo em conta a duração da missão e o número de células necessárias para alimentar os motores com a tensão desejada, este valor pareceu-nos demasiado baixo.

Procedemos então à realização de alguns cálculos para escolher as baterias a utilizar, acertando, no processo, com um peso mais realista.

Considerando que o motor dedicado ao cruzeiro produz a força de propulsão necessária a cerca de 75% da potência máxima, isto corresponde a cerca de 25 A. Tendo em conta que esta fase decorre ao longo de 30 minutos, isto corresponde a $25\text{ A} \times \frac{30\text{ min}}{60\text{ min}} = 12.5\text{ Ah}$ **de carga energética consumida no cruzeiro**.

Fazendo cálculos semelhantes para o VTOL, estes motores são capazes de levantar a aeronave do chão funcionando a 70% da sua potência máxima, consumindo cerca de 20 A cada. O processo de levantar voo, subir aos 50 metros e aterrkar é estimado demorar cerca de 3 minutos. Assim, serão necessários $4\text{ motores} \times 20\text{ A} \times \frac{3\text{ min}}{60\text{ min}} = 4\text{ Ah}$ **de carga energética consumida no VTOL**.

Assim, necessitamos de um total de $12.5 + 4 = 16.5\text{ Ah}$ **de carga energética na bateria**. Considerando uma reserva de 20% da carga total, a bateria deverá ter uma capacidade de pelo menos $16.5 \times 1.2 = 19.8\text{ Ah}$.

Apresentaram-se duas hipóteses: uma bateria única grande ou várias baterias mais pequenas. No caso de uma única bateria alimentar a aeronave, na fase do VTOL, esta teria que ser capaz de produzir um output de $4 \times 40 = 160\text{ A}$ (no caso de os motores serem utilizados à potência máxima). Os cabos que vêm implementados na bateria de fábrica são AWG 10, com uma capacidade de transportar corrente bastante inferior ao desejado, pelo que seria necessário abrir a bateria para soldar novos, uma operação nunca recomendada.

Assim, decidiu-se optar pela opção de **4 baterias de 5000 mAh** cada, que oferece redundância no caso de falha de 1 das baterias e elimina o problema dos cabos não suportarem a corrente.



Figura 44. Bateria 5000 mAh, 6s. [27]

8.6 Placa de Distribuição de Potência

O sistema encontra-se arquitetado de forma a permitir que todas as baterias alimentem todos os motores. Como já foi descrito, para além de introduzir redundância no sistema, isto permite uma troca de energia entre sistemas de VTOL e cruzeiro consoante pequenos desvios nas suas

necessidades previstas. De outra forma, estes sistemas estariam completamente separados.

Para isto, as baterias são ligadas a uma PBD (*power distribution board*):

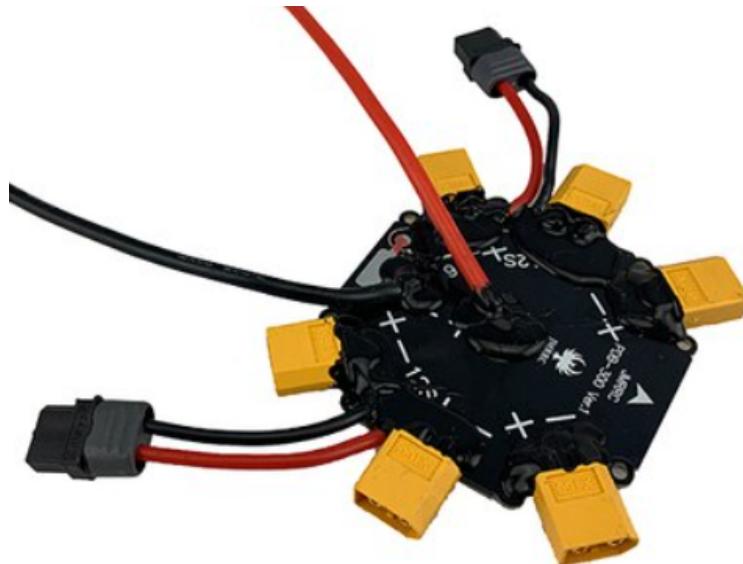


Figura 45. Placa de distribuição de potência (PBD).[28]

Nesta placa, entra a alimentação das 4 baterias e sai a alimentação para os 5 ESC diferentes.

8.7 Aviónica

Foi assumido como controlador para o nosso aeromodelo o Pixhawk:



Figura 46. Controlador Pixhawk.[29]

Este controlador é capaz de fazer o controlo autónomo do aeromodelo, realizando seguimento de trajetória. Para tal, encontra-se associado a uma variedade de sensores cuja exploração sai fora do âmbito deste projeto. No entanto, é importante ter em conta o gasto energético destes componentes, bem como dar uma ideia geral de como estes interagem com o resto da aeronave.

A alimentação a estes sistemas é geralmente realizada por baterias de 2 células e a corrente dedicada ao pixhawk, aos restantes sensores, à câmara e aos servo-motores associados ao movimento das superfícies de controlo é aproximadamente 1.8 A. Para um voo de 30 min ,isto significa que é necessária uma bateria de pelo menos 1800 mAh para alimentar a aviónica. Com margem de segurança de 20%, necessitamos de uma bateria com pelo menos 2160 mAh de carga.



Figura 47. Gens ACE Soaring 2200mAh 2S 2200 mAh para aviónica (122g).[30]

8.8 Arquitetura Global do Sistema

Um esquema simples das ligações entre os diferentes componentes selecionados e descritos ao longo da última secção pode ser encontrada na Figura 48:

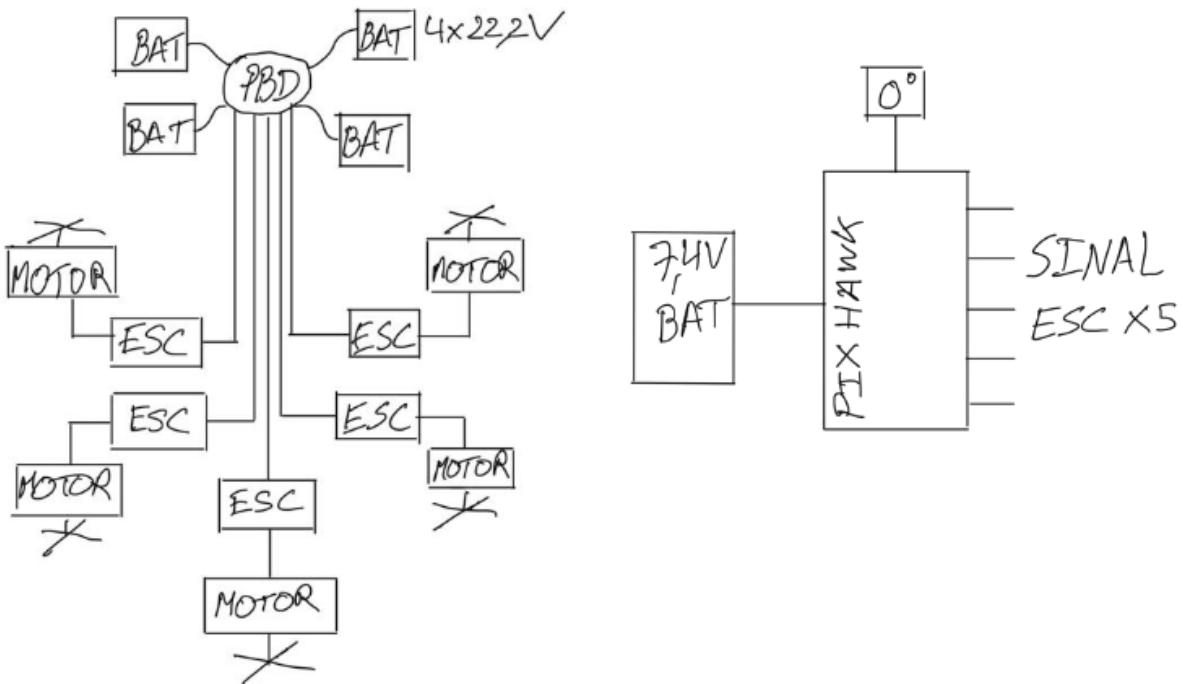


Figura 48. Arquitetura do sistema elétrico da aeronave.

9 Fuselagem

A fuselagem é a parte central da aeronave, na qual deve estar a *payload* requerida bem como baterias e outros componentes aviónicos, nomeadamente o motor propulsivo. É também na fuselagem que é feita a ligação com a asa. Assim, tendo em conta o posicionamento escolhido para a asa, a fuselagem foi desenhada de forma a integrá-la da forma menos intrusiva possível. Por fim, para além deste requerimento, procurou obter-se um design o mais aerodinâmico possível de modo a reduzir o *drag* aerodinâmico produzido pela fuselagem, bem como evitar ao máximo perturbações no escoamento que irá eventualmente atingir as restantes zonas da aeronave, nomeadamente o motor propulsivo (*pusher*). Contudo, não foram efetuadas análises aerodinâmicas detalhadas nesta fase, pelo que este é certamente um componente que tem muito a ser otimizado no futuro.

9.1 Dimensões

No que concerne às dimensões gerais da fuselagem, o fator mais limitante é, sem dúvida, a *payload* requerida pela competição com uma dimensão total de 400x200x180 mm e uma massa de 2kg. Para além deste bloco (*payload*) é ainda importante ter em consideração a integração das baterias e restantes componentes aviónicos como GPS, baterias e cabos, por exemplo, que, embora, sejam de menores dimensões, e por isso, menos limitantes que a *payload* ocupam também volume dentro deste componente. É assim importante ter em conta todos os componentes a acomodar durante o *design*, independentemente das suas dimensões.

Numa primeira iteração procurou-se unicamente assegurar o volume necessário à integração de todos os componentes, o que resultou na fuselagem apresentada na Figura 49:



((a)) Vista Isométrica

((b)) Vista de Frente

((c)) Perfil

Figura 49. 1^a Iteração da fuselagem.

Após esta primeira iteração, seguiu-se para a fase de otimização do *design*, começando pelas dimensões gerais, passando posteriormente para as considerações aerodinâmicas e finalmente para a disposição dos componentes dentro da fuselagem.

9.1.1 Área Frontal e Comprimento - *Fineness Ratio*

Para definir as dimensões gerais da fuselagem, recorre-se à razão entre o diâmetro e o comprimento da fuselagem, o *fineness ratio* - $\frac{d}{l}$, que assume a aproximação da fuselagem a um cilindro, com d o diâmetro e l o comprimento do cilindro.

Neste caso, em particular, essa aproximação não é boa o suficiente, pelo que foi objetivo do grupo determinar o diâmetro do cilindro correspondente, para seguidamente definir o comprimento total.

Sendo a *payload* o componente de maiores dimensões a transportar dentro da fuselagem, irá definir a área frontal da mesma. Tendo em conta as suas dimensões de largura e altura - 20cm e 18cm, respetivamente - e a decisão de integrar o perfil alar, com cerca de 3cm de espessura na fuselagem, foi adotada como altura na secção central o valor de 24cm, ao qual foram adicionados mais 1,5cm para permitir a existência de um mecanismo de fixação da carga e principalmente como meio de obter um perfil frontal mais arredondado, e por isso, mais aerodinâmico. A altura do perfil de altura máxima, utilizado no cálculo da área frontal, é assim, 25,5cm (Figura 50). O mesmo mecanismo levou ao aumento da largura em cerca de 3,5cm para além da largura da carga, resultando numa largura total de aproximadamente 25cm (Figura 50).

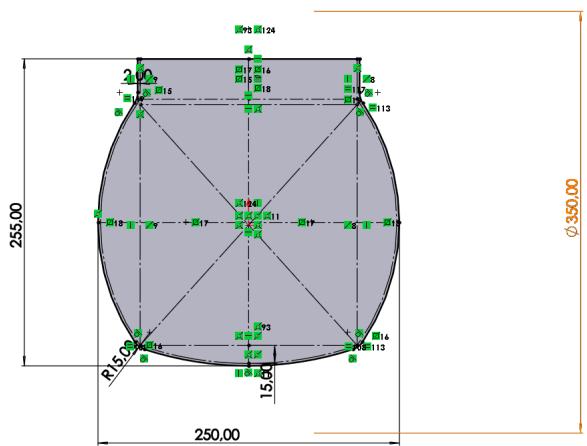


Figura 50. Perfil de área máxima - largura e altura [mm].

Em função dos valores obtidos, tentou-se encontrar o diâmetro correspondente na aproximação do perfil a uma circunferência. Seria de pensar que, uma vez que a altura e largura do perfil de área máxima são muito semelhantes, cerca de 25 cm, esse seria o diâmetro correto a utilizar no cálculo do *fineness ratio*. Contudo, dada a complexidade do perfil, não é esse o caso.

Desenhando uma circunferência com 25 cm de diâmetro centrada na origem do perfil, nota-se que uma parte significativa da área do perfil não é abrangida. Decidiu-se por isso desenhar uma segunda circunferência que circunscrevesse o perfil no ponto de diâmetro máximo, que corresponde a 33cm. Neste caso, a área do círculo resultante é demasiado grande em comparação com a do perfil. Por isso, optou-se por um diâmetro médio entre os dois de 29cm (representado a azul na Figura 51). O excesso existente, permite simular as partes do perfil não abrangidas pelo perfil, garantindo ao mesmo tempo um fator de segurança no dimensionamento. O raciocínio acima exposto pode ser visualizado na Figura 51:

Uma vez obtido o diâmetro do cilindro equivalente, recorreu-se ao gráfico da Figura 52 para determinar o comprimento ideal, correspondente a uma razão de $\frac{d}{l}$ de $\approx 0,3$.

Esta razão é aquela que minimiza o coeficiente de atrito da fuselagem. O comprimento resultante seria de $29/0,3 \approx 96,7$ cm. Escolheu-se, por isso, um comprimento total de 1m. Apresenta-se em baixo um esquema com as dimensões gerais da fuselagem.

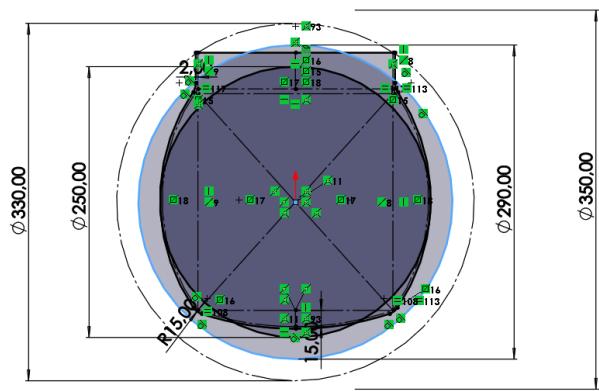


Figura 51. Perfil de área máxima - diâmetro equivalente [mm].

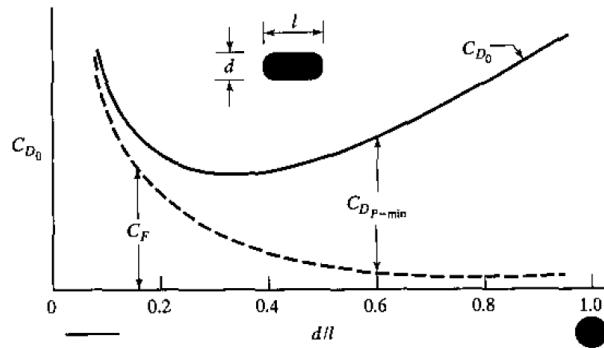


Figura 52. Fineness ratio.[31]

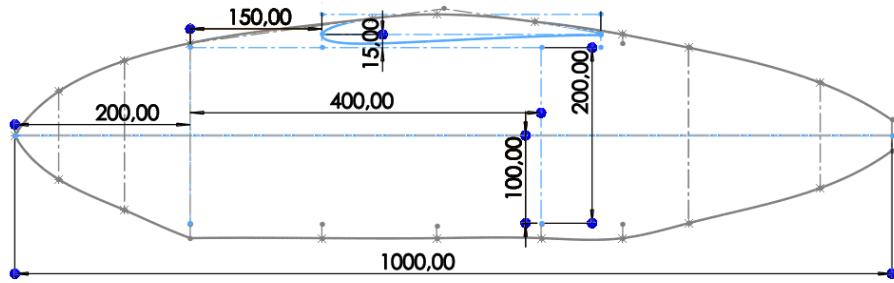


Figura 53. Dimensões gerais da fuselagem [mm].

9.2 Resistência Estrutural e Aerodinâmica

Após definida a configuração da asa a utilizar, asa alta, no caso desta aeronave, reservou-se um espaço na parte superior da fuselagem, onde é feito o encaixe com a asa e onde têm lugar parte dos

componentes estruturais mais importantes da asa. Foi então definido um espaço com as dimensões certas de forma a passar a asa de forma pouco intrusiva. Esta integração da asa na fuselagem é de extrema importância quer do ponto de vista estrutural, por permitir uma melhor transmissão dos esforços entre toda a estrutura num sítio onde os esforços sentidos são os maiores exercidos pela aeronave, quer do ponto de vista aerodinâmico: a parte superior da fuselagem foi desenhada com uma forma tal que funcione como uma continuação da asa ao invés de apenas uma superfície de ligação. Desta forma, garante-se um melhor escoamento sobre a superfície da asa, assegurando a correta criação de sustentação e interferindo de forma mínima com a mesma.

Outro ponto a importante a ter em conta no desenho da fuselagem é a parte da empennagem onde se posicionou o motor *pusher*. Tal como sugerido nas aulas teóricas, assegurou-se que nesta zona o ângulo da fuselagem fosse menor que 20 graus. No nosso *design* em específico, uma outra preocupação de grande relevância prendeu-se com o eixo de propulsão do motor, o qual se procurou fazer passar pelo centro de massa, para evitar a criação de momentos no plano longitudinal que pudessem por em causa a estabilidade estática da aeronave.

Procurou-se ainda desenhar uma forma que reduzisse o *drag* produzido e perturbasse o mínimo possível o escoamento que chega ao motor, utilizando para isso como inspiração a forma de uma gota de água.

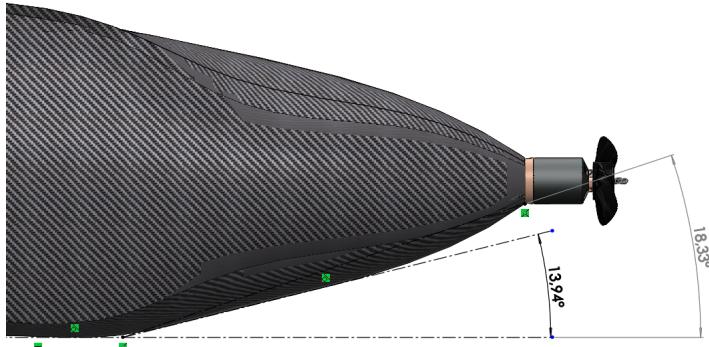


Figura 54. Pormenor dos ângulos na zona da empennagem [mm].

Para além dos esforços aerodinâmicos relacionados com a dinâmica de voo, a fuselagem não estará sujeita a outros esforços significativos por a aeronave ser capaz de realizar aterragem e descolagem na vertical, evitando desta forma os esforços sentidos durante a aterragem, muitas vezes determinantes no *design* da fuselagem. Por isso, para garantir uma aterragem segura, apenas foram incorporadas quatro pernas na base da fuselagem, por se tratarem de uma solução rápida, eficaz e suficiente, que evita a interferência aerodinâmica que seria criada pela inclusão desnecessária de rodas ou de um trem de aterragem, no sentido mais convencional do termo.

9.2.1 Estimativa do C_{D_0}

Nesta secção pretende-se apresentar uma estimativa do coeficiente de atrito da fuselagem durante o voo de cruzeiro, que pode ser calculado através da seguinte expressão:

$$C_{D_0} = \frac{F_f + F_w}{qS}, \quad (15)$$

com F_f o atrito de fricção e F_w atrito de onda, que se despreza, assumindo escoamento incompressível ($Mach < 0.3$), q a pressão dinâmica e S a área de referência (área da asa). A força de resistência de fricção é dada por:

$$F_f = qS_{wet}C_f\mathcal{F}\mathcal{Q} \quad (16)$$

$$q = \frac{1}{2}\rho V^2 \quad (17)$$

Todos os parâmetros do atrito de fricção podem ser calculados recorrendo às seguintes expressões:

$$S_{wet} = 1.7(A_{top} + A_{side}), \quad (18)$$

$$\mathcal{F} = 1 + \frac{60}{(\frac{l}{d})^3} + \frac{(\frac{l}{d})}{400}, \quad (19)$$

$$C_f = \begin{cases} \frac{1.328}{\sqrt{Re_x}}, & \text{laminar} \\ \frac{0.455}{(log Re_x)^{2.58}(1+0.144M^2)^{0.65}}, & \text{turbulent} \end{cases}, \quad (20)$$

$$Re_x = \frac{Vx}{v}, \quad (21)$$

sendo S_{wet} a área molhada, A_{top} , a área projetada vista de cima, A_{side} , a área projetada vista de lado, \mathcal{F} , o fator de forma, $\frac{d}{l}$, o *fineness ratio* - d , o diâmetro equivalente e l o comprimento - \mathcal{Q} , o fator de interferência, C_f o coeficiente do atrito de fricção, Re_x o número de Reynolds, M , o número de Mach, V a velocidade de voo, x o comprimento característico e v , a viscosidade cinemática.

São assumidas as condições ao nível do mar, o que significa que a velocidade do som, a é 340m/s, o v é $1,46 \times 10^{-5} m^2/s$ e ρ é $1,225 kg/m^3$.

Apresentam-se na Tabela 7 os valores utilizados nos cálculos posteriores.

A_{top}	$0,2136 m^2$
A_{side}	$0,1999 m^2$
d	$0,29 m$
l	$1 m$
v	$25 m/s$
v	$1,46 \times 10^{-5} m^2/s$
a	$340 m/s$
ρ	$1,225 kg/m^3$
\mathcal{Q}	$1,2$
S	

Tabela 7. Valores utilizados no cálculo do C_{D_0}

Resolvendo as equações 18 a 21 obtém-se:

$$S_{wet} = 1.7(0,2136 + 0,1999) = 0,7030 m^2, \quad (22)$$

$$\mathcal{F} = 1 + \frac{60}{(\frac{1}{0,29})^3} + \frac{(\frac{1}{0,29})}{400} = 2.47 \quad (23)$$

$$Re_x = \frac{25 \times 1}{1,46 \times 10^{-5}} = 1712329 \quad (24)$$

$$C_f = \frac{0.455}{(\log 1712329)^{2.58} (1 + 0.144(\frac{25}{340})^2)^{0.65}} = 4,05 \times 10^{-3}, \quad (25)$$

assumindo escoamento turbulento

$$q = \frac{1}{2} \times 1,225 \times 25^2 = 382,81 Pa \quad (26)$$

Utilizando a equação 16 podemos calcular a força de fricção:

$$F_f = 382,81 \times 0,7030 \times 4,05 \times 10^{-3} \times 2,47 \times 1,2 = 3,23 N \quad (27)$$

o que dá um valor para C_{D_0} de:

$$C_{D_0} = \frac{3,23}{382,81 \times 0,78} = 0,011 \quad (28)$$

9.3 Disposição de Componentes Internos

Tal como referido anteriormente, a principal função da fuselagem é acomodar todos os componentes internos, nomeadamente a *payload*, assim como todos os aviónicos. No entanto, a disposição destes componentes não deve ser feita de forma aleatória ou descuidada. É necessário garantir a colocação estratégica dos mesmos de modo a assegurar a margem estática necessária para o equilíbrio, garantir uma boa acessibilidade a cada um dos componentes e evitar a utilização de peso desnecessário, frequente, por exemplo, nos cabos de ligação entre componentes internos.

Sendo o componente mais pesado dentro da fuselagem, a *payload* assume um papel crucial no equilíbrio da aeronave, pelo que a sua posição é fixa, ligeiramente à frente do bordo de ataque. As baterias de alimentação dos motores localizam-se atrás da *payload*, de forma a diminuir o comprimento dos cabos de ligação ao motor *pusher*, assim como aos motores VTOL, cuja alimentação é feita através de cabos que atravessam o perfil da asa em contacto com a fuselagem, entrando depois dentro dos *booms* através do interior da asa. Finalmente, a bateria de alimentação da aviónica específica requerida para o cumprimento da missão localiza-se à frente da *payload*, mas uma vez por proximidade com os componentes a alimentar.

Na Figura 55 é possível observar um modelo da disposição acima descrita. De notar que as distâncias relativas entre componentes estão de acordo com o estudo realizado para posicionamento do centro de massa. São também representados dentro da fuselagem os *ESCs*, apesar de ser nossa intenção integrá-los dentro dos *booms*, possibilidade a avaliar melhor na fase de construção do avião.



((a)) Vista Isométrica

((b)) Vista Lateral

Figura 55. Disposição dos componentes dentro da fuselagem.

9.4 CAD

Por fim, e depois de todos os requerimentos estudados e revistos, desenhos preliminares feitos, materializou-se o desenvolvimento feito até então através de um modelo do que a fuselagem final deverá ser, recorrendo a um programa de *CAD*.

O design final da fuselagem obtido pela equipa é assim apresentado na figura abaixo:

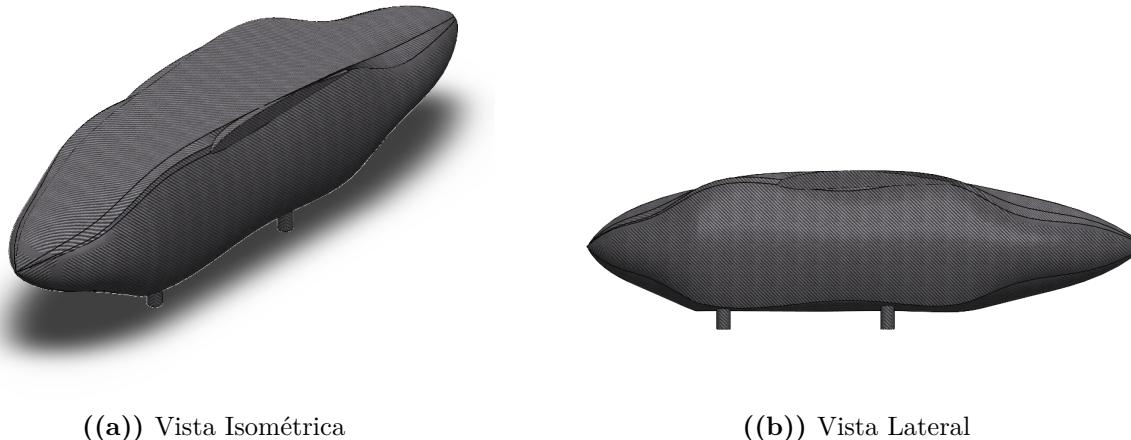


Figura 56. CAD da fuselagem.

9.5 Passos Futuros

Tendo em conta o objetivo último da equipa de construir um protótipo da aeronave, seria de grande relevância numa fase mais avançada do *design* a escolha dos materiais a utilizar, bem como os métodos de construção que iriam afetar a resistência mecânica da fuselagem, principalmente durante a aterragem sem VTOL, onde sofre os maiores esforços, assim como a resistência aerodinâmica sentida devido ao atrito de fricção diretamente relacionado com a rugosidade da superfície exterior. Para além do referido, será importante recorrer a *softwares* de análise estrutural e aerodinâmica de forma a validar as opções feitas e otimizar a forma da fuselagem em geral.

10 Cauda e Estabilidade

Note-se que durante esta secção os dados de estabilidade dinâmica também foram retirados com o programa XFLR5. Neste foram realizadas muitas aproximações, nomeadamente o facto de não se considerar a presença de uma fuselagem ou qualquer superfície da aeronave que não seja a asa ou a cauda. Para as últimas aeronaves têm sido boas aproximações, não só dadas as contribuições menos significativas dos outros componentes para a estabilidade mas também graças às suas configurações bastante convencionais. Para a aeronave em projeto, a presença adicional dos *booms* afeta mais o comportamento, e pode distanciar a realidade ainda mais do que nas aeronaves anteriores. Não foi considerado, no entanto, que tal seja um problema, dado que esta aeronave, ao contrário das outras, pode ter controlo autónomo, nomeadamente a inclusão de sistemas de aumento de estabilidade (SAE).

10.1 Estabilidade Estática

Na estabilidade estática, embora se tenham valores de referência, têm-se grandes intervalos de operação. O mais importante neste é que se estabeleçam as contribuições desejadas, isto é, que as derivadas tenham o coeficiente correto, já que, depois, a aeronave é avaliada do ponto de vista da estabilidade dinâmica.

10.1.1 Estabilidade Estática Longitudinal.

Tabela 8. Valores da bibliografia para a estabilidade estática longitudinal

	H_E	$c_{m\alpha} (^{\circ})$
Valores	5 a 20%	-0.01745 a -0.01047

Tabela 9. Valores de referência de aeronaves passadas para a estabilidade estática longitudinal.

Aeronave de referência	H_E	$c_{m\alpha} (^{\circ})$	$\alpha_{c_m=0}$	$V_{c_m=0}$ (m/s)
ACC 2019 (aeronave de competição)	19.8%	-0.03125	-0.03125	-
TFP 2020 (design de teste)	34%	-	2.0°	-
ACC 2021 (aeronave de testes)	10.3%	-	2.0°	18.2
ACC 2022 (aeronave de competição)	15.3%	-0.0102	2.316°	23.0
Valores projetados	15.7%	-0.01461	0.9°	25.5

Note-se que o design da cauda permitiu imediatamente alcançar a estabilidade estática longitudinal, dada a simplicidade dos critérios.

10.1.2 Estabilidade Estática Lateral.

Tabela 10. Valores da bibliografia para a estabilidade estática lateral

	$c_{l\beta} (^{\circ})$	$c_{n\beta} (^{\circ})$
Valores	-0.00349 a -0.000873	-0.000873 a 0.00349

Tabela 11. Valores de referência de aeronaves passadas para a estabilidade estática lateral.

Aeronave de referência	$c_{l\beta} (^{\circ})$	$c_{n\beta} (^{\circ})$
ACC 2021 (aeronave de testes)	-0.0002	0.001
ACC 2022 (aeronave de competição)	-0.000495	0.000939
Valores Projetados	-0.00030885	0.00140

Note-se que foram utilizados os eixos do XFLR5 (com documentação disponível em [32]), que não coincidem com os eixos normalmente utilizados nas unidades curriculares de Controlo de Voo e Estabilidade de Voo.

Note-se, também, que os valores de $c_{l\beta}$ se encontram fora do intervalo pretendido. Tendo em conta que acaba por ser o único parâmetro em falta e que a estabilidade dinâmica se encontrava, de qualquer modo, assegurada, este problema foi ignorado, até porque o valor está bastante próximo do intervalo de referência.

10.2 Estabilidade Dinâmica

Após assegurada a estabilidade estática, inicia-se o estudo da dinâmica. Este torna-se desafiante, dada a inexistência de valores de referência e de uma categoria de aeronave adequada para UAVs. Dado isto, utilizámos valores de referência da classe mais próxima (classe I, como visto na tabela 10.2), e das aeronaves anteriores para projetar esta aeronave. Dada a diferença entre as classes mais próximas e a aeronave projetada, as referências das últimas aeronaves, em conjunto com os apontamentos sobre o seu comportamento, tornam-se um fator mais relevante para a aeronave em estudo.

classe	características do avião
I	avião de turismo (até 5 000 kg)
II	avião de peso de até 30 000 kg e manobrabilidade moderados
III	avião pesado com manobrabilidade moderada
IV	avião muito manobrável

Tabela 12. Classes de aeronave e as suas características.

Tabela 13. Classificação da fase de voo.

categoria	definição
A	fase de voo não terminal, com manobras rápidas e/ou controlo preciso de trajetória
B	fase de voo não terminal, com manobras moderadas ou lentas e eventualmente algum controlo da trajetória
C	fase terminal, com manobras lentas e controlo preciso

Aeronave	Apontamentos do comportamento da aeronave
ACC 2019	Aeronave longitudinalmente estável. Devido à reduzida distância do estabilizador vertical ao centro de massa o controlo de guinada revelou-se problemático.
TFP 2020	Aeronave não testada, apenas em fase de design, correspondente aos primeiros estudos para a implementação de uma cauda em V.
ACC 2021	Aeronave com bom comportamento longitudinal. Lateralmente mostrava pouco amortecimento e muita sensibilidade aos comandos. Envolvia atenção constante do piloto e efetuava manobras com bastante instabilidade e constantes correções por parte do piloto.
ACC 2022	Tanto longitudinalmente como lateralmente é uma aeronave com um bom comportamento. Envolve atenção ao pilotar, mas oferece confiança. Em relação a 2021 apresenta um comportamento muito mais adequado, principalmente no rolamento, que se deve à introdução de diedro.

Tabela 14. Últimas aeronaves desenvolvidas e o seu comportamento.

10.2.1 Modos Longitudinais: Fugóide

A fugóide não representa normalmente um problema quando a estabilidade estática nos UAVs desenvolvidos, como visível nas Tabelas 15 e 16. Em todas as aeronaves, ultrapassa confortavelmente os mínimos definidos, não sendo a aeronave projetada uma exceção.

Tabela 15. Valores da bibliografia para a fugóide.

nível	ξ_{min}
1	0.04
2	0
3	Período > 55s

Tabela 16. Valores de referência de aeronaves passadas para a fugóide.

Aeronave de referência	λ	ω_n (rad/s)	ξ
ACC 2019 (aeronave de competição)	$-0.0072 \pm 0.7598i$	0.7598	0.009
TFP 2020 (design de teste)	$-0.0100 \pm 0.5792i$	0.578	0.017
ACC 2021 (aeronave de testes)	$-0.0087 \pm 0.6341i$	0.6346	0.014
ACC 2022 (aeronave de competição)	$-0.0143 \pm 0.6858i$	0.6848	0.013
Valores projetados	$-0.0141 \pm 0.3389i$	0.3393	0.042

10.2.2 Modos Longitudinais: Período Curto

Nas Tabelas 17 e 18, é possível interpretar que o período curto não apresenta, habitualmente, problemas. Dado o grande alcance de valores aceitáveis para o mesmo este é normalmente ignorado, e apenas numa fase posterior validade. Nesta aeronave este encontrava-se, mais uma vez, dentro da janela de valores adequados.

Tabela 17. Valores da bibliografia para o período curto.

Categoria	nível 1	nível 2	nível 3
A	$0.35 \leq \xi \leq 1.3$	$0.25 \leq \xi \leq 2$	$\xi \geq 0.1$
B	$0.3 \leq \xi \leq 2$	$0.2 \leq \xi \leq 2$	$\xi \geq 0.1$
C	$0.35 \leq \xi \leq 1.3$	$0.35 \leq \xi \leq 2$	$\xi \geq 0.25$

Tabela 18. Valores de referência de aeronaves passadas para o período curto.

Aeronave de referência	\geq
ACC 2019 (aeronave de competição)	0.528
TFP 2020 (design de teste)	0.687
ACC 2021 (aeronave de testes)	0.640
ACC 2022 (aeronave de competição)	0.621
Valores projetados	0.776

10.2.3 Modos Laterais: Espiral

Como é visível nas Tabelas 19 e 20, a espiral é, normalmente, um desafio. Normalmente tenta-se atingir um T_2 de 8s, que nem sempre é possível, tendo-se, por isso, um critério mínimo obrigatório de 4s. Esta dificuldade deve-se, em parte, à utilização de caudas muito próximas da asa, já que, nas competições, tal tem permitido aumentar a envergadura. Não sendo isso um problema nesta aeronave, existe uma maior facilidade na obtenção de um valor adequado. Note-se que, estando nos limites dos critérios assumidos, a espiral tem um grande impacto no comando da aeronave. Entre as aeronaves de 2021 e 2022, o efeito de um aumento de apenas 1.3 segundos no T_2 foi bastante visível. Note-se que uma das principais dificuldades na aeronave de 2019 foi o controlo eficaz da

guinada, numa aeronave que entrava em espiral muito facilmente, pelo que o estabilizador vertical precisou de ser, posteriormente, aumentado. Desde essa altura, tem-se tido mais cuidado com a espiral, procurando não se repetir o problema. Apenas em 2022 já apresentava um comportamento satisfatório. Com um T_2 de 36.829s, não se prevê a existência de qualquer problema nesse sentido, para a aeronave projetada.

Tabela 19. Valores da bibliografia para a espiral.

Categoria	nível 1	nível 2	nível 3
A, C	$T_2 \geq 12s$	$T_2 \geq 8s$	$T_2 \geq 5s$
B	$T_2 \geq 20s$	$T_2 \geq 8s$	$T_2 \geq 5s$

Tabela 20. Valores de referência de aeronaves passadas para a espiral.

Aeronave de referência	$T_2(s)$
ACC 2019 (aeronave de competição)	4.633
TFP 2020 (design de teste)	5.583
ACC 2021 (aeronave de testes)	5.998
ACC 2022 (aeronave de competição)	7.312
Valores projetados	36.829

10.2.4 Modos Laterais: Rolamento

Nas Tabelas 21 e 22, é possível ver que o rolamento nunca tem sido um problema nas aeronaves passadas, ficando sempre muito dentro mesmo dos critérios das categorias mais exigentes.

Tabela 21. Valores da bibliografia para o rolamento.

Categoria	nível 1	nível 2	nível 3
A I, IV	$\tau \leq 1.0s$	$\tau \leq 1.4s$	$\tau \leq 10s$
A II, III	$\tau \leq 1.4s$	$\tau \leq 3.0s$	$\tau \leq 10s$
B	$\tau \leq 1.4s$	$\tau \leq 3.0s$	$\tau \leq 10s$
C I, IV	$\tau \leq 1.0s$	$\tau \leq 1.4s$	$\tau \leq 10s$
C II, III	$\tau \leq 1.4s$	$\tau \leq 3.0s$	$\tau \leq 10s$

Tabela 22. Valores de referência de aeronaves passadas para o rolamento.

Aeronave de referência	$\tau(s)$
ACC 2019 (aeronave de competição)	0.059
TFP 2020 (design de teste)	0.024
ACC 2021 (aeronave de testes)	0.032
ACC 2022 (aeronave de competição)	0.040
Valores projetados	0.023

10.2.5 Modos Laterais: Rolamento Holandês

Como é possível observar nas Tabelas 23 e 24 boas qualidade ao nível do Rolamento Holandês têm sido, nos últimos anos, bastante acessíveis de se atingir. O critério normalmente definido é um mínimo para o coeficiente de amortecimento de 0.08, que é sempre alcançado sem problema. Geralmente, tal como na aeronave projetada, este alcança ou ultrapassa os critérios mais exigentes.

Tabela 23. Valores da bibliografia para o rolamento holandês.

Nível	1			2			3		
Categoría	ξ_{min}	$(\xi\omega_n)_{min}$	$(\omega_n)_{min}$	ξ_{min}	$(\xi\omega_n)_{min}$	$(\omega_n)_{min}$	ξ_{min}	$(\xi\omega_n)_{min}$	$(\omega_n)_{min}$
A I, IV	0.19	0.35	1.0	0.02	0.05	0.5	0.02	-	0.04
A II, III	0.19	0.35	0.5	0.02	0.05	0.5	0.02	-	0.04
B	0.08	0.15	0.5	0.02	0.05	0.5	0.02	-	0.04
C I, IV	0.08	0.15	1.0	0.02	0.05	0.5	0.02	-	0.04
C II, III	0.08	0.1	0.5	0.02	0.05	0.5	0.02	-	0.04

Tabela 24. Valores de referência de aeronaves passadas para o rolamento holandês.

Aeronave de referência	λ	ω_n (rad/s)	ξ
ACC 2019 (aeronave de competição)	$-0.8986 \pm 2.972i$	3.105	0.289
TFP 2020 (design de teste)	$-1.3239 \pm 4.4046i$	4.599	0.288
ACC 2021 (aeronave de testes)	$-0.9488 \pm 5.4009i$	5.485	0.173
ACC 2022 (aeronave de competição)	$-0.8491 \pm 5.1732i$	5.171	0.162
Valores projetados	$-1.2021 \pm 5.9651i$	6.082	0.198

11 Inovação e Sustentabilidade

11.1 Integração de células solares

No âmbito da sustentabilidade, surgiu a possibilidade de integrar células solares na aeronave. Esta ideia surgiu com o objetivo de garantir um consumo energético mínimo na bateria, maximizando, então, a pontuação obtida nessa fase da competição. Tendo-se verificado, após uma consulta pormenorizada ao regulamento, que a implementação de um mecanismo deste tipo se enquadrava dentro das regras da competição, procedeu-se com uma análise desta possibilidade, de um ponto de vista da avaliação dos potenciais benefícios, assim como impacto em termos de massa, de custo e de complexidade acrescida.[5]

As únicas restrições, no regulamento da competição, relativamente à alimentação do sistema propulsivo a utilizar, são que este deve ser integralmente elétrico, à base de uma bateria LiPo e que esta não pode ser utilizada para alimentar quaisquer outros sistemas da aeronave. Mesmo que esta ideia fuja aos critérios estabelecidos pelos organizadores da competição, a sua implementação apresenta um interesse significativo do ponto de vista académico, podendo vir, inclusivamente, a ser útil para outros futuros objetivos da equipa Olissipo Air Team.

Com a adição deste sistema, o principal objetivo seria o aumento da autonomia da aeronave, equivalente à diminuição da energia consumida proveniente da bateria durante a duração da execução da missão. Deste modo, no estudo que se segue, iremos focar o impacto da integração dos painéis sobre a autonomia, que é uma métrica mais fácil de quantificar. Em simultâneo, é de esperar um aumento de peso e um nível de complexidade acrescido ao nível da construção, nomeadamente no que toca à implementação das células solares nas superfícies do avião, sem comprometer o seu desempenho aerodinâmico e estrutural, e na projeção e instalação dos sistemas elétrico, propulsivo, e de controlo.

11.2 Estudo preliminar

A primeira abordagem foi o estabelecimento de um contacto com os responsáveis de eletrónica da equipa Técnico Solar Boat, já experiente na implementação de sistemas semelhantes, em barcos desenvolvidos para a participação em competições especializadas neste tópico, com o intuito de obter a referência do tipo de tecnologia solar empregue nos seus projetos e para receber alguns conselhos relativamente a fornecedores, técnicas de fabrico e especificações técnicas procuradas. Foi-nos aconselhado utilizar um conjunto de células solares de silício monocristalino, tendo em conta o custo, eficiência energética, tamanho, flexibilidade e acessibilidade. Uma tecnologia sugerida, nesta fase, foi a célula solar SunPower C60, de resto também já utilizada em vários protótipos deste tipo.[33]

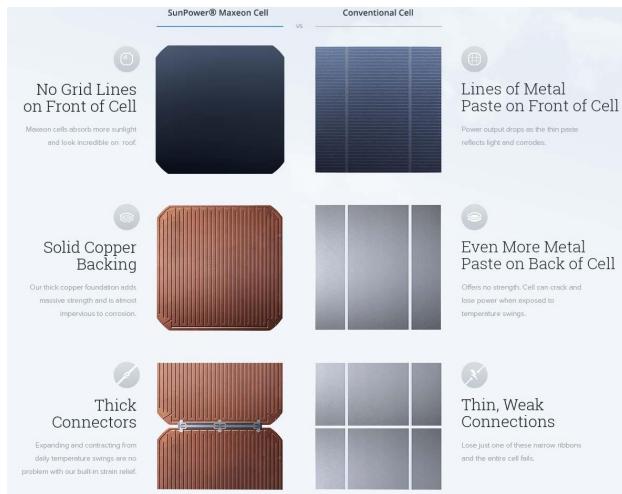


Figura 57. Esquema das células solares recomendadas. Destaca-se a sua flexibilidade, reduzida espessura e peso e elevada eficiência. De acordo com a equipa Técnico Solar Boat, o custo ronda os 5€/célula.[34]

Parâmetro	Valor
Massa	6.5g
Tamanho	12.5 x 12.5 cm
Espessura	0.20 mm
Eficiência	21.8%

Tabela 25. Especificações da SunPower C60 (retirado da *datasheet* do fabricante).[34]

Estas células têm a vantagem de serem relativamente acessíveis no mercado, a um custo razoável. Para além disso, o uso de células de silício não é inédito em projetos de UAVs alimentados por energia solar, estando disponível alguma informação *online* sobre o mesmo. [35]. Destaca-se a eficiência de 21.8%, indicada pelo fabricante das células, que é relativamente elevada, tendo em conta outras opções encontradas no mercado, tipicamente abaixo dos 20%.

A implementação destas células pode fornecer energia suficiente para o motor e, no caso de excesso, pode inclusivamente ser utilizado para recarregar a bateria. Neste caso, a bateria pode ser utilizada como a fonte principal de alimentação do aeromodelo, quando a performance das células não for suficiente, tendo em conta os requisitos energéticos para a condição de voo em questão. É

de esperar que seja esta a situação mais comum de operação. A ligação entre células é realizada em série, de modo a aproximar a diferença de potencial necessária para a implementação com o restante sistema elétrico. Consoante a número de células possíveis de implementar na geometria da aeronave, poderá ser, ainda, necessário incluir um outro módulo de *step-up* da tensão de saída dos mesmos. Através do diagrama da Figura 59, a energia recebida pelo sol é convertida em energia elétrica pelas células solares. O MPPT (*maximum power point tracker*) e o BMS (Battery Management System) são dispositivos utilizados para garantir que o sistema de energia opera na ponto de eficiência máxima. O MPPT é responsável pela produção máxima de energia elétrica nos painéis solares, enquanto que o BMS é responsável por balancear o consumo de energia entre o motor e o sistema de armazenamento.

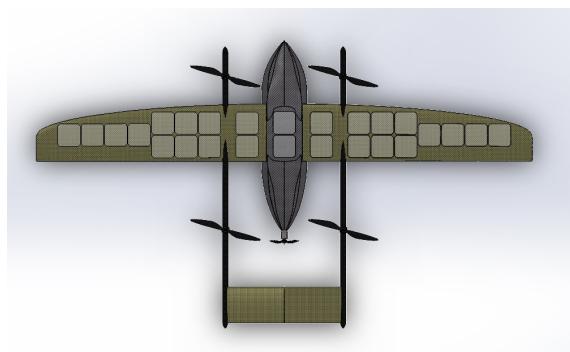


Figura 58. Distribuição de painéis na asa.

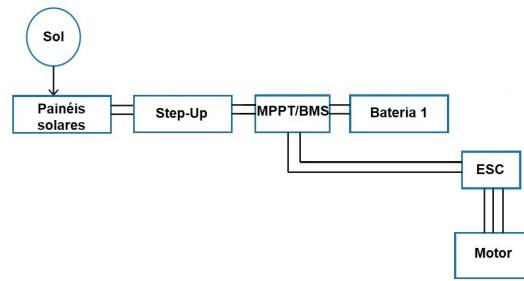


Figura 59. Esquema das ligações elétricas requeridas pelo sistema de captura de energia solar.

Para estimar a potência fornecida pelos painéis, num primeiro passo, procurou-se os valores da variação diária da irradiância solar em Hamburgo no mês de outubro (mês da competição). A potência máxima irradiada por metro quadrado ocorre às 11h e tem o valor de 438.25 W/m^2 . Com a área total dos painéis e com a eficiência dos mesmos, conclui-se que o valor da potência útil dos painéis é:

$$P_{util} = P_{irradiada} * S_{paineis} * \eta_{paineis} = 38.33W \quad (29)$$

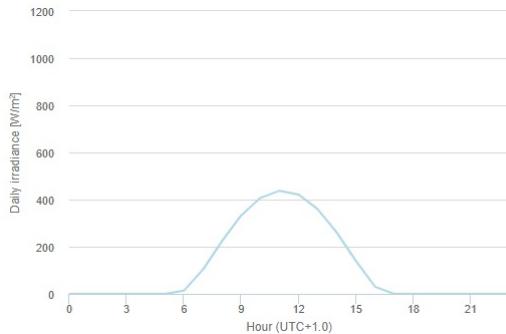


Figura 60. Irradiância solar diária em Hamburgo, outubro. [36]

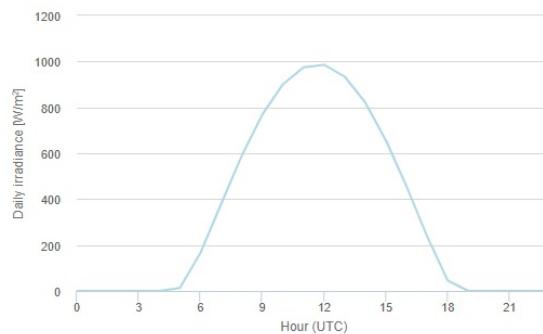


Figura 61. Irradiância solar diária em Beja, agosto, como termo de comparação. [36]

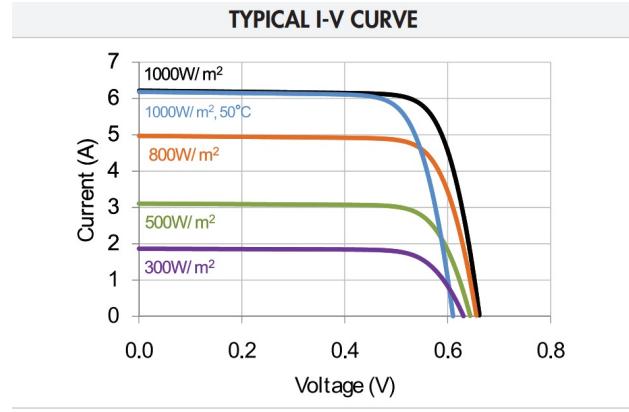


Figura 62. Curva corrente-tensão da célula SunPower C60 [37]

Através do diagrama I-V das células, interpolámos de modo a obter a tensão e corrente no ponto de máxima potência, e obtivemos $V_{mpp}=0.552$ V e $I_{mpp}=2.65$ A. Aqui assumimos que o painel está a operar neste ponto devido à presença do MPPT.

Para a aeronave, as baterias escolhidas têm uma tensão nominal de 22.2 V. Esta tensão tem que ser fornecida pelos painéis de modo a garantir um recarregamento das baterias. De acordo com a tabela 25, as células SunPower C60 têm uma tensão nominal de 0.552 V, ligando-as em série, necessitariam de, aproximadamente, 41 células. Porém, com a geometria atual do avião, apenas é possível distribuir 26 células entre as asas e parte da fuselagem, levando a uma área útil de $0.3978m^2$ e, consequentemente, a uma tensão nominal de 14.352 V. Esta baixa tensão tem de ser compensada pela presença de um transformador *step-up* que eleve a tensão para um valor superior à das baterias, normalmente 30% superior à tensão das baterias. Esta operação vem com a consequência de diminuir o valor da corrente. Como aproximação, utilizando as relações de um transformador ideal, obtemos os seguintes valores para a tensão e correntes após o *step-up*: $V=22.2 \times 1.3 = 28.86$ V e $I=1.32$ A.

Sendo 6.5g a massa de cada célula, tem-se um acréscimo de 169g à massa total da aeronave. Porém, ao utilizar células individuais, vem a necessidade de as soldar umas às outras, pelo que, para os nossos cálculos, considerámos que o acréscimo total de massa trazido pela implementação dos painéis solares corresponde à massa total das células multiplicada por um fator de 1.4, levando a uma massa de 237g. A questão da necessidade de solda também foi incluída no espaçamento entre as células, neste caso, determinou-se um espaço de 5mm entre cada célula.

11.3 Aumento da autonomia

Para um cálculo automatizado do impacto dos painéis na performance da aeronave, desenvolveu-se um *script* em Matlab. Para este cálculo, considerou-se a aeronave com a velocidade de cruzeiro de 25 m/s, possibilitando o cálculo da potência necessária para esta condição de voo, através da seguinte fórmula (assumindo equilíbrio):

$$P = \frac{1}{2} \rho V^3 S C_d \quad (30)$$

Diferente das outras implementações feitas à aeronave nas outras secções, os painéis solares e respetivos componentes complementares não foram incluídos na análise do *design point*. Por outro lado, partimos dessa configuração final e acrescentámos os painéis e restantes componentes

(MPPT, BMS e cabos), partindo do princípio que estes seriam posicionados de modo a não alterar os parâmetros de estabilidade do avião, levando a uma configuração alternativa. Esta escolha é justificada pela necessidade de comparação da performance da aeronave com e sem painéis, para podermos tirar conclusões relevantes sobre a pertinência dos mesmos.

Grandezas	Sem painéis	Com painéis	Unidades
Massa	8.70	9.70	kg
Área da asa	0.784	0.784	m ²
Aspect Ratio	10	10	-
Velocidade de cruzeiro	25	25	m/s
Cd_0	0.03	0.032	-

Tabela 26. Diferenças entre os parâmetros estimados para as duas configurações diferentes consideradas para a aeronave.

É de notar que houve um aumento significativo da massa da aeronave, contando com os 237 g dos painéis e solda e cerca de 763g para o MPPT, BMS e transformador *step-up*. Além disso, considerou-se um pequeno acréscimo no coeficiente de *drag*, devido à presença dos painéis. Para a espessura dos painéis em questão, estes têm pouca influência no *pressure drag* e *viscous drag*, porém, análises experimentais sugerem que existe um ligeiro aumento no coeficiente de *drag*.[38] Com recurso às equações, (9),(10) e (30), vem:

Grandezas	Sem painéis	Com painéis	Unidades
Cl	0.286	0.319	-
Cd	0.033	0.036	-
P _{required}	248.1	268.7	W

Tabela 27. Impacto da inclusão das células solares no Cl, Cd e na potência requerida para a manutenção do voo cruzeiro.

Através da potência requerida para voo cruzeiro desta configuração alternativa e recorrendo aos valores da Figura 40, podemos, como anteriormente, estimar que o motor opera a 75% da sua potência máxima, correspondendo a 12.5 Ah de carga energética consumida no cruzeiro. A corrente de 1.71 A proveniente do transformador *step-up*, no período de 30 min para voo cruzeiro, traz um aumento de carga energética de 0.659 Ah. Portanto, chegou-se a uma previsão inicial do valor de aumento de autonomia de 5.3%. Apesar de ser uma estimativa muito rudimentar, obtivemos um valor aceitável. Este resultado indica que vale a pena investir mais recursos no estudo da possibilidade de implementação de painéis solares no protótipo a desenvolver.

Mesmo que o aumento de autonomia obtido anteriormente (para o caso da competição do *New Flying Competition*) não compense, tendo em vista os custos e a complexidade acrescida que envolve a implementação dos painéis, realizou-se um outro estudo de aumento de autonomia, porém, considerando um voo em Beja no meio de agosto, cenário possível. Recorrendo aos dados da Figura 61, o pico de potência irradiada ocorre às 12h, com um valor de 988.81W/m². Este valor levaria a uma potência produzida pelos painéis de 86.53 W e, consequentemente, um aumento de autonomia de 12%. Ou seja, mesmo que a implementação dos painéis não seja estritamente útil para o contexto do *New Flying Competition*, tendo em consideração a relação custo/aumento de autonomia, esta, por outro lado, poderá vir a ser muito interessante no âmbito de outros objetivos do Olissipo Air Team, como por exemplo, o desenvolvimento de um UAV com capacidades de voo autónomo e um alcance que o tornem útil para a missão de monitorizar as florestas portuguesas, com o objetivo de sinalizar a ocorrência de incêndios florestais, durante os meses de maior risco.

12 Planeamento Futuro

Tendo em conta o objetivo de construir e materializar a aeronave que está a ser desenvolvida neste projeto, será necessário validar o *design* preliminar obtido e entrar num processo de *design* pormenorizado. Tratando-se de um tipo de aeronave nunca antes projetada pela equipa, será necessário também realizar alguns testes com protótipos para validar o conceito e detetar erros de forma rápida e barata. Assim, propõe-se um plano para a continuação deste projeto no futuro. Este plano, baseado nas competências, possibilidades e experiência atualmente ao alcance da equipa, será certamente sujeito a alterações, consoante os resultados dos testes realizados, o financiamento, a disponibilidade da equipa e o regulamento da próxima competição (que certamente terá diferenças relativamente ao considerado, da edição de 2022). Contudo, para efeitos de referência futura, pretende-se delinear alguns dos passos que farão sentido realizar no seguimento deste projeto:

- Avaliação do desempenho dos motores e das baterias escolhidas. Análise em túnel de vento para obter dados da curva de *thrust* em função da velocidade e da curva de decaimento, tanto para o motor VTOL como para o motor de *cruise*. Deve-se também incluir estes dados na otimização aerodinâmica subsequente da aeronave.
- Estudo da progressão e da velocidade de *stall*.
- Desenvolvimento de um modelo para determinar os coeficientes aerodinâmicos em túnel de vento, particularmente importante dado as características pouco usuais da aeronave em desenvolvimento.
- Teste do controlador do *Pixhawk* em aviões já construídos pela equipa. Estimação dos coeficientes aerodinâmicos com base em dados experimentais do voo e afinação de ganhos para o controlador. Desenvolvimento e teste da capacidade de seguimento autónomo de trajetória pré-definida.
- Estudo de alternativas ao design atual (mesmo que pareçam menos viáveis). Construção de protótipos rápidos da aeronave projetada neste projeto e, eventualmente, de outras alternativas para comparação de desempenho em voo. Testar primeiro voo cruzeiro e descolagem convencional, para avaliar a estabilidade do avião e detetar falhas de design. Testar o VTOL independentemente, em ambiente controlado (interior). Voo inicialmente a realizar com pilotagem manual e, posteriormente, com a introdução do controlador com base nas estimativas para os ganhos e coeficientes aerodinâmicos.
- Análise dos esforços na estrutura da asa. Inclusão dos esforços aerodinâmicos e das cargas pontuais decorrentes da ligação com os motores VTOL.
- *Design* dos encaixes entre os *booms* dos motores VTOL e a asa, tendo em conta que será necessário desmontar estes componentes para o fácil transporte da aeronave. *Design* dos encaixes entre fuselagem e asa, com um foco na robustez e facilidade de substituição de peças, assim como do sistema de fixação dos rotores durante o voo cruzeiro.
- Construção de secções da asa para estudos de design estrutural e otimização de métodos de fábrico. Avaliação de diferentes alternativas, tais como: estrutura convencional (com longarinas, nervuras e cascas); *skin-stiffened structure*; asa de espuma reforçada; *additive manufacturing* com filamentos compósitos e otimização topológica do interior; casca em compósito, plástico, tela ou balsa. Entender qual destas alternativas é mais viável para proceder com uma otimização mais avançada, com base na resistência estrutural, peso, facilidade de construção e preço.

- Realização do mesmo tipo de estudo para a cauda e a fuselagem. Para a cauda, o processo é idêntico; para a fuselagem, pode-se avaliar a manufatura da estrutura com técnicas tais como: compósitos em sanduíche (eventualmente reforçados por perfis internos); estrutura interna com perfis transversais, *stringers* e uma casca aerodinâmica mais leve e flexível; casca com *filament winding*, caso a geometria final o permita.
- Otimização da área frontal e geometria da fuselagem com em túnel de vento e/ou, eventualmente, com ferramentas computacionais.
- Otimização paramétrica da estrutura interna da asa com programas já desenvolvidos pela equipa. Análise posterior em FEM com os materiais e o tipo de estrutura já definidos, para validação dos resultados obtidos. Análise, numa primeira fase, dos componentes internos individualmente, modelo que pode ser validado com a realização de ensaios estruturais simples.
- Estudo do sistema de ligação dos painéis solares às baterias pensado, incluindo testes à *performance* do mesmo, realizados em diferentes tipos de condições atmosféricas e com diferentes cargas elétricas.

No anexo I, pode ser encontrada uma tabela com um orçamento preliminar que contempla o material necessário para a construção de um primeiro protótipo, relevante também para qualquer calendarização que venha a ser preparada. De notar que não foram incluídas estimativas de custos de mão de obra dado que se trata de um projeto a desenvolver inteiramente por estudantes, em regime voluntário, nem custos de maquinaria, dado que a equipa tem capacidade para implementar as técnicas de construção previstas para o aeromodelo com o equipamento disponível no Laboratório de Aeroespacial e no espaço iStart.

13 Conclusões

Neste projeto, cumpriram-se os objetivos propostos, nomeadamente o desenvolvimento conceptual de uma aeronave que cumpre as restrições da competição NFC2022 e com capacidade para desempenhar o perfil operacional da mesma.

Para mais, foi possível integrar no projeto toda uma vertente de inovação associada ao estudo de alternativas energéticas à alimentação puramente baseada em baterias, nomeadamente com a inclusão de sistemas de captura de energia solar durante o voo. Trata-se, em particular, de uma tecnologia que tem um potencial para vir a ter um impacto mensurável no desempenho geral da aeronave e que pode facilmente vir a ser demonstrada com o protótipo que se conta vir a desenvolver.

Em suma, este projeto permitiu o desenvolvimento de um conceito de aeronave com potencial e com viabilidade de vir a ser construída com as técnicas e recursos de momento ao dispor da equipa. Apesar de haver ainda um grande caminho por percorrer, do ponto de vista do desenvolvimento e otimização do *design* preliminar obtido, considera-se que o trabalho realizado até aqui será certamente útil para a equipa que ficar encarregue do desenvolvimento subsequente da aeronave. Também com este intuito, foram incluídas algumas recomendações e propostas a ter em conta, tanto na secção anterior, como nalgumas das secções dedicadas a subsistemas específicos.

Anexos

I Orçamento Preliminar

Componente	Preço unitário	Quantidade	Preço total
Motor Cruise	€79.99	1	€79.99
Motor VTOL	€89.99	4	€359.96
ESC Cruise	€69.99	1	€69.99
ESC VTOL	€39.99	4	€159.96
Bateria 5000mAh	€125.99	4	€503.96
PDB	€44.73	1	€44.73
Hélice VTOL	€62.90	2	€125.80
Hélice Cruise	€9.77	1	€9.77
Bateria 2200mAh	€15.99	1	€15.99
Fibra de carbono (preço por m ²)	€53.99	3.775	€203.79
Fibra de vidro (preço por m ²)	€5.12	3	€15.36
Resinas	€20.51	0.622125	€12.76
Balsa	€70.00	1	€70.00
Outros consumíveis	€90.00	1	€90.00
Ferramentas diversas (brocas, discos, etc.)	€150.00	1	€150.00
Filamentos	€25.00	4	€100.00
Madeira MDF para moldes (2440x1220x30mm)	€127.72	2	€255.44
Resina para moldes	€20.51	1.2	€24.61
Cera para moldes	20€	3	€60
Cola branca para moldes	6€	1	€6
Células Solares	€5.00	26	€130.00
MPPT	€123.00	1	€123.00
BMS	€2.00	1	€2.00
Step-Up	€10.00	1	€10.00
Equipamento de Visão (câmera, processador)	-	-	€440.00
Custos de Deslocação	-	-	€350.00
TOTAL			€3,413.11

II Ficheiro .dat do Perfil CarlEdu21

Tabela 28. Pontos de controlo do perfil alar CarlEdu21.

x	y	x	y
0.99997	-0.00478	0.00005	0.00190
0.99474	-0.00244	0.00000	0.00000
0.98542	-0.00026	0.00020	-0.00190
0.97404	0.00192	0.00069	-0.00378
0.96057	0.00434	0.00148	-0.00566
0.94523	0.00700	0.00257	-0.00754
0.92861	0.00987	0.00397	-0.00936
0.91130	0.01283	0.00567	-0.01114
0.89369	0.01583	0.00768	-0.01288
0.87597	0.01886	0.00999	-0.01457
0.85824	0.02186	0.01268	-0.01623
0.84053	0.02483	0.01576	-0.01788
0.82290	0.02776	0.01929	-0.01951
0.80531	0.03063	0.02338	-0.02114
0.78767	0.03346	0.02810	-0.02277
0.77013	0.03628	0.03364	-0.02441
0.75276	0.03900	0.04014	-0.02605
0.73537	0.04162	0.04778	-0.02767
0.71799	0.04416	0.05678	-0.02924
0.70063	0.04662	0.06722	-0.03072
0.68328	0.04897	0.07911	-0.03203
0.66594	0.05123	0.09232	-0.03314
0.64858	0.05340	0.10662	-0.03399
0.63125	0.05547	0.12174	-0.03458
0.61390	0.05743	0.13748	-0.03493
0.59657	0.05930	0.15369	-0.03505
0.57923	0.06107	0.17025	-0.03495
0.56190	0.06272	0.18708	-0.03468
0.54456	0.06427	0.20412	-0.03424
0.52722	0.06571	0.22133	-0.03367
0.50989	0.06706	0.23869	-0.03298
0.49257	0.06828	0.25617	-0.03219
0.47525	0.06940	0.27375	-0.03130
0.45794	0.07040	0.29143	-0.03035
0.44066	0.07129	0.30919	-0.02932
0.42340	0.07205	0.32701	-0.02825
0.40616	0.07269	0.34490	-0.02714
0.38895	0.07319	0.36286	-0.02598
0.37178	0.07358	0.38087	-0.02482
0.35464	0.07382	0.39892	-0.02362
0.33755	0.07391	0.41700	-0.02244
0.32051	0.07386	0.43506	-0.02125
0.30354	0.07365	0.45308	-0.02007
0.28664	0.07329	0.47106	-0.01892
0.26981	0.07276	0.48901	-0.01779
0.25308	0.07204	0.50692	-0.01670
0.23645	0.07114	0.52479	-0.01564
0.21994	0.07004	0.54264	-0.01462
0.20359	0.06874	0.56045	-0.01366
0.18740	0.06722	0.57824	-0.01274
0.17141	0.06548	0.59600	-0.01188
0.15569	0.06350	0.61374	-0.01107
0.14026	0.06126	0.63148	-0.01032
0.12522	0.05877	0.64920	-0.00965
0.11067	0.05603	0.66692	-0.00902
0.09674	0.05305	0.68463	-0.00846
0.08361	0.04986	0.70233	-0.00797
0.07148	0.04653	0.72005	-0.00754
0.06053	0.04314	0.73777	-0.00717
0.05087	0.03977	0.75552	-0.00687
0.04253	0.03652	0.77328	-0.00662
0.03541	0.03340	0.79107	-0.00644
0.02939	0.03048	0.80887	-0.00630
0.02428	0.02773	0.82671	-0.00621
0.01993	0.02514	0.84458	-0.00617
0.01623	0.02268	0.86248	-0.00617
0.01305	0.02034	0.88040	-0.00620
0.01032	0.01809	0.89832	-0.00626
0.00800	0.01593	0.91618	-0.00634
0.00600	0.01382	0.93385	-0.00644
0.00431	0.01175	0.95101	-0.00654
0.00291	0.00970	0.96710	-0.00663
0.00180	0.00770	0.98137	-0.00671
0.00095	0.00574	0.99331	-0.00676
0.00037	0.00381	0.99997	-0.00678

III Ficheiro .dat do Perfil NãoJorge

Tabela 29. Pontos de controlo do perfil alar NãoJorge.

x	y	x	y
1.00000	0.00847	0.00025	0.00046
0.99899	0.00962	0.00226	-0.00371
0.99598	0.01092	0.00628	-0.00765
0.99096	0.01240	0.01229	-0.01131
0.98397	0.01407	0.02025	-0.01465
0.97504	0.01597	0.03015	-0.01764
0.96418	0.01809	0.04195	-0.02025
0.95146	0.02045	0.05558	-0.02246
0.93693	0.02307	0.07101	-0.02424
0.92063	0.02593	0.08816	-0.02561
0.90263	0.02903	0.10697	-0.02655
0.88302	0.03235	0.12737	-0.02710
0.86187	0.03587	0.14926	-0.02727
0.83925	0.03953	0.17257	-0.02709
0.81528	0.04330	0.19720	-0.02661
0.79003	0.04711	0.22304	-0.02586
0.76361	0.05102	0.25000	-0.02490
0.73614	0.05483	0.27797	-0.02375
0.70771	0.05849	0.30683	-0.02245
0.67844	0.06196	0.33647	-0.02105
0.64846	0.06517	0.36676	-0.01958
0.61788	0.06808	0.39760	-0.01805
0.58682	0.07066	0.42884	-0.01650
0.55542	0.07287	0.46037	-0.01494
0.52379	0.07468	0.49207	-0.01339
0.49207	0.07606	0.52379	-0.01187
0.46037	0.07701	0.55542	-0.01038
0.42884	0.07750	0.58682	-0.00894
0.39760	0.07753	0.61788	-0.00754
0.36676	0.07709	0.64846	-0.00621
0.33647	0.07619	0.67844	-0.00494
0.30683	0.07484	0.70771	-0.00374
0.27797	0.07306	0.73614	-0.00262
0.25000	0.07087	0.76361	-0.00159
0.22304	0.06829	0.79003	-0.00066
0.19720	0.06535	0.81528	0.00018
0.17257	0.06209	0.83925	0.00091
0.14926	0.05854	0.86187	0.00154
0.12737	0.05473	0.88302	0.00207
0.10697	0.05069	0.90263	0.00250
0.08816	0.04645	0.92063	0.00284
0.07101	0.04204	0.93693	0.00310
0.05558	0.03751	0.95146	0.00327
0.04195	0.03287	0.96418	0.00337
0.03015	0.02816	0.97504	0.00342
0.02025	0.02342	0.98397	0.00342
0.01229	0.01868	0.99096	0.00338
0.00628	0.01397	0.99598	0.00332
0.00226	0.00934	0.99899	0.00323
0.00025	0.00482	1.00000	0.00312

IV Ficheiro .json Final

```

1  {
2      "concept":{
3          "categories":{
```

```

4           "name":"New Concept",
5           "pairs":[
6               [1,0.1667,0.125,1,3,2],
7               [6,1,0.125,2,4,3],
8               [8,8,1,9,9,8],
9               [1,0.5,0.1111,1,4,2],
10              [0.3333,0.25,0.1111,0.25,1,1],
11              [0.5,0.3333,0.125,0.5,1,1]
12          ],
13
14          "categories": [
15              {
16                  "name":"simple Vtol",
17                  "pairs":[
18                      [1,9,1,1,1,1,1,3],
19                      [0.1111,1,0.1111,0.1111,0.1111,0.1111,0.1111,0.2],
20                      [1,9,1,1,1,4,1,3],
21                      [1,9,1,1,1,4,1,3],
22                      [1,9,1,1,1,4,1,3],
23                      [1,9,0.25,0.25,0.25,1,0.3333,1],
24                      [1,9,1,1,1,3,1,0.5],
25                      [0.3333,5,0.3333,0.3333,0.3333,1,2,1]
26                  ],
27
28                  "weight":0.069019600002211329
29              },
30          {
31              "name":"Aero and Stability Problems",
32              "pairs":[
33                  [1,7,3,5,2,1,1,3],
34                  [0.1429,1,2,2,0.3333,0.3333,0.2,1],
35                  [0.3333,0.5,1,2,2,0.3333,0.3333,2],
36                  [0.2,0.5,0.5,1,0.5,0.2,0.2,0.3333],
37                  [0.5,3,0.5,2,1,0.3333,2,0.5],
38                  [1,3,3,5,3,1,0.5,1],
39                  [1,5,3,5,0.5,2,1,3],
40                  [0.3333,1,0.5,3,2,1,0.3333,1]
41              ],
42
43              "weight":0.16845643885999462
44          },
45          {
46              "name":"simple transition",
47              "pairs":[
48                  [1,4,9,2,1,4,9,3],
49                  [0.25,1,5,4,0.25,2,5,0.25],
50                  [0.1111,0.2,1,0.25,0.25,0.25,1,0.3333],
51                  [0.5,0.25,4,1,0.5,4,8,3],
52                  [1,4,4,2,1,4,9,3],
53                  [0.25,0.5,4,0.25,0.25,1,7,2],
54                  [0.1111,0.2,1,0.125,0.1111,0.1429,1,0.125],
55                  [0.3333,4,3,0.3333,0.3333,0.5,8,1]
56              ],
57
58              "weight":0.60100445087964471
59          },
60          {
61              "name":"low energy consumption",
62              "pairs": [

```

```

63
64
65
66
67
68
69
70
71
72
73
74
75
76
77
78
79
80
81
82
83
84
85
86
87
88
89
90
91
92
93
94
95
96
97
98
99
100
101
102
103
104
105
106
107
108
109
110
111
112
113
114
115
116
117
118
119
120
121
[1,2,2,2,1,0.3333,3,0.25],
[0.5,1,2,0.5,2,3,2,0.5],
[0.5,0.5,1,0.25,0.5,0.3333,2,0.3333],
[0.5,2,4,1,2,2,3,2],
[1,0.5,2,0.5,1,0.5,2,0.5],
[3,0.3333,3,0.5,2,1,2,1],
[0.3333,0.5,0.5,0.3333,0.5,0.5,1,0.5],
[4,2,3,0.5,2,1,2,1]
],
"weight":0.081845530628935514
},
{
    "name":"Cargo Volume",
    "pairs":[
        [1,7,1,1,8,2,1,6],
        [0.1429,1,0.1429,0.1429,2,0.1429,0.1429,1],
        [1,7,1,1,8,2,1,6],
        [1,7,1,1,8,2,1,6],
        [0.125,0.5,0.125,0.125,1,0.1429,0.125,0.5],
        [0.5,7,0.5,0.5,7,1,1,3],
        [1,7,1,1,8,1,1,6],
        [0.1667,1,0.1667,0.1667,2,0.3333,0.1667,1]
    ],
    "weight":0.035660182793349225
},
{
    "name":"Structural Problems",
    "pairs":[
        [1,7,2,4,2,1,3,7],
        [0.1429,1,0.2,0.3333,0.25,0.25,0.3333,1],
        [0.5,5,1,3,1,1,3,5],
        [0.25,3,0.3333,1,0.5,0.5,0.5,2],
        [0.5,4,1,2,1,1,2,3],
        [1,4,1,2,1,1,2,3],
        [0.3333,3,0.3333,2,0.5,0.5,1,2],
        [0.1429,1,0.2,0.5,0.3333,0.3333,0.5,1]
    ],
    "weight":0.044013796835864732
}
],
"weight":1
},
"designs": [
    {
        "name":"Quadcopter-Pusher",
        "weight":0.22799317923613291
    },
    {
        "name":"Flying Wing- Tricopter",
        "weight":0.10366669077311665
    },
    {
        "name":"Quadcopter swing to puller",
        "weight":0.062978354401662787
    }
]

```

```
122         "name":"Canard with embeded quadcopter",
123         "weight":0.12959019057246318
124     },
125     {
126         "name":"Quadcopter double fuselage",
127         "weight":0.18767713246364157
128     },
129     {
130         "name":"Tail-Sitter",
131         "weight":0.10714990036468082
132     },
133     {
134         "name":"Rotating tail and wing",
135         "weight":0.070130597386162147
136     },
137     {
138         "name":"Tail-Sitter flying wing",
139         "weight":0.11081395480213994
140     }
141   ]
142 },
143 "mission":{
144   "segments":[
145     {
146       "name":"VTOL",
147       "type":"vertical_climb",
148       "energy_network":"Electric Energy Network @ vertical flight",
149       "time":55,
150       "velocity":1,
151       "altitude": [0, 55],
152       "temperature": [288.15, 287.79249999999996],
153       "speed_sound": [340.29412435568145, 340.082961929071],
154       "pressure": [101325, 100666.01948612196],
155       "density": [1.225, 1.2185448668150525],
156       "range":0
157     },
158     {
159       "name":"Cruise",
160       "type":"cruise",
161       "energy_network":"Electric Energy Network @ cruise",
162       "velocity":25,
163       "range":10000,
164       "time":400,
165       "altitude":55,
166       "temperature":287.79249999999996,
167       "speed_sound":340.082961929071,
168       "pressure":100666.01948612196,
169       "density":1.2185448668150525
170     },
171     {
172       "name":"Turn",
173       "type":"turn",
174       "energy_network":"Electric Energy Network @ cruise",
175       "velocity":14,
176       "n":2.5,
177       "time":4,
178       "altitude":55,
179       "temperature":287.79249999999996,
180       "speed_sound":340.082961929071,
```

```
181         "pressure":100666.01948612196,
182         "density":1.2185448668150525,
183         "range":0
184     },
185     {
186         "name":"Mission",
187         "type":"cruise",
188         "energy_network":"Electric Energy Network @ cruise",
189         "velocity":25,
190         "time":640,
191         "range":16000,
192         "altitude":55,
193         "temperature":287.79249999999996,
194         "speed_sound":340.082961929071,
195         "pressure":100666.01948612196,
196         "density":1.2185448668150525
197     },
198     {
199         "name":"VTOL2",
200         "type":"vertical_descent",
201         "energy_network":"Electric Energy Network @ vertical flight",
202         "time":27.5,
203         "velocity":-2,
204         "altitude": [55, 0],
205         "temperature": [287.79249999999996, 288.15],
206         "speed_sound": [340.082961929071, 340.29412435568145],
207         "pressure": [100666.01948612196, 101325],
208         "density": [1.2185448668150525, 1.225],
209         "range":0
210     }
211 ],
212 "time":1126.5,
213 "range":26000
214 },
215 "vehicle":{
216     "components":[
217         {
218             "name":"Avionics",
219             "type":"mass.point",
220             "mass":0.8
221         },
222         {
223             "name":"Payload",
224             "type":"mass.point",
225             "mass":2
226         },
227         {
228             "name":"Fuselage",
229             "type":"fuselage",
230             "interf_factor":1.2,
231             "diameter":0.29,
232             "length":1,
233             "mass":0.7,
234             "area_wet":1.1259468070465819,
235             "segments": [
236                 {
237                     "name":"VTOL",
238                     "base_drag_coefficient":0.020369002870421239,
239                     "lift_slope_coefficient":0
```

```
240     },
241     {
242         "name": "Cruise",
243         "base_drag_coefficient": 0.01624619747008945,
244         "lift_slope_coefficient": 0
245     },
246     {
247         "name": "Turn",
248         "base_drag_coefficient": 0.018076778402281262,
249         "lift_slope_coefficient": 0
250     },
251     {
252         "name": "Mission",
253         "base_drag_coefficient": 0.01624619747008945,
254         "lift_slope_coefficient": 0
255     },
256     {
257         "name": "VTOL2",
258         "base_drag_coefficient": 0.01440306005568311,
259         "lift_slope_coefficient": 0
260     }
261 ],
262 },
263 {
264     "name": "Left Tail Boom",
265     "type": "fuselage",
266     "interf_factor": 1.1,
267     "diameter": 0.03,
268     "length": 1.56,
269     "mass": 0.1707894148,
270     "area_wet": 0.16304865872131027,
271     "segments": [
272         {
273             "name": "VTOL",
274             "base_drag_coefficient": 0.0010181272510241903,
275             "lift_slope_coefficient": 0
276         },
277         {
278             "name": "Cruise",
279             "base_drag_coefficient": 0.00096409372110927371,
280             "lift_slope_coefficient": 0
281         },
282         {
283             "name": "Turn",
284             "base_drag_coefficient": 0.001068580088915097,
285             "lift_slope_coefficient": 0
286         },
287         {
288             "name": "Mission",
289             "base_drag_coefficient": 0.00096409372110927371,
290             "lift_slope_coefficient": 0
291         },
292         {
293             "name": "VTOL2",
294             "base_drag_coefficient": 0.00071992468331002319,
295             "lift_slope_coefficient": 0
296         }
297     ],
298 }
```

```
299         {
300             "name": "Right Tail Boom",
301             "type": "fuselage",
302             "interf_factor": 1.1,
303             "diameter": 0.03,
304             "length": 1.56,
305             "mass": 0.1707894148,
306             "area_wet": 0.12534954687823274,
307             "segments": [
308                 {
309                     "name": "VTOL",
310                     "base_drag_coefficient": 0.0013434178579230409,
311                     "lift_slope_coefficient": 0
312                 },
313                 {
314                     "name": "Cruise",
315                     "base_drag_coefficient": 0.0011659009233769438,
316                     "lift_slope_coefficient": 0
317                 },
318                 {
319                     "name": "Turn",
320                     "base_drag_coefficient": 0.0012947442126358324,
321                     "lift_slope_coefficient": 0
322                 },
323                 {
324                     "name": "Mission",
325                     "base_drag_coefficient": 0.0011659009233769438,
326                     "lift_slope_coefficient": 0
327                 },
328                 {
329                     "name": "VTOL2",
330                     "base_drag_coefficient": 0.00094993987730448786,
331                     "lift_slope_coefficient": 0
332                 }
333             ]
334         },
335         {
336             "name": "Main Wing",
337             "type": "wing.main",
338             "interf_factor": 1.5,
339             "aspect_ratio": 10,
340             "mean_chord": 0.28,
341             "oswald_efficiency": 0.85,
342             "airfoil": {
343                 "type": "naoJorge",
344                 "tc_max": 0.15,
345                 "xc_max": 0.3,
346                 "lift_slope_coefficient": 6.2,
347                 "cl_max": 1.2
348             },
349             "sweep_le": 0,
350             "sweep_c4": 0,
351             "sweep_tc_max": 0,
352             "mass": 0.8,
353             "span": 2.8000000000000003,
354             "area_ref": 0.7840000000000014,
355             "area_wet": 1.6111200000000003,
356             "segments": [
357                 {
```

```
358         "name":"VTOL",
359         "base_drag_coefficient":0.018759533840245948,
360         "lift_slope_coefficient":5.0828018502416006
361     },
362     {
363         "name":"Cruise",
364         "base_drag_coefficient":0.0067046340177852612,
365         "lift_slope_coefficient":5.0938628277028961
366     },
367     {
368         "name":"Turn",
369         "base_drag_coefficient":0.0080715122011484237,
370         "lift_slope_coefficient":5.0862501635391242
371     },
372     {
373         "name":"Mission",
374         "base_drag_coefficient":0.0067046340177852612,
375         "lift_slope_coefficient":5.0938628277028961
376     },
377     {
378         "name":"VTOL2",
379         "base_drag_coefficient":0.015027697477044197,
380         "lift_slope_coefficient":5.0828548115770547
381     }
382   ]
383 },
384 {
385     "name":"Horizontal Tail",
386     "type":"wing.htail",
387     "interf_factor":1.03,
388     "aspect_ratio":4.26,
389     "mean_chord":0.15,
390     "oswald_efficiency":0.8,
391     "airfoil":{
392         "type":"naca0009",
393         "tc_max":0.15,
394         "xc_max":0.3,
395         "lift_slope_coefficient":6.2,
396         "cl_max":1
397     },
398     "sweep_le":10,
399     "sweep_c4":15,
400     "sweep_tc_max":20,
401     "mass":0.1,
402     "span":0.6389999999999999,
403     "area_ref":0.09584999999999977,
404     "area_wet":0.19697174999999997,
405     "segments":[
406         {
407             "name":"VTOL",
408             "base_drag_coefficient":0.0021145281796405876,
409             "lift_slope_coefficient":3.797582748499392
410         },
411         {
412             "name":"Cruise",
413             "base_drag_coefficient":0.00075572973643773416,
414             "lift_slope_coefficient":3.8029906654532737
415         },
416     {
```

```
417         "name":"Turn",
418         "base_drag_coefficient":0.00090980085896512884,
419         "lift_slope_coefficient":3.7992699136926986
420     },
421     {
422         "name":"Mission",
423         "base_drag_coefficient":0.00075572973643773416,
424         "lift_slope_coefficient":3.8029906654532737
425     },
426     {
427         "name":"VTOL2",
428         "base_drag_coefficient":0.0016938848300244922,
429         "lift_slope_coefficient":3.7976086693959461
430     }
431 ],
432 },
433 {
434     "name":"Vertical Tail",
435     "type":"wing.vtail",
436     "interf_factor":1.03,
437     "aspect_ratio":3.21,
438     "mean_chord":0.15,
439     "oswald_efficiency":0.8,
440     "airfoil":{
441         "type":"naca0009",
442         "tc_max":0.15,
443         "xc_max":0.3,
444         "lift_slope_coefficient":6.2,
445         "cl_max":1
446     },
447     "sweep_le":10,
448     "sweep_c4":15,
449     "sweep_tc_max":20,
450     "mass":0.1,
451     "span":0.4815,
452     "area_ref":0.072225,
453     "area_wet":0.148422375,
454     "segments":[
455         {
456             "name":"VTOL",
457             "base_drag_coefficient":0.0015933416564897387,
458             "lift_slope_coefficient":3.3401507022234869
459         },
460         {
461             "name":"Cruise",
462             "base_drag_coefficient":0.00056945832252702506,
463             "lift_slope_coefficient":3.3440953467701742
464         },
465         {
466             "name":"Turn",
467             "base_drag_coefficient":0.00068555416837513231,
468             "lift_slope_coefficient":3.3413816538259691
469         },
470         {
471             "name":"Mission",
472             "base_drag_coefficient":0.00056945832252702506,
473             "lift_slope_coefficient":3.3440953467701742
474         },
475     }
```

```
476         "name":"VTOL2",
477         "base_drag_coefficient":0.0012763780057226807,
478         "lift_slope_coefficient":3.3401696160969152
479     }
480 ]
481 },
482 {
483     "name":"Battery",
484     "type":"energy.electric",
485     "specific_energy":360000,
486     "efficiency":0.9,
487     "reserve":0.2,
488     "mass":0.907882724233324
489 },
490 {
491     "name":"Rotor",
492     "type":"driver.rotor.main",
493     "number":4,
494     "number_blades":2,
495     "radius":0.2,
496     "rotor_solidity":0.08,
497     "induced_power_factor":1.15,
498     "base_drag_coefficient":0.02,
499     "tip_velocity":180,
500     "efficiency":0.8,
501     "mass":0.04,
502     "chord_70":0.025,
503     "segments": [
504         {
505             "name":"Cruise",
506             "base_drag_coefficient":0.0020000000000000005
507         },
508         {
509             "name":"Mission",
510             "base_drag_coefficient":0.0020000000000000005
511         }
512     ]
513 },
514 {
515     "name":"Propeller",
516     "type":"driver.rotor",
517     "number":1,
518     "number_blades":2,
519     "radius":0.175,
520     "tip_velocity":180,
521     "efficiency":0.8,
522     "mass":0.08
523 },
524 {
525     "name":"Electric Motor",
526     "type":"engine.prop",
527     "number":1,
528     "efficiency":0.85,
529     "mass":0.218,
530     "max_power":1100
531 },
532 {
533     "name":"Electric Motor VTOL",
534     "type":"engine.prop",
```

```
535         "number":4,
536         "efficiency":0.85,
537         "mass":0.132,
538         "max_power":800
539     }
540 ],
541 "segments":[
542     {
543         "name":"VTOL",
544         "base_drag_coefficient":0.045197951655744736
545     },
546     {
547         "name":"Cruise",
548         "base_drag_coefficient":0.03440601419132569
549     },
550     {
551         "name":"Turn",
552         "base_drag_coefficient":0.030106969932320878
553     },
554     {
555         "name":"Mission",
556         "base_drag_coefficient":0.03440601419132569
557     },
558     {
559         "name":"VTOL2",
560         "base_drag_coefficient":0.034070884929088989
561     }
562 ],
563 "mass":6.9476926090792226
564 },
565 "energy":{
566     "networks":[
567         {
568             "name":"Electric Energy Network @ forward flight",
569             "layout":[
570                 {
571                     "name":"Battery"
572                 },
573                 {
574                     "name":"Electric Motor"
575                 },
576                 {
577                     "name":"Propeller"
578                 }
579             ]
580         },
581         {
582             "name":"Electric Energy Network @ vertical flight",
583             "layout":[
584                 {
585                     "name":"Battery"
586                 },
587                 {
588                     "name":"Electric Motor VTOL"
589                 },
590                 {
591                     "name":"Rotor"
592                 }
593             ]
594         }
595     ]
596 }
```

```
594     },
595     {
596         "name": "Electric Energy Network @ cruise",
597         "layout": [
598             {
599                 "name": "Battery"
600             },
601             {
602                 "name": "Electric Motor"
603             },
604             {
605                 "name": "Rotor"
606             }
607         ]
608     }
609 }
610 }
611 }
```

V Implementação da volta coordenada no código do *Design Space*

```

1 % Aircraft design tool
2 %
3 % Mario Bras (mbras@uvic.ca) and Ricardo Marques (ricardoemarques@uvic.ca) 2019
4 %
5 % This file is subject to the license terms in the LICENSE file included in ...
6 % this distribution
7
8 function vehicle = design_space_analysis(mission, vehicle, energy)
9 global constants;
10
11 wl = 0:5:2000;
12 dl = 0:5:10000;
13 pl = 0:0.0005:0.5;
14 [plf_grid, wl_grid] = meshgrid(pl, wl);
15 [plv_grid, dl_grid] = meshgrid(pl, dl);
16 cf = ones(length(wl), length(pl));
17 cv = ones(length(dl), length(pl));
18
19 % Configure plot
20 colors = {'#0072BD', '#D95319', '#EDB120', '#7E2F8E', '#77AC30', '#4DBEEE', '#A2142F'};
21 figure();
22 yyaxis right;
23 legend;
24 hold on;
25 a = gca;
26 a.Title.String = 'Design Point';
27 a.XLim = [0 pl(end)];
28 a.XLabel.String = 'W/P';
29 a.YLim = [0 dl(end)];
30 a.YLabel.String = 'W/A';
31 a.LineStyleOrder = '-';
32 colororder(colors)
33 yyaxis left;
34 a.YLim = [0 wl(end)];
35 a.YLabel.String = 'W/S';
36 a.LineStyleOrder = '-';
37 colororder(colors)
38
39 k = k_parameter(vehicle);
40
41 % Get design wing loading, disk loading and power loading
42 c = find_by_type(vehicle.components, 'wing.main');
43 wl_design = vehicle.mass * constants.g / c.area_ref;
44 c = find_by_type(vehicle.components, 'driver.rotor.main');
45 dl_design = vehicle.mass * constants.g / rotor_area(c);
46
47 fpl_design = 0;
48 vpl_design = 0;
49
50 % Iterate over horizontal flight mission segments
51 yyaxis left;
52 forward_region = cf;
53 vertical_region = cv;
54 for i = 1 : length(mission.segments)

```

```

55     if strcmp(mission.segments{i}.type, 'climb') % Climb segment
56         [constraint, forward_region, power] = climb(plf_grid, wl_grid, wl, k, ...
57             mission.segments{i}, vehicle, energy);
58         yyaxis left;
59         plot(constraint, wl, 'DisplayName', strcat(mission.segments{i}.name, ": ...
60             climb constraint"));
61
62         fpl = vehicle.mass * constants.g / power;
63         if fpl > fpl_design
64             fpl_design = fpl;
65         end
66     elseif strcmp(mission.segments{i}.type, 'turn') % Turn segment
67
68         [turn1, min_turn] = turn(pl, wl, wl, k, mission.segments{i}, vehicle, ...
69             energy);
70         yyaxis left;
71         %plot([pl(1) pl(end)], [range_constraint range_constraint], ...
72             'DisplayName', strcat(mission.segments{i}.name, ": range constraint"));
73         %plot(cruise_speed_constraint, wl, 'DisplayName', ...
74             strcat(mission.segments{i}.name, ": cruise speed constraint"));
75         plot(turn1, wl, 'DisplayName', strcat(mission.segments{i}.name, ": ...
76             First option"));
77         plot([min_turn min_turn], [wl(1) wl(end)], 'DisplayName', ...
78             strcat(mission.segments{i}.name, ": Second option"));
79         %plot(turn2, wl)
80
81         fpl = vehicle.mass * constants.g / power;
82         if fpl > fpl_design
83             fpl_design = fpl;
84         end
85     elseif strcmp(mission.segments{i}.type, 'cruise') % Cruise segment
86         [range_constraint, cruise_speed_constraint, forward_region, power] = ...
87             cruise(plf_grid, wl_grid, wl, k, mission.segments{i}, vehicle, energy);
88         yyaxis left;
89         plot([pl(1) pl(end)], [range_constraint range_constraint], ...
90             'DisplayName', strcat(mission.segments{i}.name, ": range constraint"));
91         plot(cruise_speed_constraint, wl, 'DisplayName', ...
92             strcat(mission.segments{i}.name, ": cruise speed constraint"));
93
94         fpl = vehicle.mass * constants.g / power;
95         if fpl > fpl_design
96             fpl_design = fpl;
97         end
98     elseif strcmp(mission.segments{i}.type, 'hold') % Hold segment
99         [constraint, forward_region, power] = loiter(wl_grid, k, ...
100             mission.segments{i}, vehicle, energy);
101        yyaxis left;
102        plot([pl(1) pl(end)], [constraint constraint], 'DisplayName', ...
103            strcat(mission.segments{i}.name, ": endurance constraint"));
104
105        fpl = vehicle.mass * constants.g / power;
106        if fpl > fpl_design
107            fpl_design = fpl;
108        end
109    elseif strcmp(mission.segments{i}.type, 'descent') % Descent segment
110        network = find_network_components(vehicle, ...
111            find_by_name(energy.networks, mission.segments{i}.energy_network));

```

```

101      % TODO
102
103      fpl = vehicle.mass * constants.g / network_max_power(network);
104      if fpl > fpl_design
105          fpl_design = fpl;
106      end
107      elseif strcmp(mission.segments{i}.type, 'hover') % Hover segment
108          [constraint, vertical_region, power] = hover(plv_grid, dl_grid, dl, ...
109              mission.segments{i}, vehicle, energy);
110          yyaxis right;
111          plot(constraint, dl, 'DisplayName', strcat(mission.segments{i}.name, ": ...
112              hover constraint"));
113
114      vpl = vehicle.mass * constants.g / power;
115      if vpl > vpl_design
116          vpl_design = vpl;
117      end
118      elseif strcmp(mission.segments{i}.type, 'transition') % Transition segment
119          [constraint, vertical_region, power] = transition(plv_grid, dl_grid, ...
120              wl_design, dl, k, mission.segments{i}, mission.segments{i+1}, ...
121              vehicle, energy);
122          yyaxis right;
123          plot(constraint, dl, 'DisplayName', strcat(mission.segments{i}.name, ": ...
124              transition constraint"));
125
126      vpl = vehicle.mass * constants.g / power;
127      if vpl > vpl_design
128          vpl_design = vpl;
129      end
130      elseif strcmp(mission.segments{i}.type, 'vertical_climb') % Vertical climb ...
131          segment
132          [constraint, vertical_region, power] = vertical_climb(plv_grid, ...
133              dl_grid, dl, mission.segments{i}, vehicle, energy);
134          yyaxis right;
135          plot(constraint, dl, 'DisplayName', strcat(mission.segments{i}.name, ": ...
136              vertical climb constraint"));
137
138      vpl = vehicle.mass * constants.g / power;
139      if vpl > vpl_design
140          vpl_design = vpl;
141      end
142      end
143
144      cf = cf .* forward_region;
145      cv = cv .* vertical_region;
146
147
148  end
149

```

```

150
151 % Plot feasible design region
152 cf(~cf) = NaN;
153 yyaxis left;
154 surf(pl, wl, cf, 'FaceAlpha', 0.2, 'FaceColor', '#0072BD', 'EdgeColor', 'none', ...
155     'DisplayName', 'Forward Flight Design Space');
156 cv(~cv) = NaN;
157 yyaxis right;
158 surf(pl, dl, cv, 'FaceAlpha', 0.2, 'FaceColor', '#D95319', 'EdgeColor', 'none', ...
159     'DisplayName', 'Vertical Flight Design Space');

160 % Plot design point
161 yyaxis left;
162 scatter(fpl_design, wl_design, 'filled', 'MarkerEdgeColor', '#0072BD', ...
163     'MarkerFaceColor', '#0072BD', 'DisplayName', 'Forward Flight Design Point');
164 yyaxis right;
165 scatter(vpl_design, dl_design, 'filled', 'MarkerEdgeColor', '#D95319', ...
166     'MarkerFaceColor', '#D95319', 'DisplayName', 'Vertical Flight Design Point');

167 % Helper functions
168 function [constraint, region, power] = hover(plv_grid, dl_grid, dl, segment, ...
169     vehicle, energy)
170 network = find_network_components(vehicle, find_by_name(energy.networks, ...
171     segment.energy_network));
172 engine = find_by_type(network, 'engine');
173
174 constraint = hover_constraint(dl, segment.density, engine.efficiency);
175 region = hover_region(plv_grid, dl_grid, segment.density, engine.efficiency);
176
177 power = network.max_power(network);

178 function [constraint, region, power] = transition(plv_grid, dl_grid, wl, dl, k, ...
179     segment, next_segment, vehicle, energy)
180 network = find_network_components(vehicle, find_by_name(energy.networks, ...
181     segment.energy_network));
182 [segment_props, ~] = find_by_name(vehicle.segments, segment.name);
183 rotor = find_by_type(network, 'driver.rotor');
184
185 constraint = transition_constraint(wl, dl, segment.density, k, ...
186     segment_props.base_drag_coefficient, rotor.tip_velocity, ...
187     rotor.rotor_solidity, rotor.base_drag_coefficient, ...
188     rotor.induced_power_factor, next_segment.velocity, segment.transition_angle);
189 region = transition_region(plv_grid, wl, dl_grid, segment.density, k, ...
190     segment_props.base_drag_coefficient, rotor.tip_velocity, ...
191     rotor.rotor_solidity, rotor.base_drag_coefficient, ...
192     rotor.induced_power_factor, next_segment.velocity, segment.transition_angle);

193 power = network.max_power(network);

194 function [constraint, region, power] = vertical_climb(plv_grid, dl_grid, dl, ...
195     segment, vehicle, energy)
196 network = find_network_components(vehicle, find_by_name(energy.networks, ...
197     segment.energy_network));
198 rotor = find_by_type(network, 'driver.rotor');
199
200 constraint = vertical_climb_constraint(dl, segment.density(1), ...
201     rotor.tip_velocity, rotor.rotor_solidity, rotor.base_drag_coefficient, ...
202     rotor.induced_power_factor, segment.velocity);

```

```
190 region = vertical_climb_region(plv_grid, dl_grid, segment.density(1), ...
191     rotor.tip_velocity, rotor.rotor_solidity, rotor.base_drag_coefficient, ...
192     rotor.induced_power_factor, segment.velocity);
193
194 function [constraint, region, power] = climb(plf_grid, wl_grid, wl, k, segment, ...
195     vehicle, energy)
196 network = find_network_components(vehicle, find_by_name(energy.networks, ...
197     segment.energy_network));
198 engine = find_by_type(network, 'engine');
199 [segment_props, ~] = find_by_name(vehicle.segments, segment.name);
200
201 if is_type(engine, 'engine.jet')
202     constraint = climb_constraint_jet(wl, segment.density(1), segment.velocity, ...
203         segment_props.base_drag_coefficient, k, segment.angle);
204     region = climb_region_jet(plf_grid, wl_grid, segment.density(1), ...
205         segment.velocity, segment_props.base_drag_coefficient, k, segment.angle);
206 elseif is_type(engine, 'engine.prop')
207     prop = find_by_type(network, 'driver.rotor');
208     constraint = climb_constraint_prop(wl, segment.density(1), ...
209         segment.velocity, segment_props.base_drag_coefficient, k, segment.angle, ...
210         prop.efficiency);
211     region = climb_region_prop(plf_grid, wl_grid, segment.density(1), ...
212         segment.velocity, segment_props.base_drag_coefficient, k, segment.angle, ...
213         prop.efficiency);
214 end
215
216 power = network.max_power(network);
217
218 function [range_constraint, cruise_speed_constraint, region, power] = ...
219     cruise(plf_grid, wl_grid, wl, k, segment, vehicle, energy)
220 network = find_network_components(vehicle, find_by_name(energy.networks, ...
221     segment.energy_network));
222 engine = find_by_type(network, 'engine');
223 [segment_props, ~] = find_by_name(vehicle.segments, segment.name);
224
225 if is_type(engine, 'engine.jet')
226     range_constraint = range_constraint_jet(segment.density, segment.velocity, ...
227         segment_props.base_drag_coefficient, k);
228     range_region = range_region_jet(wl_grid, segment.density, segment.velocity, ...
229         segment_props.base_drag_coefficient, k);
230
231     cruise_speed_constraint = cruise_speed_constraint_jet(wl, segment.density, ...
232         segment.velocity, segment_props.base_drag_coefficient, k);
233     cruise_speed_region = cruise_speed_region_jet(plf_grid, wl_grid, ...
234         segment.density, segment.velocity, segment_props.base_drag_coefficient, k);
235 elseif is_type(engine, 'engine.prop')
236     range_constraint = range_constraint_prop(segment.density, segment.velocity, ...
237         segment_props.base_drag_coefficient, k);
238     range_region = range_region_prop(wl_grid, segment.density, ...
239         segment.velocity, segment_props.base_drag_coefficient, k);
240
241     prop = find_by_type(network, 'driver.rotor');
242     cruise_speed_constraint = cruise_speed_constraint_prop(wl, segment.density, ...
243         segment.velocity, segment_props.base_drag_coefficient, k, prop.efficiency);
244     cruise_speed_region = cruise_speed_region_prop(plf_grid, wl_grid, ...
245         segment.density, segment.velocity, segment_props.base_drag_coefficient, ...
246         k, prop.efficiency);
```

```

228 end
229
230 region = range_region .* cruise_speed_region;
231
232 power = network_max_power(network);
233
234 function [WP1_turn, min] = turn(plf_v, wl_v, wl, k, segment, vehicle, energy)
235
236 %%%%%%
237 V = segment.velocity;
238 n = segment.n;
239 %[segment_props, ~] = find_by_name(vehicle.segments, segment.name);
240 Cd0 = 0.0093541996576813058; % generalizar
241 eta = 0.7; % generalizar
242 rho = 1.1;
243
244 q = 0.5 * rho * V^2;
245
246 PW1_turn = (1/eta) * ( (rho*V^3*Cd0)./(2.*wl_v) + (2*k*n^2)/(rho*V) .* wl_v );
247 min = 1/((2*n*V)/eta * sqrt(Cd0*k));
248 WP1_turn = 1./PW1_turn;
249
250
251 % t_w = (1/V)./plf_grid;
252 % WS1_turn = (t_w + sqrt(t_w.^2-(4*n^2*Cd0*k))/(2*n^2*q*k));
253 % WS2_turn = (t_w - sqrt(t_w.^2-(4*n^2*Cd0*k))/(2*n^2*q*k));
254 % min = 2*n*sqrt(Cd0*k);
255
256
257
258 function [constraint, region, power] = loiter(wl_grid, k, segment, vehicle, energy)
259 network = find_network_components(vehicle, find_by_name(energy.networks, ...
    segment.energy_network));
260 engine = find_by_type(network, 'engine');
261 [segment_props, ~] = find_by_name(vehicle.segments, segment.name);
262
263 if is_type(engine, 'engine.jet')
264     constraint = endurance_constraint_jet(segment.density, segment.velocity, ...
        segment_props.base_drag_coefficient, k);
265     region = endurance_region_jet(wl_grid, segment.density, segment.velocity, ...
        segment_props.base_drag_coefficient, k);
266 elseif is_type(engine, 'engine.prop')
267     constraint = endurance_constraint_prop(segment.density, segment.velocity, ...
        segment_props.base_drag_coefficient, k);
268     region = endurance_region_prop(wl_grid, segment.density, segment.velocity, ...
        segment_props.base_drag_coefficient, k);
269 end
270
271 power = network_max_power(network);
272
273 function k = k_parameter(vehicle)
274 c = find_by_type(vehicle.components, 'wing.main');
275 k = 1 / pi / c.aspect_ratio / c.oswald_efficiency;
276
277 %% Performance functions
278 function v = v_min_thrust(wl, rho, k, cd_0)
279 v = sqrt(2 * wl / rho * sqrt(k / cd_0));
280
281 function v = v_min_power(wl, rho, k, cd_0)

```

```

282 v = sqrt(2 * wl / rho * sqrt(k / 3 / cd_0));
283
284 function v = v_best_climb_rate_jet(dl, wl, rho, k, cd_0)
285 v = sqrt(wl / 3 / rho / cd_0 * (1 / dl + sqrt(1 / dl^2 + 12 * cd_0 * k)));
286
287 function v = v_best_climb_rate_prop(wl, rho, k, cd_0)
288 v = v_min_power(wl, rho, k, cd_0);
289
290 function v = v_best_climb_angle_jet(wl, rho, k, cd_0)
291 v = v_min_thrust(wl, rho, k, cd_0);
292
293 function v = v_best_climb_angle_prop(wl, rho, k, cd_0)
294 v = 0.875 * v_best_climb_rate_prop(wl, rho, k, cd_0); % Raymer pp. 466
295
296 function c_l = cl_min_thrust(k, cd_0)
297 c_l = sqrt(cd_0 / k);
298
299 function c_l = cl_min_power(k, cd_0)
300 c_l = sqrt(3 * cd_0 / k);
301
302 function cd = cd_min_thrust(cd_0)
303 cd = 2 * cd_0;
304
305 function cd = cd_min_power(cd_0)
306 cd = 4 * cd_0;
307
308 %% Vertical flight constraint functions
309 function pl = hover_constraint(dl, rho, fm)
310 pl = fm .* sqrt(2 .* rho ./ dl);
311
312 function pl = vertical_climb_constraint(dl, rho, v_tip, ss, cd, k_i, v_y)
313 pl = 1 ./ (v_y - k_i .* v_y ./ 2 + k_i .* sqrt(v_y.^2 + 2 .* dl ./ rho) ./ 2 + ...
            rho .* v_tip.^3 .* ss .* cd ./ dl ./ 8);
314
315 function pl = vertical_descent_constraint(dl, rho, v_tip, ss, cd, k_i, v_y, v_i)
316 if v_y / v_i <= -2 % If this condition is met, the vertical climb equation is ...
    used for descent, else, an empirical equation is employed
317 pl = 1 ./ (v_y - k_i ./ 2 * (v_y + sqrt(v_y.^2 - 2 .* dl ./ rho)) + rho .* ...
            v_tip.^3 .* ss .* cd ./ dl ./ 8);
318 else
319     v_d = v_i * (k_i - 1.125 * v_y / v_i - 1.372 * (v_y / v_i)^2 - 1.718 * (v_y ...
                / v_i)^3 - 0.655 * (v_y / v_i)^4); % Induced velocity in descent ...
        according to an empirical relation (see lecture slides)
320     pl = 1 ./ (v_y + k_i .* v_d + rho .* v_tip.^3 ./ dl .* ss .* cd ./ 8);
321 end
322
323 function pl = transition_constraint(wl, dl, rho, k, cd_0, v_tip, ss, cd, k_i, ...
            v, tt_tilt)
324 aa = 0; % Assuming zero angle of attack of the blades
325 mm = v * cosd(aa) / v_tip;
326 pl = 1 ./ (k_i ./ sind(tt_tilt) .* sqrt(-v.^2 ./ 2 + sqrt((v.^2 ./ 2).^2 + (dl ...
            ./ 2 ./ rho ./ sind(tt_tilt)).^2)) + rho .* v_tip.^3 ./ dl .* (ss .* cd ./ 8 ...
            .* (1 + 4.6 .* mm.^2)) + 0.5 .* rho .* v.^3 .* cd_0 ./ wl + 2 .* wl .* k ./ ...
            rho ./ v);
327
328 %% Vertical flight constraint regions
329 function c = hover_region(pl, dl, rho, ee)
330 c = pl < ee .* sqrt(2 .* rho ./ dl);
331

```

```

332 function c = vertical_climb_region(pl, dl, rho, v_tip, ss, cd, k_i, v_y)
333 c = pl < 1 ./ (v_y - k_i .* v_y ./ 2 + k_i .* sqrt(v_y.^2 + 2 .* dl ./ rho) ./ ...
334     2 + rho .* v_tip.^3 .* ss .* cd ./ dl ./ 8);
335 function c = vertical_descent_region(pl, dl, rho, v_tip, ss, cd, k_i, v_y, v_i)
336 if v_y / v_i ≤ -2 % If this condition is met, the vertical climb equation is ...
337     used for descent, else, an empirical equation is employed
338     c = pl < 1 ./ (v_y - k_i ./ 2 * (v_y + sqrt(v_y.^2 - 2 .* dl ./ rho)) + rho ...
339         .* v_tip.^3 .* ss .* cd ./ dl ./ 8);
340 else
341     v_d = v_i * (k_i - 1.125 * v_y / v_i - 1.372 * (v_y / v_i)^2 - 1.718 * (v_y ...
342         / v_i)^3 - 0.655 * (v_y / v_i)^4); % Induced velocity in descent ...
343         according to an empirical relation (see lecture slides)
344     c = pl < 1 ./ (v_y + k_i .* v_d + rho .* v_tip.^3 ./ dl .* ss .* cd ./ 8);
345 end
346 function c = transition_region(pl, wl, dl, rho, k, cd_0, v_tip, ss, cd, k_i, v, ...
347     tt_tilt)
348 aa = 0; % Assuming zero angle of attack of the blades
349 mm = v * cosd(aa) / v_tip;
350 c = pl < 1 ./ (k_i ./ sind(tt_tilt) .* sqrt(-v.^2 ./ 2 + sqrt((v.^2 ./ 2).^2 + ...
351     (dl ./ 2 ./ rho ./ sind(tt_tilt)).^2)) + rho .* v_tip.^3 ./ dl .* (ss .* cd ...
352     ./ 8 .* (1 + 4.6 .* mm.^2)) + 0.5 .* rho .* v.^3 .* cd_0 ./ wl + 2 .* wl .* k ...
353     ./ rho ./ v);
354 % Forward flight constraint functions
355 function wl = range_constraint_jet(rho, v, cd_0, k)
356 wl = 0.5 * rho * v.^2 * sqrt(cd_0 / 3 / k);
357 function wl = range_constraint_prop(rho, v, cd_0, k)
358 wl = 0.5 * rho * v.^2 * sqrt(cd_0 / k);
359 function wl = turn_constraint_prop(rho, v, cd_0, k)
360 wl = 0.5 * rho * v.^2 * sqrt(cd_0 / k);
361 function wl = endurance_constraint_jet(rho, v, cd_0, k)
362 wl = 0.5 * rho * v.^2 * sqrt(cd_0 / k);
363 function wl = endurance_constraint_prop(rho, v, cd_0, k)
364 wl = stall_speed_constraint(rho, v_s, c_lmax)
365 wl = 0.5 * rho * v_s.^2 * c_lmax;
366 function ptl = cruise_speed_constraint_jet(wl, rho, v, cd_0, k)
367 ptl = 1 ./ (rho .* v.^2 .* cd_0 ./ 2 ./ wl + 2 .* k .* wl ./ rho ./ v.^2);
368 function ptl = cruise_speed_constraint_prop(wl, rho, v, cd_0, k, ee)
369 ptl = ee ./ (rho .* v.^3 .* cd_0 ./ 2 ./ wl + 2 .* k .* wl ./ rho ./ v);
370 function pl = climb_constraint_jet(wl, rho, v, cd_0, k, gg)
371 pl = 1 ./ (sind(gg) + rho .* v.^2 .* cd_0 ./ 2 ./ wl + 2 .* k .* wl ./ rho ./ ...
372     v.^2);
373 function pl = climb_constraint_prop(wl, rho, v, cd_0, k, gg, ee)
374 pl = ee ./ (v .* sind(gg) + rho .* v.^3 .* cd_0 ./ 2 ./ wl + 2 .* k .* wl ./ ...
375     rho ./ v);
376 function pl = climb_angle_constraint_jet(wl, rho, cd_0, k, gg)
377 pl = ee ./ (v .* sind(gg) + rho .* v.^3 .* cd_0 ./ 2 ./ wl + 2 .* k .* wl ./ ...
378     rho ./ v);
379 function pl = climb_angle_constraint_prop(wl, rho, cd_0, k, gg)

```

```

380 pl = climb_constraint_jet(wl, rho, v_best_climb_angle_jet(wl, rho, k, cd_0), ...
381     cd_0, k, gg); % TODO: Replace with segment speed
382 function pl = climb_angle_constraint_prop(wl, rho, cd_0, k, gg, ee)
383 pl = climb_constraint_prop(wl, rho, v_best_climb_angle_prop(wl, rho, k, cd_0), ...
384     cd_0, k, gg, ee); % TODO: Replace with segment speed
385 % function pl = climb_rate(wl, rho, cd_0, k, gg, propulsion)
386 % if is_jet(propulsion)
387 %     % pl = fsolve(@(x)climb_rate_jet_error(x, wl, rho, cd_0, k, gg, ...
388 %         propulsion), 0.01, optimoptions('fsolve', 'Display','iter'));
389 % elseif is_prop(propulsion)
390 %     pl = climb(wl, rho, v_best_climb_rate_prop(wl, rho, k, cd_0), cd_0, k, ...
391 %         gg, propulsion);
392 % end
393 % function err = climb_rate_jet_error(tl, wl, rho, cd_0, k, gg, propulsion)
394 % err = climb(wl, rho, v_best_climb_rate_jet(tl, wl, rho, k, cd_0), cd_0, k, ...
395 %     gg, propulsion) - tl;
396 % Forward flight constraint regions
397 function c = range_region_jet(wl, rho, v, cd_0, k)
398 c = wl < 0.5 * rho * v^2 * sqrt(cd_0 / 3 / k);
399 function c = range_region_prop(wl, rho, v, cd_0, k)
400 c = wl < 0.5 * rho * v^2 * sqrt(cd_0 / k);
401 function c = endurance_region_jet(wl, rho, v, cd_0, k)
402 c = wl < 0.5 * rho * v^2 * sqrt(cd_0 / k);
403 function c = endurance_region_prop(wl, rho, v, cd_0, k)
404 c = wl < 0.5 * rho * v^2 * sqrt(3 * cd_0 / k);
405 function c = stall_speed_region(rho, v_s, c_lmax)
406 c = wl < 0.5 * rho * v_s^2 * c_lmax;
407 function c = cruise_speed_region_jet(pl, wl, rho, v, cd_0, k)
408 c = pl < 1 ./ (rho .* v.^2 .* cd_0 ./ 2 ./ wl + 2 .* k .* wl ./ rho ./ v.^2);
409 function c = cruise_speed_region_prop(pl, wl, rho, v, cd_0, k, ee)
410 c = pl < ee ./ (rho .* v.^3 .* cd_0 ./ 2 ./ wl + 2 .* k .* wl ./ rho ./ v);
411 function c = climb_region_jet(pl, wl, rho, v, cd_0, k, gg)
412 c = pl < 1 ./ (sind(gg) + rho .* v.^2 .* cd_0 ./ 2 ./ wl + 2 .* k .* wl ./ rho ...
413     ./ v.^2);
414 function c = climb_region_prop(pl, wl, rho, v, cd_0, k, gg, ee)
415 c = pl < ee ./ (v .* sind(gg) + rho .* v.^3 .* cd_0 ./ 2 ./ wl + 2 .* k .* wl ...
416     ./ rho ./ v);
417 function c = climb_angle_region_jet(pl, wl, rho, cd_0, k, gg)
418 c = climb_region_jet(pl, wl, rho, v_best_climb_angle_jet(wl, rho, k, cd_0), ...
419     cd_0, k, gg);
420 function c = climb_angle_region_prop(pl, wl, rho, cd_0, k, gg, ee)
421 c = climb_region_prop(pl, wl, rho, v_best_climb_angle_prop(wl, rho, k, cd_0), ...
422     cd_0, k, gg, ee);

```

VII Estimativa do Impacto da Implementação de Painéis Solares

```

1 %Projeto Integrador 2021/22
2 %Grupo 1
3 %Paineis Solares
4 clear all
5
6 S_wing=0.784;
7 CD_01=0.03;
8 CD_02=0.032;
9 rho=1.225;
10 v_cruise=25;
11 g=9.81;
12 AR=10;
13 e=0.85;
14
15 solarpanels_n=(26);
16 S_cell= 0.0153;
17 S_solarpanels= solarpanels_n*S_cell;
18 m_cell=6.5e-3;
19 m_solarpanels=solarpanels_n*m_cell;
20 m_solarpanels_corrected= 1.4*m_solarpanels; %factor for welding
21 m_componentes=0.763 % MPPT, BMS e STEP UP
22 eff_panel=0.22; %eficiencia painel
23
24 %Potencia Irradiada
25
26 %Dados potencia
27
28 MTOW_1=8.76;
29 MTOW_2=MTOW_1+m_solarpanels_corrected+m_componentes;
30
31
32 P_hamburgo=438.25;
33 P_beja=988.81;
34
35
36
37
38
39
40 rps=154.3; %MENOR QUE MACH 0.5
41 r=0.175;
42 J=v_cruise/(rps*2*r);
43
44 %De acordo com as tabelas, para J dado,
45 Cp=0.02;
46
47 P=Cp*rho*(rps^3)*(2*r)^5;
48
49 %De acordo com a datasheet do motor
50 I=25;
51 IAh=25*(30/60);
52
53 %De acordo com a datasheet dos painéis
54 %P Hamb
55 Vmpp=0.552;

```

```

56 Impp=2.65;
57
58 V=Vmpp*26;
59 fator=22.2*1.3/V
60
61 V=V*fator;
62 I=Impp/fator;
63
64 IAh_painel=I*(30/60);
65
66 eficiencia=IAh_painel/IAh;

```

VII Código Utilizado para o Cálculo do *Flight Envelope*

```

1 %Flight Envelope
2 % Grupo 1
3 % 95790 Francisco Dores
4 % 95795 Henry Machado
5 % 95815 Jos Bento
6 % 95845 Sim o Martins
7 % 95847 Thomas Childs
8 % 96373 Duarte Brito
9 % 96393 Henrique Cara a
10 % 96416 Jo o Diniz
11
12 %variaveis da aeronave
13 clmax = 1.3;
14 clmin = -1;
15 ws = 84.15; %N/m^s
16 nmax = 3.8;
17 nmin = -0.4*nmax;
18 vcruise = 25;
19 clalfa = 0.09045455*180/pi;
20 cmed = 0.28;
21 Vb = 10; %V gust max gust
22
23 %variaveis do ambiente
24 rho = 1.225;
25 g = 9.81;
26
27 %C lculos
28 v = 0:0.1:45;
29 vdive = 1.5*vcruise;
30 nclmax = 0.5*rho*clmax*v.^2/ws;
31 nclmin = 0.5*rho*clmin*v.^2/ws;
32 VlimAeroelastico = [vcruise vdive];
33 nlimAeroelastico = [nmin 0];
34 va = sqrt((2*nmax*ws) / (rho*clmax));
35 vstall = sqrt((2*ws) / (rho*clmax));
36 nNegvstall = 0.5*rho*clmin*vstall^2/ws;
37
38 %gusts of wind
39 miu = 2*ws/(rho*g*cmed*clalfa);
40 k = 0.88*miu/(5.3 +miu); %subsonico
41 Vb = k*Vb; %V gust max gust
42 delta_nb = rho*Vb*va*clalfa/(2*ws);

```

```

43 vnb = [0 va];
44 nbposi = [1 1+Δnb];
45 nbneg = [1 1-Δnb];
46
47 % Gráficos
48 plot(v,nclmax,'DisplayName','Positive Stall Limit');
49 hold on
50 plot(v,nclmin,'DisplayName','Negative Stall Limit');
51 plot(VlimAeroelastico,nlimAeroelastico,'DisplayName','Límite Aeroelástico');
52
53 linenmax = yline(nmax,'-g','Structural Limit','DisplayName','Positive ...'
54   Structural Limit');
54 linenmax.LabelHorizontalAlignment = 'left';
55 linenmin = yline(nmin,'-c','Structural Limit','DisplayName','Negative ...'
56   Structural Limit');
56 linenmin.LabelHorizontalAlignment = 'left';
57
58 linedinamiclimit = xline(vdive,'-m','Dinamic Pressure ...'
59   Limit','DisplayName','Dinamic Pressure Limit');
59 linedinamiclimit.LabelVerticalAlignment = 'middle';
60
61 %gusts of wind
62 %nb
63 [nbposi, m1, b1] = extrapolate([vnb(1) nbposi(1)], [vnb(2) nbposi(2)], v);
64 plot(v,nbposi);
65 [nbneg, m2,b2] = extrapolate([vnb(1) nbneg(1)], [vnb(2) nbneg(2)], v);
66 plot(v,nbneg);
67
68 %stall
69 plot([vstall vstall],[nNegvstall 1]);
70
71 %check the top stall limit
72 syms x
73 eqn = 0.5*rho*clmax*x^2/ws == m1*x+b1;
74 s1=vpasolve(eqn,x);
75 newnmax = m1*double(s1(2))+b1;
76 linenewnmax = yline(newnmax,'-r','New Structural Limit','DisplayName','New ...'
77   Positive Structural Limit');
77 linenewnmax.LabelHorizontalAlignment = 'left';
78 eqn = 0.5*rho*clmin*x^2/ws == m2*x+b2;
79 s2=vpasolve(eqn,x);
80 newnmin = m2*double(s2(2))+b2;
81 linenewnmin = yline(newnmin,'-y','New Structural Limit','DisplayName','New ...'
82   Negative Structural Limit');
82 linenewnmin.LabelHorizontalAlignment = 'left';
83
84 %show legend
85 legend('show','Location','SouthOutside');
86 xlim([0 vdive+10])
87 %ylim([nmin-0.5 nmax+1])
88 ylim([-8 10])
89
90 function [yvalues, m, b] = extrapolate(begPoint,endPoint,xvalues)
91 m = (endPoint(2)-begPoint(2))/(endPoint(1)-begPoint(1));
92 b = begPoint(2);
93 yvalues = xvalues*m+b;
94 end

```

Referências

- [1] Neues Fliegen e.V. *New Flying Competition*. www.newflyingcompetition.com. 2022.
- [2] TEAM DEPARTMENT FAHRZEUGBAU UND FLUGZEUGBAU. *Den Traum vom Fliegen verwirklichen*. <https://www.haw-hamburg.de/hochschule/technik-und-informatik/departments/fahrzeugtechnik-und-flugzeugbau/studium/studentische-projekte/neues-fliegen/>. Consultado em: 23-06-2021. 2021.
- [3] Neues Fliegen e.V. *What is the New Flying Competition?* <https://www.newflyingcompetition.com/about-us/>. Consultado em: 23-06-2021. 2021.
- [4] Neues Fliegen e.V. *Past Competitions*. <https://www.newflyingcompetition.com/past-competitions/>. Consultado em: 23-06-2021. 2021.
- [5] Neues Fliegen e.V. *New Flying Competition - Competition Task*. <https://www.newflyingcompetition.com/downloads/>. 2022.
- [6] UAVision Aeronautics. *OGASSA OGS42*. <https://www.uavision.com/ogassa-ogs42>. Consultado em: 03-06-2022.
- [7] TEKEVER. *TEKEVER - about*. <https://www.tekever.com/about/>. Consultado em: 24-06-2021. 2021.
- [8] TEKEVER. *AR3 - Modelo Overview*. <https://www.tekever.com/models/ar3/>. Consultado em: 24-06-2021. 2022.
- [9] JointForces.com. *TEKEVER of Portugal launches the new AR3 UAS, with Hot-Swappable VTOL and integrated SAR, during AUVSI Xponential in Orlando*. <https://www.joint-forces.com/defence-equipment-news/53412-tekever-launches-new-ar3-vtol-uas-with-sar>. Consultado em: 24-06-2021. 2022.
- [10] New Flying Competition. *New Flying Competition 2018*. <https://www.newflyingcompetition.com/past-competitions/new-flying-competition-2018/>. Consultado em: 03-06-2022.
- [11] Evolonic. *The Aircraft*. URL: <https://nightfury.de/aircraft/>. (Consultado em: 27.06.2021).
- [12] Kurt Fuchs / Fraunhofer IISB. *FAU students win international contest New Flying Competition 2020*. URL: https://www.iisb.fraunhofer.de/en/press_media/press_releases/pressearchiv/archiv_2020/ecocar_nfc2020.html. (Consultado em: 27.06.2021).
- [13] eCon Engineering Ltd. *Beoavia student team designs award winning VTOL aircraft with the help of ANSYS*. URL: <https://econengineering.com/blog/beoavia-student-team-designs-award-winning-vtol-aircraft-with-the-help-of-ansys/>. (Consultado em: 27.06.2021).
- [14] Horyzn. *Project Silencio*. URL: <https://horyzn.org/silencio/>. (Consultado em: 27.06.2021).
- [15] Mário Brás. *Aircraft Design Tool*. URL: <https://github.com/marioarbras/aircraft-design-tool>. (Consultado em: 09.05.2022).
- [16] Henrique Caraça. *Projeto Integrador*. URL: <https://github.com/HCaraca/Projeto-Integrador>.
- [17] Andrzej Majka. «Flight Loads of Mini UAV». *inSolid State Phenomena*: 198 (march 2013), pages 194–199. DOI: 10.4028/www.scientific.net/SSP.198.194.
- [18] Snorri Gudmundsson. *General Aviation Aircraft Design*. Elsevier, 2014.
- [19] *Generalized Method of Propeller Performance Estimation*. Hamilton Standard., 1961-1963.

- [20] URL: <https://store.tmotor.com/goods.php?id=1000>. (Consultado em: 25.06.2021).
- [21] *Lecture 7 - Propulsion*. Técnico Lisboa. URL: <https://fenix.tecnico.ulisboa.pt/downloadFile/563568428857019/Lecture%5C%207%5C%20-%5C%20Propulsion.pdf>. Slide 28.
- [22] URL: <https://store.tmotor.com/goods.php?id=794>. (Consultado em: 25.06.2021).
- [23] URL: <https://store.tmotor.com/goods.php?id=382>. (Consultado em: 25.06.2021).
- [24] URL: <https://www.apcprop.com/product/14x7/>. (Consultado em: 25.06.2021).
- [25] URL: <https://store.tmotor.com/goods.php?id=368>. (Consultado em: 25.06.2021).
- [26] URL: <https://store.tmotor.com/goods.php?id=371>. (Consultado em: 25.06.2021).
- [27] URL: <https://www.genstattu.com/gens-ace-5000mah-6s1p-45c-22-2v-lipo-battery-pack-with-ec5-plug/>. (Consultado em: 25.06.2021).
- [28] URL: https://pt.aliexpress.com/item/4000532458022.html?spm=a2g0o.search0304.0.0.6be5362apmzllQ&algo_pvid=23193aa8-d451-4bc3-a649-3424b513d299&algo_exp_id=23193aa8-d451-4bc3-a649-3424b513d299-8&pdp_ext_f=%5C%7B%5C%22sku_id%5C%22%5C%3A%5C%2210000002707911658%5C%22%5C%7D&pdp_npi=2%5C%40dis%5C%21EUR%5C%21%5C%2127.8%5C%21%5C%21%5C%21%5C%21%5C%402103399116564307888971427e5ade%5C%2110000002707911658%5C%21sea&gatewayAdapt=glo2bra. (Consultado em: 25.06.2021).
- [29] URL: <https://www.colorfoto.pt/loja/prod/3d-robotics-piloto-automatico-pixhawk-p-iris/0858566005324/>. (Consultado em: 25.06.2021).
- [30] URL: <https://rc-innovations.es/2s-7.4v-2200mah-30c-gens-ace-soaring-lipo-battery-rc>. (Consultado em: 25.06.2021).
- [31] *Lecture 8 - Fuselage Design*. Técnico Lisboa. URL: <file:///C:/Users/PC/Desktop/PROJETO/Projeto-Integrador-main/Projeto-Integrador-main/Lecture%5C%208%5C%20-%5C%20Fuselage%5C%20Design.pdf>. Slide 28.
- [32] A. Deperrois. *A. Deperrois*. URL: <http://www.xflr5.tech/xflr5.htm>. (Consultado em: 25.06.2021).
- [33] Maxeon Solar Technologies. *Maxeon Solar Cell Technology - Powerful solar cells for your next project*. URL: <https://sunpower.maxeon.com/int/solar-panel-products/maxeon-solar-cell-technology>. (Consultado em: 28.06.2021).
- [34] Sunpower US. *SUNPOWER SOLAR CELL TECHNOLOGY*. URL: <https://us.sunpower.com/why-sunpower/maxeon-solar-cells>. (Consultado em: 28.06.2021).
- [35] Lee.Y Chu.Y Ho.C and Li.B. «Development of a Solar-Powered Unmanned Aerial Vehicle for Extended Flight Endurance». *in()*.
- [36] European Comission. *Photovoltaic Geographical Information System*. https://re.jrc.ec.europa.eu/pvg_tools/en/#DR. Consultado em: 27-06-2022.
- [37] SunPower. *C60 Solar Cell Datasheet*. http://eshop.terms.eu/_data/s_3386/files/1379942540-sunpower_c60_bin_ghi.pdf. Consultado em: 27-06-2022.
- [38] Aziz.M El-Salamony.M. «Solar Panel Effect on Low-Speed Airfoil Aerodynamic Performance». *in()*.