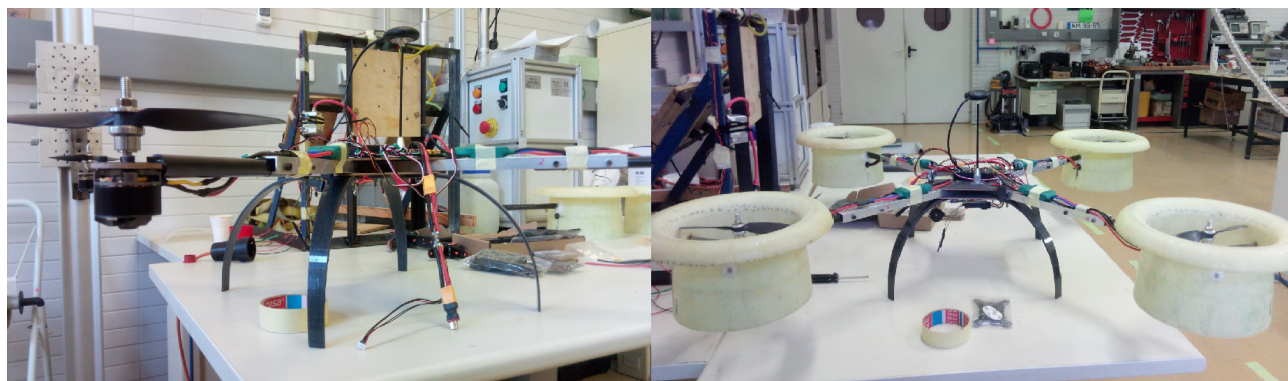




TÉCNICO
LISBOA



Desenho, Implementação e Análise de um *RPAS* com Conduatas

João Luís Neves Vilaça

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em

Engenharia Aeroespacial

Orientador(es): Doutor Alberto Manuel Martinho Vale
Professor Filipe Szolnoky Ramos Pinto Cunha

Júri

Presidente:

Orientador: Professor Filipe Szolnoky Ramos Pinto Cunha

Vogal:

Dezembro 2018

Aos meus pais e irmã

Agradecimentos

Volvidos 6 anos do meu ingresso na Academia da Força Aérea Portuguesa (AFA) encontro-me na última etapa da formação académica do aluno desta Academia. Esta etapa marca o ingresso nos quadros permanentes de oficiais da Força Aérea Portuguesa. Como tal quero agradecer, de forma sincera, a todos aqueles que direta ou indiretamente contribuíram para que pudesse alcançar este marco.

Agradecer à Academia da Força Aérea - a minha escola, a minha casa - que através da sua estrutura de comando me formou como militar. Não esquecendo os Diretores de Curso, a Senhora Tenente Coronel Ana Jorge, Senhor Tenente Coronel António Matos e Capitão Tiago Oliveira, por se mostrarem disponíveis a ajudar em qualquer situação. Deixo um especial agradecimento a todos os militares do Centro de Investigação da Academia da Força Aérea (CIAFA). Sem os quais esta dissertação não teria sido possível de realizar. Gostaria de particularizar o nome do Senhor Sargento Ajudante Mendes o qual, apesar de todo o trabalho que advém das suas funções, ter-se sempre mostrado disponível e ter dispensado muito tempo para me apoiar nas questões técnicas da construção da aeronave. Também particularizo o Senhor Major Félix e o Senhor Capitão Caetano, que ao longo do desenvolvimento da dissertação me foram apresentando questões que se mostraram relevantes para um melhor desenvolvimento e aperfeiçoamento da tese. Por último agradecer ao Senhor Sargento Chefe Santos por me ter apoiado na parte elétrica da aeronave e me ter ensinado os princípios de soldadura para que conseguisse soldar algumas ligações elétricas.

Quero enaltecer a parceria da AFA com o Instituto Superior Técnico, o que me permitiu concluir a licenciatura e mestrado em Engenharia Aeroespacial. E por me permitir fazer novos amigos, sem os quais a finalização do curso não teria o mesmo sabor.

Deixo um especial agradecimento aos meus orientadores, Doutor Alberto Vale e Professor Filipe Cunha. O primeiro por ter proposto este tema e por, de forma criteriosa e minuciosa, ter sempre questionado as minhas decisões e conclusões da dissertação. Isto levou-me a aprofundar e melhorar todas as justificações apresentadas. Ao segundo por se ter sempre mostrado disponível para apoiar a realização da dissertação e solucionar todas as dúvidas mais técnicas que foram surgindo. Agradeço a ambos por terem abraçado este projeto.

Quero agradecer a todos aqueles que constituem o meu curso de entrada na Academia da Força Aérea, os Barões. Camaradas, amigos, irmãos com os quais cresci enquanto camarada. Obrigado por me ajudarem a chegar ao destino mas também pelos desvios no caminho, foi um enorme prazer fazer esta caminhada a vosso lado. "Se quiseses ir rápido, vai sozinho. Se quiseses ir longe, vai acompanhado", Provérbio Africano.

Deixo um agradecimento especial aos meus camaradas Alferes Daniel Santos e Alferes Jorge Espada por me darem uma ajuda extra na realização dos testes, necessários à dissertação de mestrado, quando um par de mãos não era suficiente. Um agradecimento especial também para os meus camaradas Alferes Joana Pereira, Alferes Daniela Costa e Alferes Gonçalo Gameiro por me ajudarem a corrigir todas as gralhas existentes na escrita.

Quero ainda agradecer aos meus amigos de longa data, aqueles que em Guimarães sempre me apoiaram e acreditaram em mim. Deixo um agradecimento muito especial a estes por todos os momentos de puro epicurismo que passamos juntos.

Por último, e mais que tudo, agradecer aos meus pais e irmã. Estes sim foram e são a pedra basilar da minha vida e formação pessoal. Sem vós não seria aquilo que sou hoje, nem teria alcançado voos tão elevados. Obrigado por serem quem são e por nunca terem duvidado das minhas capacidades e me terem apoiado incondicionalmente. Por isto vos dedico esta dissertação, este marco também é vosso!

Resumo

Este trabalho visa demonstrar o processo de desenvolvimento de um veículo aéreo não tripulado (VANT), do tipo multi-rotor. Este Veículo poderá servir para suprimir algumas lacunas existentes na inspeção radiológica realizada pelo Instituto de Plasmas e Fusão Nuclear (IPFN), sediado no Instituto Superior Técnico (IST), em Lisboa. Nomeadamente, o recurso a aeronaves, com características superiores às existentes na atualidade, para inspeção radiológica.

É feito um estudo para otimizar a aeronave no que respeita aos componentes e número de motores a utilizar. É ainda feito um estudo sobre as melhorias adjacentes à introdução de uma conduta à volta das hélices. Face aos resultados, teoricamente vantajosos, as condutas são projetadas e, após um processo iterativo, construídas.

Posteriormente à construção das condutas são feitos testes estáticos com o objetivo de confirmar as vantagens teoricamente existentes. Estes testes visam a verificação dos benefícios da introdução da conduta na ausência de efeito de solo, na presença de efeito de solo, na aproximação a cantos ou paredes e a aproximação a obstáculos presentes num plano superior ao do rotor.

Os resultados dos testes verificam que, apesar de o efeito da conduta não ser tão vantajoso quanto a teoria anuncia, a conduta é vantajosa. Verifica-se que a introdução da conduta impõe mais benefícios na presença do efeito de solo. Nos restantes testes, apesar da presença da conduta não trazer muitas vantagens, esta configuração tem um melhor desempenho do que a hélice sem conduta. Ou seja, apresenta um maior impulso debitado e menor potência consumida.

Palavras-chave: Veículo Aéreo Não Tripulado, Inspeção Radiológica, Condutas, Testes Estáticos, Impulso Debitado, Potência Consumida.

Abstract

This work seeks to demonstrate the development process of a multi-rotor UAV. This vehicle is aimed to suppress some gaps that might exist in radiological inspection performed by IPFN (Instituto de Plasmas e Fusão Nuclear), located at IST (Instituto Superior Técnico), in Lisbon. Namely, the use of aircrafts, with superior characteristics compared with the state of the art, for radiological inspection.

A research is made in order to optimise the aircraft regarding its components and number of motors to use. Also, a review is done over the benefit of using ducted propellers. Regarding the theoretically advantageous results, the ducts are designed and after an iterative process, are built.

Having the ducts ready to be used, static tests were performed to verify the theoretical results, previously calculated. These aimed to verify the benefits of using a duct out of the ground effect, in the ground effect, near corners or walls, and at the closeness to obstacles in a superior level to the rotor.

The tests results allow to conclude that, however the duct is not as good as theoretically expected, it is indeed advantageous. The duct usage comprehend more benefits when in the presence of the ground effect. In the remaining experiments, despite not being really advantageous, the ducted fan have a superior performance than the free rotor. Which means, higher thrust and lower power consumption.

Keywords: Unmanned Aerial Vehicle (UAV), Radiological Inspection, Ducts, Static Tests, Thrust delivered, Power Consumption.

Conteúdo

Agradecimentos	v
Resumo	vii
Abstract	ix
Lista de Tabelas	xiii
Lista de Figuras	xv
Lista de Símbolos	xix
Glossário	xxiii
1 Introdução	1
1.1 Enquadramento	1
1.2 Motivação	3
1.3 Objectivos	4
1.4 Requisitos	5
1.5 Estrutura	5
2 Revisão Bibliográfica	7
2.1 <i>Ducted Fans</i>	7
2.2 Teoria do Momento Linear	11
2.2.1 Voo Pairado	12
2.2.2 Voo Axial	14
2.2.3 Voo Horizontal	16
2.3 Teoria do Momento Linear Aplicada a Conduas	18
2.4 Efeito de Solo	20
2.5 Flexão de Barras	21
3 Escolha de Componentes	25
3.1 Estudo de Mercado para Aquisição de Componentes	25
3.1.1 Número de Motores	26
3.1.2 Escolha do Conjunto Motor-Hélice	29
3.1.3 Escolha dos <i>Electronic Speed Controllers</i>	31
3.1.4 Escolha da Bateria	33
3.1.5 Rádio controladores	34

3.2	Definição da Função de Custo	35
4	Projeto Estrutural	41
4.1	Comprimento dos Pés	41
4.2	Altura Mínima para os Apoios da Aeronave	42
4.3	Construção das Condutas	43
4.3.1	Processo de Fabrico	43
4.3.2	<i>Flow Simulation</i>	47
4.4	Flexão dos Braços	53
4.5	Construção da Estrutura	55
4.6	Autonomia Esperada	58
5	Ensaaios Experimentais	62
5.1	Testes Estáticos	62
5.1.1	Testes na ausência de efeito de solo	64
5.1.2	Efeito da Proximidade ao Solo	66
5.1.3	Efeito da Proximidade de Obstáculos num Plano Superior à Conduta	69
5.1.4	Efeito da Proximidade de cantos ou paredes	70
5.2	Estudo do desempenho do RPAS completo	72
6	Conclusões	73
6.1	Resultados Alcançados	74
6.2	Proposta de Trabalhos Futuros	75
	Bibliografia	77
A	Listagem dos componentes pesquisados	81
B	Gráficos para Avaliação da Função de Custo	87
B.1	Gráficos resultantes das combinações para <i>quad-copter</i>	87
B.2	Gráficos resultantes das combinações para <i>hexa-copter</i>	88
C	Iterações para alcançar o melhor <i>design</i> do <i>quad-copter</i>	91
D	Desenhos Técnicos	92
E	Procedimentos para Testes Experimentais	97
E.1	Testes na ausência de efeito de solo	97
E.2	Testes com efeito de solo, proximidade a paredes ou obstáculos superiores	98
E.3	Testes Dinâmicos	99

Lista de Tabelas

1.1	Comparação entre três tipos de <i>MAV</i> ("+"significa melhor) [4]	2
3.1	Tabela para escolha da configuração a adotar *	28
3.2	Dimensões dos componentes a implementar dada a distância motor-a-motor [32]	30
3.3	Dimensões recomendadas dos componentes a implementar dada a distância motor-a-motor [33, 34]	30
3.4	Dimensões de hélices pesquisadas	30
3.5	Características das baterias a escolher [47]	34
4.1	Dimensões das diferentes secções da secção transversal	54
A.1	Listagem dos motores pesquisados	82
A.2	Listagem das hélices pesquisadas para <i>quad-copter</i>	83
A.3	Listagem das hélices pesquisadas para <i>hexa-copter</i>	84
A.4	Listagem de <i>Electronic Speed Controllers</i> pesquisados	85
A.5	Listagem das baterias pesquisadas	86

Lista de Figuras

1.1	Tipos de Veículos Aéreos Não Tripulados	2
2.1	Patente idealizada por Georges Hamel [10]	7
2.2	Aeronave idealizada por Luigi Stipa [11]	8
2.3	Primeiras aeronaves a utilizar condutas para V/STOL [14]	8
2.4	Lockheed Martin X-35	9
2.5	Rotor de Cauda <i>Fenestron</i>	9
2.6	Corte transversal de uma conduta [5]	10
2.7	Modelo do volume de controlo para teoria do momento linear [17]	12
2.8	Modelos do escoamento no plano do rotor para voo horizontal [22]	16
2.9	Modelo do volume de controlo para teoria do momento linear [17]	17
2.10	Modelo do volume de controlo para teoria do momento linear em condutas [25]	18
2.11	Comparação do efeito de solo na geração de potência entre os resultados teóricos e experimentais [17]	21
2.12	Representação da flexão de uma barra	22
2.13	Representação da tensão de flexão [27]	23
3.1	Comparação de diferentes números de pás [38]	31
3.2	Estudo das baterias	34
3.3	Gráfico para comparação da relação <i>Thrust/Power</i> para <i>quad-copter</i> e <i>hexa-copter</i> . . .	37
3.4	Gráfico para comparação da relação <i>Thrust/Weight</i> para <i>quad-copter</i> e <i>hexa-copter</i> . . .	38
3.5	Gráfico para comparação da relação <i>Thrust/Cost</i> para <i>quad-copter</i> e <i>hexa-copter</i> . . .	39
3.6	Desenho técnico da aeronave tipo <i>hexa-copter</i>	39
3.7	Desenho técnico da aeronave tipo <i>quad-copter</i>	40
4.1	Desenho dos momentos impostos na aeronave numa aterragem com ângulo ou su- perfície irregular	41
4.2	Conduta resultante do processo de fabrico por impressão 3D	44
4.3	Conduta resultante do processo de fabrico por corte com fio quente	45
4.4	Condutas resultantes da impressão 3D e do corte através de fio quente	45
4.5	Conduta resultante do processo de fabrico utilizando a máquina CNC, com espuma . . .	46
4.6	Conduta resultante do processo de fabrico utilizando a máquina CNC, sem espuma . . .	47

4.7	Comparação dos pesos das condutas resultantes dos últimos dois processos de fabrico .	47
4.8	Malha utilizada pela ferramenta <i>Flow Simulation</i>	48
4.9	Variação de pressão num deslocamento lateral ou com vento lateral	49
4.10	Velocidade do escoamento num deslocamento lateral ou com vento lateral	49
4.11	Vorticidade existente num deslocamento lateral ou com vento lateral	50
4.12	Variação de pressão num deslocamento ascendente	50
4.13	Velocidade do escoamento num deslocamento ascendente	50
4.14	Vorticidade existente num deslocamento ascendente	51
4.15	Variação de pressão num deslocamento descendente	51
4.16	Velocidade do escoamento num deslocamento descendente	52
4.17	Vorticidade existente num deslocamento descendente	52
4.18	Desenho das forças aplicadas na barra e secção transversal	53
4.19	Projeto inicial do RPAS	55
4.20	<i>Drawings</i> dos suportes de motor implementados	56
4.21	Modelação dos suportes de motor implementados nos braços do RPAS	56
4.22	Desenho do novo braço e gráficos de distribuição de força e momentos	57
4.23	RPAS finalizado para a configuração sem conduta	57
4.24	RPAS finalizado para a configuração com conduta	58
5.1	Mecanismo para fixação do motor e taquímetro na balança de testes	63
5.2	Instalação do motor sem e com conduta	63
5.3	Resultados dos testes estáticos sem efeito de solo	64
5.4	Resultados dos testes estáticos sem efeito de solo	64
5.5	Ilustração da fixação do motor e conduta e barreira física para testes ao efeito de solo . .	66
5.6	Resultados dos testes estáticos com efeito de solo	67
5.7	Resultados dos testes estáticos com efeito de solo	67
5.8	Resultados dos testes estáticos para verificar influência do efeito de solo	68
5.9	Resultados dos testes estáticos para verificar influência do efeito de solo	69
5.10	Influência da aproximação de obstáculos numa posição superior ao plano do rotor	69
5.11	Influência da aproximação de obstáculos numa posição superior ao plano do rotor	70
5.12	Influência da aproximação a cantos ou paredes	71
5.13	Influência da aproximação a cantos ou paredes	71
B.1	Gráfico da relação <i>Thrust/Cost</i> das combinações possíveis para <i>quad-copter</i>	87
B.2	Gráfico da relação <i>Thrust/Weight</i> das combinações possíveis para <i>quad-copter</i> (A linha vermelha marca o rácio $T/W = 2$ valor que a bibliografia considera mínimo para ter uma aeronave bastante manobrável)	88
B.3	Gráfico da relação <i>Thrust/Power</i> das combinações possíveis para <i>quad-copter</i>	89
B.4	Gráfico da relação <i>Thrust/Cost</i> das combinações possíveis para <i>hexa-copter</i>	89
B.5	Gráfico da relação <i>Thrust/Weight</i> das combinações possíveis para <i>hexa-copter</i>	90

B.6	Gráfico da relação <i>Thrust/Power</i> das combinações possíveis para <i>hexa-copter</i>	90
C.1	Primeiras modelações do <i>quad-copter</i>	91
C.2	Primeiras modelações do <i>quad-copter</i>	91

Lista de Símbolos

Acrónimos

C_{rating} Rácio de Descarga

2D Bi-dimensional

3D Tri-dimensional

BEC *Battery Eliminator Circuit*

CFD *Computacional Fluid Dynamics*

CIAFA Centro de Investigação da Academia da Força Aérea

CNC Comando Numérico Computacional

ESC Electronic Speed Controller

GPS Global Positioning System

IPFN Instituto de Plasmas e Fusão Nuclear

LiPo Polímeros de Lítio

MAV *Micro Air Vehicle*

OPTO Acoplador ótico

RPAS *Remotely Piloted Aircraft System*

SBEC *Switching Battery Eliminator Circuit*

SSL *Standard Sea Level*

UAV Unmanned Aerial Vehicle, Veículo Aéreo Não Tripulado

UBEC *Ultimate Battery Eliminator Circuit*

V/STOL Vertical/Short Take-off and Landing, Descolagem e Aterragem Vertical ou Curta

VANT Veículo Aéreo Não Tripulado

VTOL Vertical Take-Off and Landing, Descolagem e aterragem vertical

Simbolos gregos

Δ	Variação.
δ	Deformação de uma barra.
Δ_t	Intervalo de tempo.
δ_{tip}	Espaçamento entre ponta da hélice e a conduta.
ϵ	Tensão.
η_t	Rendimento.
μ	Molecular viscosity coefficient.
Ω	Velocidade de rotação da pá.
ω	Velocidade da esteira.
ρ	Densidade do ar.
σ	Deformação.
θ	Ângulo cenrtal.

Simbolos romanos

a_w	Fator de contração da esteira.
C_D	Coeficiente de arrasto.
C_P	Coeficiente de potência.
C_Q	Coeficiente de torque.
C_{d0}	Coeficiente de arrasto parasita.
D	Diâmetro.
d	Distância.
k	Coeficiente de potência.
L	Comprimento.
P	Potência.
r	Raio.
S	Área alar.
T	<i>Thrust</i> .
v	Velocidade induzida.

N_b	Número de pás de uma hélice.
$\dot{m}$	Caudal mássico.
$\vec{d}_l$	Versor da direção perpendicular à superfície da fronteira.
A	Área.
b	Largura.
E	Módulo de Young.
F	Força.
h	Altura.
I	Momento de Inércia.
M	Momento.
p	Pressão.
P_0	Resistência aerodinâmica.
s	Módulo da secção elástica de uma barra.
y_{max}	Deflexão máxima de uma barra.
u, v, w	Componentes cartesianas da velocidade.
z	Distância da hélice ao solo.

Subscritos

0	Entrada.
∞	Condições de escoamento na esteira.
C	Subida (<i>Climb</i>).
d	Conduta.
g	Efeito de solo.
i	Induzida.
lip	Lábios da conduta.
p	Pairar.
RA	Rotor sem conduta.
RC	Rotor com conduta.
t	Hélice.

- tip Ponta da hélice.
- x, y, z Componentes Cartesianas.

Glossário

- CFD** Computational Fluid Dynamics é um ramo da mecânica do fluídos que usa métodos e algoritmos numéricos para resolver problemas relativos ao escoamento de fluídos.
- RPAS** Remotely Piloted Aircraft System, definido pela ICAO como a forma de um veículo aéreo não tripulado que não é autónomo em todas as suas capacidades. É controlado em todas as fases do voo mas de forma remota.

Capítulo 1

Introdução

1.1 Enquadramento

Hoje em dia, dado que o interesse pelo domínio do espaço aéreo aumentou significativamente, o avanço tecnológico nesta área é um facto cada vez mais evidente. Este avanço permitiu desenvolver sistemas totalmente autónomos e reduzir significativamente o tamanho dos mesmos. Os Veículos Aéreos Não Tripulados (VANT) são a prova deste avanço e são uma realidade cada vez maior. Estes permitem que sejam desempenhadas as mesmas funções que se desempenhavam com as aeronaves tripuladas mas, com menor custo e grau de risco para a vida humana. Os VANT são por isso atualmente uma alternativa bastante viável para todo o tipo de missões, tanto no âmbito militar como civil.

Nos finais do Século XX, numa vertente militarizada dos VANT, surgiram estudos como o *Defense Science Board's 1996 Summer Study on "Tactics and Technologies for 21st Century Warfighting"* sobre a possibilidade de reduzir o tamanho das aeronaves autónomas. A evolução dos VANT levou à criação dos *Micro Air Vehicles* - MAV, aeronaves com dimensões máximas de 15 centímetros [1].

Os MAV têm a vantagem de ser compactos, facilmente transportáveis por um único indivíduo e de fácil lançamento. Permitem a obtenção de dados em tempo real, dificilmente são avistados tanto a olho nu como em radares e também são muito silenciosos. Todas estas vantagens permitem que estes sistemas sejam muito utilizados em missões militares, como são exemplo missões de vigilância (através da obtenção de imagens diurnas, noturnas e de infravermelhos das zonas de conflito armado e de zonas urbanas), deteção (utilização de sensores para deteção biológica, química e nuclear) e comunicação. Os MAV podem facilmente operar em ambientes hostis, como por exemplo selva, deserto, montanhas e árticos, bem como em ambientes mais confinados, como zonas urbanas [2].

Este tipo de aeronaves, à imagem dos VANT, pode ser dividido em aeronaves de asa fixa (1.1(a)) e de asa móvel (1.1(b)), sendo que os de asa fixa têm um funcionamento semelhante ao de um avião e os de asa móvel ao de um helicóptero. Os VANT de asa rotativa têm um sistema de propulsão na vertical e, é este que se opõe diretamente ao peso da aeronave para que esta consiga voar, o que não acontece nos de asa fixa, em que o sistema de propulsão impulsiona a aeronave no sentido horizontal e a sustentação criada pelas asas e fuselagem fazem a aeronave contrariar o peso.

Devido ao sistema de propulsão, os de asa fixa são utilizados maioritariamente para reconhecimento de terreno e mapeamento aéreo do mesmo em áreas grandes. Quanto aos de asa móvel, estes têm a possibilidade de pairar sendo por isso maioritariamente utilizados para realizar inspeções detalhadas e para vigilância [3].



(a) VANT de asa fixa, ALFA da Força Aérea Portuguesa



(b) VANT de asa móvel, DJI Phantom 3

Figura 1.1: Tipos de Veículos Aéreos Não Tripulados

Ainda na modalidade dos VANT existem os multi-rotor, aeronaves do tipo asa rotativa, que se estão a revelar muito eficientes comparativamente às aeronaves de asa fixa, quando avaliadas em termos de facilidade de operação, fiabilidade (tempo entre falhas), facilidade de manutenção, autonomia e capacidade de carga. Ver tabela 1.1, [4].

	Aeronaves de Asa Fixa	Helicóptero	Multirotor
Facilidade de Operação	++	+	+++
Fiabilidade	++	+	+++
Facilidade de Manutenção	++	+	+++
Autonomia	+++	++	+
Capacidade de Carga	++	+++	+

Tabela 1.1: Comparação entre três tipos de MAV ("+"significa melhor) [4]

A facilidade de operação dos multi-rotor é a mais elevada, porque estes sistemas têm a capacidade de descolagem e aterragem vertical, *Vertical Take Off and Landing* (VTOL), do inglês, e pairar. Como os movimentos nas quatro direções estão desacoplados, o projeto do controlador é bastante simples. No que diz respeito ao helicóptero, este sistema é de mais difícil controlo devido à sua dinâmica não-linear, sendo o desenvolvimento do piloto automático de elevada complexidade. Quanto às aeronaves de asa fixa, estas têm que ser operadas em espaços aéreos extensos por não conseguirem pairar nem levantar voo verticalmente.

Relativamente à fiabilidade, dada a baixa complexidade nas estruturas mecânicas dos multi-rotor, estes apresentam menos falhas do que as restantes aeronaves. Quanto à facilidade de manutenção, os multi-rotor são muito superiores às restantes aeronaves porque têm uma estrutura simples e os componentes são de fácil acesso. Em caso de avaria de um componente, este é de fácil remoção e substituição. A autonomia e a capacidade de carga dos multi-rotor são a sua maior desvantagem. Esta debilidade deve-se à baixa eficiência de conversão de energia. De notar que estes factores são muitas vezes desprezados, porque as baterias e as hélices são facilmente substituíveis. Em caso de ser necessário maior autonomia, a aeronave pode pousar e a bateria ser substituída. Este processo implica

uma curta paragem na missão. A baixa capacidade de carga pode ser aumentada com a substituição do conjunto motor-hélice [4].

1.2 Motivação

Como foi mencionado na secção 1.1 as maiores fragilidades dos multi-rotor prendem-se na baixa autonomia e capacidade de carga. A segurança de operação também é algo reduzida uma vez que as hélices destes aeromodelos não têm qualquer tipo de proteção. Consequentemente, ao embaterem numa parede ou num indivíduo, estas danificam-se e a aeronave cai ou então ferem a pessoa em que embateram.

Face a estas debilidades, criar algo que as pudesse colmatar foi a principal motivação para o desenvolvimento deste projeto. Assim, e tendo em atenção a bibliografia existente, Pereira [5], foi decidido desenvolver um dispositivo, neste caso condutas. Este sistema serve para envolver os rotores e proteger estes e os utilizadores aquando das colisões. Este sistema tem ainda a função de aumentar a autonomia da aeronave e/ou a sua capacidade de carga.

Com o aumento de segurança e, possível, aumento de autonomia da aeronave surge outro fator que motivou significativamente o desenvolvimento deste projeto, a inspeção radiológica. Este tipo de inspeção requer voos lentos, de longa duração e a capacidade de pairar, requerendo para tal uma autonomia elevada. Requer ainda voos no interior de edifícios ou a baixas altitudes sendo, por isso, muito suscetível de colidir com obstáculos, o que não é aconselhável para multi-rotores normais. Isto porque ao colidir num obstáculo, uma hélice pode partir e, consequentemente, cancelar a missão. Estes fatores são motivadores uma vez que o tema foi proposto pelo Instituto de Plasmas e Fusão Nuclear (IPFN), o qual se encontra envolvido no projeto *FRIENDS* (no que respeita à parte radiológica e nuclear). Neste projeto, e noutros como também é exemplo o PRINCE2, estão a ser introduzidos VANTs de asa rotativa para fazer a inspeção de zonas contaminadas evitando assim expôr seres humanos ao risco de contaminação [6]. Estes factores tornam-se uma motivação ainda maior sabendo que há pouco menos de uma década houve uma fuga nuclear na central nuclear de Fukushima, [7], e que cada vez mais os ataques terroristas utilizando armas nucleares são uma ameaça. Assim, com o desenvolvimento de uma plataforma multi-rotor, é possível despistar e localizar qualquer ameaça nuclear antes de esta se tornar uma realidade.

O que também motivou o desenvolvimento deste projeto foi o facto de os estudos existentes no que respeita a rotores com condutas incidirem, principalmente, em aeronaves com voo horizontal de velocidade elevada, como são exemplos os estudos de Pereira, [5], e Zhao, [8]. Contrariamente a esses estudos, nos multi-rotor a conduta desloca-se com um ângulo de ataque que é bastante próximo dos 90°. Assim, existem lacunas no que se refere ao estudo da introdução de condutas nos multi-rotor. Este trabalho visa completar algumas dessas lacunas, ao ser comparado o desempenho entre um multi-rotor com e sem condutas.

Serve também de motivação o facto de o Centro da Investigação da Academia da Força Aérea (CIAFA) ter apenas UAVs de asa fixa e, ter uma certa necessidade de desenvolver uma aeronave

capaz de pairar e de fazer *Vertical Take Off and Landing* (VTOL) para que os alunos possam testar os seus trabalhos em voo sem haver a necessidade de autorizações especiais e de se deslocarem para uma base aérea com pista preparada para receber sistemas autónomos, como é o caso da Base Aérea número 2, localizada na Ota.

1.3 Objectivos

Este projeto tem vários objetivos, tais como a pesquisa acerca de *Duct Drones* (VANT com condutas à volta das hélices), tanto para perceber o que já foi desenvolvido e o que ainda falta desenvolver como também para a tomada de conhecimento acerca das vantagens e desvantagens inerentes a esta configuração. Inclui-se ainda nos objetivos o conhecimento do grau de exploração deste tipo de aeronaves, nomeadamente no que respeita às aeronaves já desenvolvidas.

Integra também os objetivos, tomando a posição de objectivo principal, o desenvolvimento e implementação de um *duct drone*, configuração emergente na qual os multi-rotor têm os rotores dentro de condutas. Esta configuração permite que se resolvam dois dos maiores problemas existentes nos multi-rotor, os danos causados nas hélices devido a impactos em obstáculos ou mesmo nas aterragens mal conseguidas e a autonomia da aeronave. Isto é possível porque as condutas não só protegem as hélices como, supostamente, aumentam a eficiência dos motores e, conseqüentemente, a autonomia do multi-rotor. O desenvolvimento e implementação de uma nova aeronave passa pelas fases de desenvolvimento estrutural e desenvolvimento do controlo. Este trabalho foca-se na primeira fase, havendo algumas restrições nas dimensões e peso máximos, para que seja facilmente transportado por apenas um indivíduo. Neste projeto pretende-se estudar as dimensões que das condutas a desenvolver, estudar o número de motores a implementar na aeronave. Para que a implementação seja o mais vantajosa possível tem-se como objetivo iterar diferentes projetos, configurações, componentes e materiais a utilizar. Com estas iterações pretende-se otimizar o desenho, a autonomia, a carga e os custos de fabrico do veículo aéreo.

Pretende-se ainda neste trabalho estudar e atestar os benefícios da implementação das condutas. Verificar os benefícios no impulso debitado por cada motor, através da comparação entre resultados de rotor livre e com conduta num banco de testes e ainda estudar os benefícios em voo ao averiguar a autonomia máxima da aeronave com e sem condutas. É assim possível verificar se o aumento de peso imposto pelas condutas é justificável e benéfico. Durante a fase de desenvolvimento, pretende-se garantir que a aeronave é capaz de transportar alguns sensores (sensor radiológico e câmara) para desempenhar missões no âmbito da inspeção radiológica.

O objetivo final fazer uma análise dos resultados obtidos ao longo de todo o projeto e tirar algumas conclusões relativas à comparação entre todos os resultados teóricos e da pesquisa com os resultados da implementação e otimização da aeronave construída.

1.4 Requisitos

Na sua aplicação prática, pretende-se que o veículo aéreo seja capaz de fazer inspeção radiológica, através da utilização de um sensor radiológico e de uma câmara de profundidade.

Tendo em conta a missão pretendida e, outros parâmetros como o tempo de recarga de uma bateria e tempo de recolha de dados, definiram-se os seguintes requisitos para a aeronave:

Velocidade horizontal	0.1 m/s
Velocidade vertical	0.1 m/s
Autonomia mínima	30 minutos
Componentes necessários à missão	Sensor radiológico, câmara de profundidade
Transporte	Transportável em viatura com bagageira reduzida
Configurações necessárias	Possibilidade de montar os motores com e sem conduta

1.5 Estrutura

A presente dissertação encontra-se dividida em 6 capítulos, nos quais está incluído este primeiro. Nele é feita uma introdução ao tema da dissertação, são expostas as principais motivações e são definidos tanto os objetivos como os requisitos.

O capítulo 2, consiste na revisão bibliográfica e contém a explicação da origem das hélices com conduta e a sua evolução até aos dias de hoje. Também neste capítulo é apresentada a teoria que permitiu determinar o tamanho mínimo das hélices e a potência consumida pelo conjunto motor-hélice em cada fase do voo, para as configurações com e sem conduta. Ainda neste capítulo são demonstrados os estudos que permitem estimar os efeitos da proximidade da hélice ao solo e também os que permitem estimar a flexão dos braços da aeronave quando sujeitos às forças impostas pelo conjunto motor-hélice.

No capítulo 3 está presente a explicação e os respectivos resultados da pesquisa exaustiva que foi realizada para determinação e otimização dos componentes elétricos a utilizar na aeronave. Também neste capítulo, apesar de a pesquisa não ter sido tão aprofundada, são apresentados os componentes mecânicos e as razões para a sua escolha.

O capítulo 4 retrata os constrangimentos e as soluções encontrados no projeto estrutural da aeronave, nomeadamente o estudo sobre a localização dos pés da aeronave; a distância mínima que as hélices teriam de se distanciar do solo enquanto pousada; o dimensionamento das condutas e o processo iterativo para otimização do processo de fabrico destas; é estudada a influência das forças criadas pelo motor na flexão dos braços; é descrito o processo de construção da estrutura principal e, por último, é calculada a autonomia esperada para a aeronave com duas baterias diferentes.

No capítulo 5 estão explicados os ensaios experimentais executados, a justificação para os fazer e os respectivos resultados. São explicados os processos para avaliar os benefícios da introdução de uma conduta à volta da hélice, avaliar os efeitos da proximidade ao solo, da proximidade de paredes e da proximidade de obstáculos num nível superior ao plano do rotor. Os resultados são apresentados em gráficos e explicados. Ainda neste capítulo são projetados possíveis testes em voo para teste da

autonomia da aeronave.

No capítulo 6, são apresentadas as conclusões retiradas do projeto, destacando os contributos alcançados com o trabalho desenvolvido. Este capítulo termina com breves recomendações para trabalhos futuros.

Capítulo 2

Revisão Bibliográfica

2.1 *Ducted Fans*

Jason L. Pereira et al. [5], escreve que as tentativas de implementação de condutas em torno das hélices remontam ao ano de 1923. Foi, neste ano, que Georges Hamel patenteou uma ideia que descreve uma aeronave de asa fixa com hélices embutidas nas asas, com os eixos na direção vertical e perpendicular à corda da asa, como demonstra a figura 2.1. Com esta configuração pretendia-se obter uma aeronave que combinasse as características de um avião e de um helicóptero, ou seja, boa performance a altas velocidades e também maior segurança tanto em voos a baixa velocidade como em voo vertical perto do solo. [9]

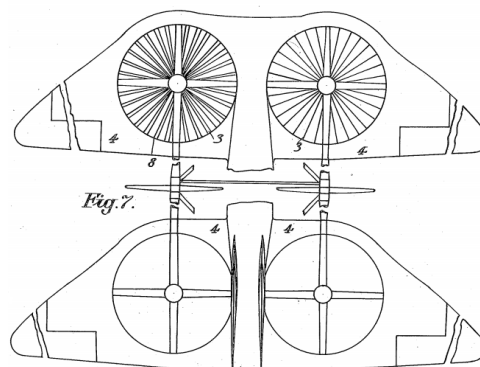


Figura 2.1: Patente idealizada por Georges Hamel [10]

Em 1933, Luigi Stipa investigou os efeitos de integrar um *propeller* numa fuselagem oca, cujo interior era em forma de um tubo de venturi, ver figura 2.2. Com a construção desta configuração foi possível detetar melhorias no impulso e na redução do consumo de potência comparativamente ao rotor aberto. [11]

Alguns anos depois, nos anos 40, o estudo sobre a introdução de condutas em torno das hélices foi aprofundado. Na Alemanha, Krüger estudou a influência de condutas com diferentes perfis no *Aerodynamics Research Institute*. Küchemann e Webber fizeram análises teóricas com o principal objetivo de aumentar a eficiência das hélices de aeronaves em voo a baixa velocidade e no processo de descola-

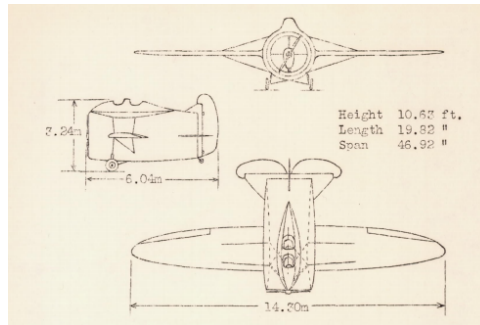


Figura 2.2: Aeronave idealizada por Luigi Stipa [11]

gem, que estavam inicialmente desenhadas para terem uma boa performance em voos a velocidades elevadas. Em 1948, Platt [12] fez testes estáticos em ambiente exterior com duas hélices, uma com conduta e outra sem. Estes testes serviram para testar a influência do comprimento da conduta e da área de saída, com diferentes ângulos das hélices. Com estes testes Platt verificou que as hélices com condutas debitavam aproximadamente o dobro da potência das hélices livres, sendo que o comprimento e a área de saída da conduta não influenciavam muito os resultados. Foi nesta década que o estudo sobre tal tema se expandiu globalmente. [5]

Em 1955, Parlett [13] estudou o efeito da velocidade do escoamento e do ângulo de ataque no que respeita à sustentação, arrasto e momento de pranchamento com a utilização de uma conduta. Neste estudo foram realizados testes experimentais com a conduta e o motor, sem hélice, e com o modelo completo em funcionamento. Neste estudo foram também estudados os efeitos das diferentes dimensões dos lábios da conduta. Com o objetivo de desenvolver aeronaves pilotadas capazes de realizar V/STOL (*Vertical/Short Take-Off and Landing*), começaram a desenvolver-se cada vez mais aeronaves com condutas em torno das hélices, resultando em aeronaves tais como os Doak 16 VZ-4, Bell X-22A e Nord 500 Cadet (2.3).

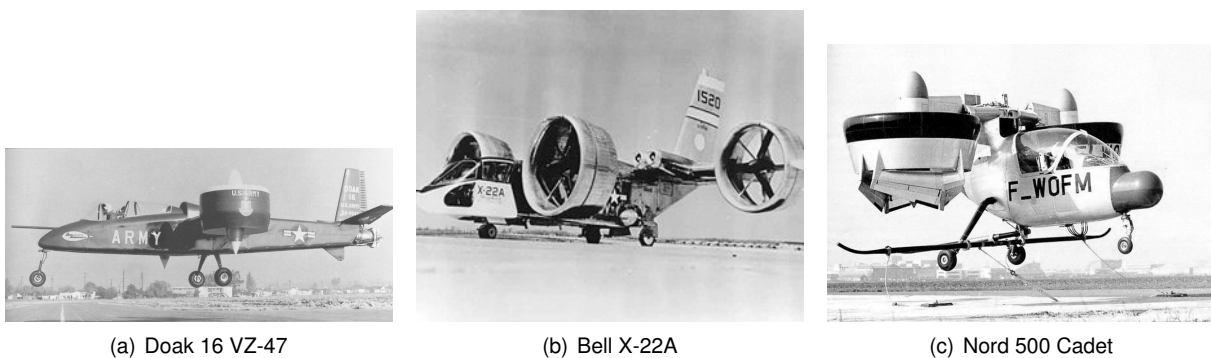


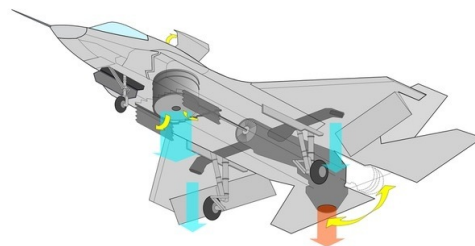
Figura 2.3: Primeiras aeronaves a utilizar condutas para V/STOL [14]

Em 2001, foi testada e concluída com sucesso a primeira descolagem vertical do *Lockheed Martin X-35*, tornando-se esta a primeira aeronave supersônica a realizar VTOL. Esta aeronave utiliza uma conduta vertical no centro da fuselagem, ver figura 2.4, o que permite realizar a descolagem vertical [15].

As condutas foram também muito estudadas no âmbito dos helicópteros, principalmente para utilização



(a) F-35B [15]



(b) Mecanismo de VTOL [16]

Figura 2.4: Lockheed Martin X-35

no rotor de cauda. Estudos sobre esta nova configuração começaram a aparecer em 1970, por parte de Mouille. Este novo *design* é conhecido como *Fan-in-Fin* ou *Fenestron*. A introdução de condutas em torno dos rotores de cauda implica que a potência necessária para contrariar o torque do rotor principal seja menor relativamente a um rotor aberto. Este fator permite também reduzir o tamanho e o peso do rotor de cauda. Esta configuração permite ainda aumentar a segurança e reduzir o ruído produzido pelo rotor [17].



Photo taken by: Munnaf H. Joarder

Figura 2.5: Rotor de Cauda *Fenestron*

Já em 2009, com o desenvolvimento de novas tecnologias Zhao, [8], estudou os coeficientes aerodinâmicos e os padrões de escoamento a várias velocidades e diferentes ângulos de ataque, em torno de um *Ducted Fan VTOL UAV*, que a *School of Aerospace, Mechanical and Manufacturing Engineering* (SAME) em RMIT estava a desenvolver. Este estudo foi realizado utilizando principalmente Mecânica dos Flúídos Computacional (CFD) que se tem demonstrado uma ferramenta muito útil na predição do escoamento exterior de veículos e análise do escoamento no interior de condutas. Neste estudo também foram realizados testes em túnel de vento para que fosse possível obter uma comparação com os resultados em CFD e fazer o cruzamento de ambos os resultados e otimizar o modelo dinâmico do drone.

No que diz respeito às variáveis que condicionam tanto o escoamento no interior da conduta, como também as dimensões, características e *design* da mesma, existem estudos específicos sobre estes temas.

Myers [18], cita R. W. Hovey, para afirmar que o raio dos lábios r_{lip} da conduta deve ser grande o suficiente para maximizar o impulso estático, não desprezando o aumento no arrasto causado pelo aumento de tamanho. Afirma assim, que o raio dos lábios da conduta deve estar entre os 5 e os 15% do diâmetro máximo das hélices. Parlett [13] afirma que com o aumento deste raio a eficiência do impulso estático aumenta. No mesmo estudo é afirmado que o espaço entre a ponta da hélice e a conduta, δ_{tip} , tem que ser o mais pequeno possível para diminuir ao máximo os vórtices na ponta da pá e aumentar o impulso. Refere-se que o espaçamento deve ser inferior a 0.015 polegadas para hélices com diâmetro até 18 polegadas.

O ângulo da conduta, θ_d é um parâmetro também tido em consideração neste estudo e que tem bastante influência na eficiência do conjunto hélice e motor. Myers afirma que se deve ter especial cuidado para evitar que ocorra a separação do escoamento no interior da conduta, o que provocaria uma diminuição expressiva da eficiência.

Jason L. Pereira [5], realizou testes experimentais em condutas variando os diferentes parâmetros e, iterou os melhores valores para cada variável. Concluiu que os melhores valores a implementar são $\delta_{tip} = 0.1\% D_t$, $r_{lip} = 13\% D_t$ e $\theta_d = 10 \text{ deg}$. Pereira foi mais longe nos testes e estudou a influência do comprimento da conduta, L_d , concluindo que o valor deste parâmetro deve estar compreendido no intervalo de valores entre $50\% - 72\% D_t$, sendo D_t o diâmetro máximo da hélice. Ver imagem 2.6.

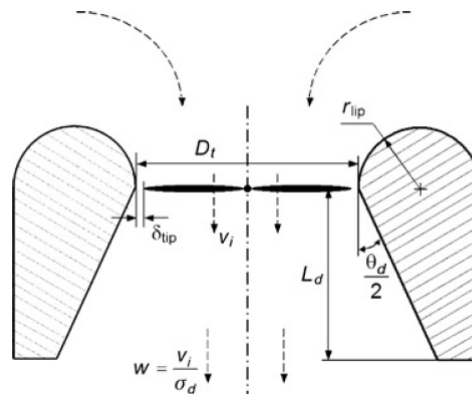


Figura 2.6: Corte transversal de uma conduta [5]

Todos estes estudos têm dado provas dos benefícios da implementação das condutas nos rotores. Como tal, apesar de poucos, têm surgido VANTs com esta característica a fim não só de aumentar a autonomia da aeronave como também aumentar a segurança desta e proteger os seus utilizadores [19]. É de notar que atualmente, nas aeronaves não tripuladas, as condutas são utilizadas principalmente quando a velocidade de deslocamento horizontal é elevada e as condutas estão com um ângulo de ataque reduzido. São exemplo destas aeronaves as resultantes dos estudos de Zhao [8] e Graf [20].

Os multi-rotor, sendo ainda uma configuração relativamente recente, estão menos explorados do que os restantes. Por esta razão e também devido ao difícil controlo que o vento provoca, os multi-rotor com condutas são ainda algo raros [21].

Atualmente existem poucas aeronaves com esta configuração. Sendo o *Starkid X-UFO* e o *Snap*,

este último da *Vantage Robotics*, exemplos dos multi-rotor existentes com proteções das hélices. Sucede que grande parte destes VANTs contém uma proteção da hélice contra impactos mas não tem condutas que para além de proteger os hélices também beneficiem a autonomia do sistema. Falta explorar e desenvolver estas aeronaves que utilizem os estudos mais recentes em que se implementem condutas que aumentam a autonomia e não só a segurança.

Para tal é necessário fazer estudos acerca do impulso desenvolvido pelas hélices e motores com rotor aberto e quais os benefícios da implementação de condutas. A Teoria do Momento Linear é uma aproximação teórica que permite estudar estas variáveis.

2.2 Teoria do Momento Linear

A Teoria do Momento Linear começou a ser desenvolvida em 1965, por Rankine, sendo que a sua aplicação inicial seria em hélices marítimas [22].

Nesta teoria, o impulso produzido é visto como uma reação à força necessária para acelerar uma certa massa de ar através de um disco atuador [22, 23]. A teoria desenvolve-se em torno das leis da conservação da massa, momento e energia, aplicadas a um volume de controlo que engloba o rotor e a sua esteira [22].

Assim, é possível obter uma aproximação do impulso debitado e da potência consumida pelo rotor tendo em conta apenas o diâmetro do mesmo, ignorando-se os detalhes do escoamento em torno das pás do rotor, o *pitch* das pás e a velocidade de rotação do rotor. Para a mesma teoria ser aplicada é necessário ter em conta as seguintes hipóteses, [22, 23],:

- Escoamento incompressível.
- Escoamento estacionário, invíscido e irrotacional.
- Escoamento unidimensional, uniforme no plano do rotor e na esteira.
- Não há rotação da esteira.
- Rotor actua como um disco com um número infinito de pás, impondo uma energia constante no escoamento.

A figura 2.7 esquematiza um rotor livre a pairar. A secção 0 representa uma zona suficientemente acima do rotor onde o escoamento é quiescente. As secções 1 e 2 são, respectivamente, as zonas imediatamente acima e abaixo do rotor. A secção ∞ representa a zona onde a esteira está completamente desenvolvida.

Estabelecendo que a fronteira delimitadora do volume de controlo é impermeável ao escoamento, temos:

$$\dot{m} \cdot \vec{dl} = 0 \quad (2.1)$$

Na qual $\vec{dl}$ é o versor da direção perpendicular à superfície de fronteira e $\dot{m}$ representa o caudal

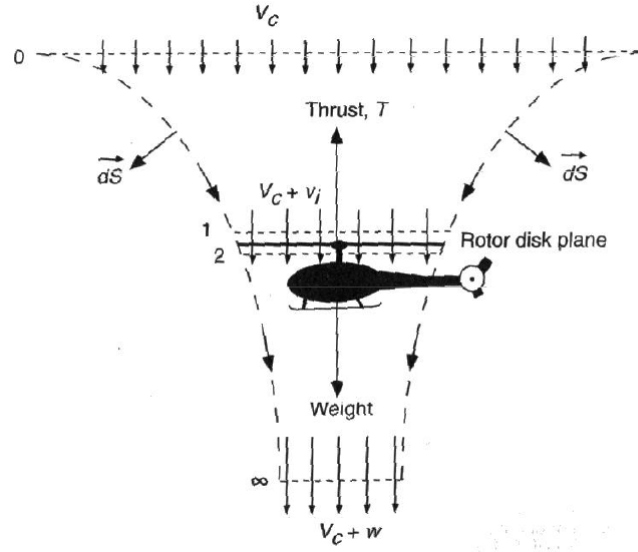


Figura 2.7: Modelo do volume de controlo para teoria do momento linear [17]

mássico. O caudal que entra no volume de controlo, na superfície 0, será:

$$\dot{m}_0 = \rho V_C A_0 \quad (2.2)$$

Em que ρ é a densidade do ar, V_C a velocidade de subida e A_0 a área de entrada. O caudal na superfície de saída do volume é:

$$\dot{m}_\infty = \rho V_\infty A_\infty = \rho(V_C + w)A_\infty \quad (2.3)$$

Na qual $\dot{m}_\infty$ é o caudal mássico no plano da esteira totalmente desenvolvida; V_∞ é a velocidade da esteira; A_∞ é a área da esteira totalmente desenvolvida; e w é a velocidade induziida da esteira.

Visto que se considera não haver fontes nem poços no interior do volume de controlo, o caudal mássico que entra tem que ser igual ao que sai:

$$\dot{m}_0 = \dot{m}_\infty \Rightarrow \rho V_C A_0 = \rho V_\infty A_\infty = \rho(V_C + w)A_\infty \quad (2.4)$$

2.2.1 Voo Pairado

Neste tipo de voo, a aeronave encontra-se com velocidade axial nula, pelo que se faz a velocidade de subida tender para 0:

$$V_C \approx 0 \quad (2.5)$$

Assim, no disco actuador a velocidade é v_i e na esteira completamente desenvolvida (plano de saída) é w .

Dado que a força aplicada é igual à taxa de variação do momento linear e, estando a aplicar a um volume de controlo temos que a força aplicada no volume é igual à taxa de variação à saída menos a

taxa de variação à entrada. A velocidade em ambos os planos é constante logo a taxa de variação é o produto do caudal com a velocidade:

$$V_C \approx 0 \Rightarrow T = \dot{m}_\infty w - 0 = \dot{m} w \quad (2.6)$$

É possível equacionar que a potência é igual à taxa de variação da energia cinética:

$$T v_i = \frac{1}{2} \dot{m}_\infty w^2 - 0 = \frac{1}{2} \dot{m} w^2 \quad (2.7)$$

Sendo o caudal constante ao longo do volume de controlo, das equações 2.6 e 2.7 tem-se:

$$\frac{T}{\dot{m}} = w \Rightarrow w v_i = \frac{1}{2} w^2 \Rightarrow v_i = \frac{1}{2} w \quad (2.8)$$

Assim, obtém-se a relação entre áreas do disco e da esteira:

$$\dot{m} = \dot{m}_\infty \Rightarrow \rho v_i A = \rho w A_\infty \Rightarrow A = \frac{1}{2} A_\infty \quad (2.9)$$

Obtém-se que a área da esteira completamente desenvolvida é metade da área do disco actuador.

Sabendo a relação entre v_i e w , através da equação 2.6 é possível obter a equação para a velocidade induzida no plano do rotor para pairar:

$$T = \dot{m} w = (\rho A v_i)(2v_i) \Rightarrow v_p = \sqrt{\frac{T}{2\rho A}} \quad (2.10)$$

Tendo o valor da velocidade induzida é possível calcular o valor da potência necessária para pairar:

$$P_p = T v_p = \frac{T^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2\rho A}} \quad (2.11)$$

Estes valores podem também ser obtidos através de uma aproximação com as equações de Bernoulli antes ou depois do disco actuador mas não através deste.

A força é obtida através do produto da variação da pressão com área [24], ou seja:

$$T = \Delta p A \quad (2.12)$$

Aplicando as equações de Bernoulli na secção entre os planos 0 e 1 (imediatamente antes do plano do disco), com $V_C = 0$:

$$p_\infty + 0 = p_1 + \frac{1}{2} \rho v_p^2 \Rightarrow p_\infty = p_1 + \frac{1}{2} \rho v_p^2 \quad (2.13)$$

Aplicando agora na secção entre os planos 2 (imediatamente após o disco) e ∞ (esteira completamente desenvolvida):

$$p_2 + \frac{1}{2} \rho v_p^2 = p_\infty + \frac{1}{2} \rho w^2 \quad (2.14)$$

Utilizando a relação entre v_p e w obtida na equação 2.8 na equação 2.14, obtém-se:

$$p_2 + \frac{1}{2}\rho v_p^2 = p_\infty + \frac{1}{2}\rho(2v_p)^2 \Rightarrow p_2 = p_\infty + \frac{3}{2}\rho(v_p)^2 \quad (2.15)$$

Substituindo agora 2.13 em 2.15, resulta:

$$p_2 = p_1 + \frac{1}{2}\rho(v_p)^2 + \frac{3}{2}\rho(v_p)^2 = p_1 + 2\rho(v_p)^2 \quad (2.16)$$

Substituindo agora 2.16 na equação 2.12, tem-se:

$$T = (p_2 - p_1)A = 2A\rho(v_p)^2 \quad (2.17)$$

De onde se volta a obter 2.10.

Os cálculos demonstrados até agora consideram sempre que o disco atuador é ideal, não considerando por isso, efeitos não ideais. Assim, para aproximar os cálculos de uma situação real, são aplicadas algumas correções. Para corrigir a Potência Ideal:

$$P_i = kP_I \quad (2.18)$$

Onde k é o factor de potência induzida e P_i é a potência induzida. Este fator tem normalmente valores próximos de 1.15, o que significa que a potência real necessária para gerar a propulsão T é 15% superior aos valores obtidos teoricamente.

Outra correção passa pela integração, nos cálculos, da resistência aerodinâmica nas pás P_0 . Assim:

$$P_i = kP_I + P_0 \quad (2.19)$$

Na qual,

$$P_0 = \frac{1}{8}\rho N_b \Omega^3 c C_{d0} R^4 \quad (2.20)$$

Na qual N_b representa o número de pás na hélice, Ω representa a velocidade de rotação da hélice e C_{d0} representa o coeficiente de arrasto parasita.

Como normalmente $P_0 \ll P_i$, pode negligenciar-se o valor de P_0 [22]. Assim, 2.19 fica:

$$P_i = kP_I \quad (2.21)$$

2.2.2 Voo Axial

Após demonstração dos cálculos da potência necessária para pairar é possível demonstrar como alcançar a potência consumida num voo axial. Para tal, considera-se que o multirrotor tem velocidade vertical (subida ou descida) e velocidade horizontal nula. O voo axial é feito a velocidade constante, o que significa que não há aceleração logo, o somatório de forças tem de ser zero [22].

Como visto em 2.2.1, no nosso volume de controlo a força aplicada é igual à taxa de variação do

momento linear à saída menos a taxa de variação do mesmo à entrada:

$$T = \dot{m}_\infty(V_C + w) - \dot{m}_0 V_C = \dot{m}w \quad (2.22)$$

Que é o mesmo resultado obtido para voo pairado. Assim, a potência vem dada por:

$$P = T(V_C + v_i) = \frac{1}{2}\dot{m}_\infty(V_C + w)^2 - \frac{1}{2}\dot{m}_\infty(V_C)^2 = \frac{1}{2}\dot{m}(2V_C + w) \quad (2.23)$$

Tendo a fórmula da potência (de 2.11) e substituindo em 2.23, obtém-se:

$$\dot{m}w(V_C + v_i) = \frac{1}{2}\dot{m}(2V_C + w) \Rightarrow V_C + v_i = V_C + \frac{w}{2} \Rightarrow w = 2v_i \quad (2.24)$$

Reescrevendo a equação 2.22 com a condição obtida em 2.24, tem-se:

$$T = \dot{m}w = \rho A(V_C + v_i)w = \rho A(V_C + v_i)2v_i \quad (2.25)$$

Relembrando que em voo pairado a velocidade induzida no plano do rotor pode ser dada por:

$$v_p^2 = \frac{T}{2\rho A} = (V_C + v_i)v_i = V_C v_i + v_i^2 \quad (2.26)$$

De onde se pode obter a equação:

$$\left(\frac{v_i}{v_p}\right)^2 + \frac{V_C}{v_p} \frac{v_i}{v_p} - 1 \quad (2.27)$$

Tendo como solução:

$$\frac{v_i}{v_p} = -\left(\frac{V_C}{2v_p}\right) \pm \sqrt{\left(\frac{V_C}{2v_p}\right)^2 + 1} \quad (2.28)$$

Voo com Velocidade de Subida

Para a situação de voo com velocidade de subida, apenas se tem em consideração a solução positiva da equação 2.28, ou seja:

$$\boxed{\frac{v_i}{v_p} = -\left(\frac{V_C}{2v_p}\right) + \sqrt{\left(\frac{V_C}{2v_p}\right)^2 + 1}} \quad (2.29)$$

Voo com Velocidade de Descida

Para a situação de voo com velocidade de descida, apenas se tem em consideração a solução negativa da equação 2.28, ou seja:

$$\boxed{\frac{v_i}{v_p} = -\left(\frac{V_C}{2v_p}\right) - \sqrt{\left(\frac{V_C}{2v_p}\right)^2 + 1}} \quad (2.30)$$

O cálculo da potência necessária para voo vertical pode ser feito relacionando com a potência

necessária para pairar:

$$\frac{P_v}{P_p} = \frac{T(V_C + v_i)}{T v_p} = \frac{V_C}{v_p} + \frac{v_i}{v_p} \quad (2.31)$$

Substituindo as equações 2.29 e 2.30 na equação 2.31 obtém-se, respectivamente, para subida e para descida as seguintes equações:

$$\frac{P_C}{P_p} = \frac{V_C}{v_p} - \left(\frac{V_C}{2v_p} \right) + \sqrt{\left(\frac{V_C}{2v_p} \right)^2 + 1} = \left(\frac{V_C}{2v_p} \right) + \sqrt{\left(\frac{V_C}{2v_p} \right)^2 + 1} \quad (2.32)$$

$$\frac{P_C}{P_p} = \frac{V_C}{v_p} - \left(\frac{V_C}{2v_p} \right) - \sqrt{\left(\frac{V_C}{2v_p} \right)^2 + 1} = - \left(\frac{V_C}{2v_p} \right) - \sqrt{\left(\frac{V_C}{2v_p} \right)^2 + 1} \quad (2.33)$$

2.2.3 Voo Horizontal

Faltando apenas o voo horizontal, é necessário que o plano do rotor esteja inclinado de forma a que seja gerada uma força com uma componente vertical, que crie impulso suficiente para contrariar o peso da aeronave e, uma componente horizontal que permita que haja o movimento horizontal.

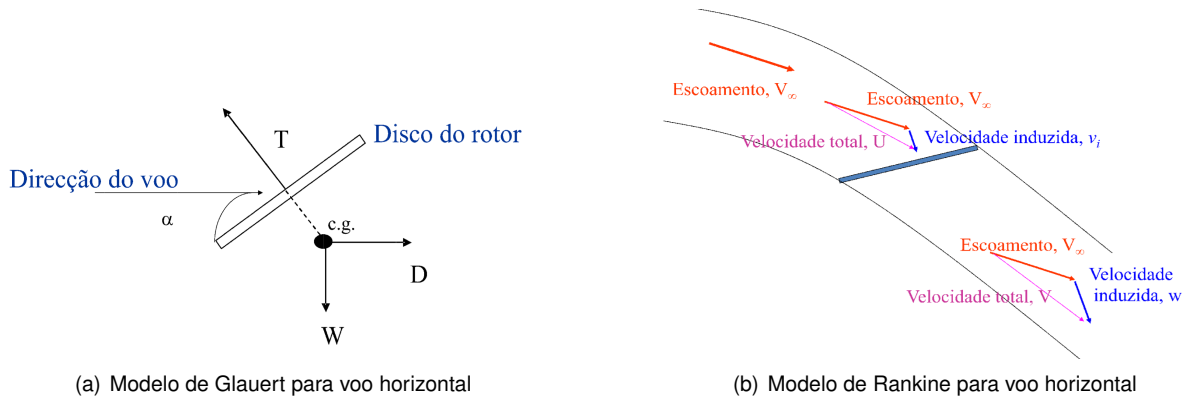


Figura 2.8: Modelos do escoamento no plano do rotor para voo horizontal [22]

O modelo de Glauert e Rankine são feitos da mesma forma, com o volume de controlo a envolver o rotor com uma secção de entrada a montante do rotor e uma secção de saída a jusante, onde a esteira está completamente desenvolvida [22]. Distinguindo-se numa grande diferença no que respeita à simetria do volume de controlo, porque o modelo de Rankine utiliza um volume de controlo axissimétrico, onde o eixo do volume é perpendicular ao plano do rotor. Rankine define que no volume de controlo existe uma componente horizontal da velocidade (velocidade de avanço) à qual se deve somar uma componente vertical ao plano do rotor (velocidade induzida), o que implica que o eixo do volume de controlo seja uma curva (ver figura 2.8(b))

Como é visível na figura 2.9, seguindo o modelo de Rankine, a velocidade total no plano do rotor, resultante da soma vectorial da velocidade de aproximação e da velocidade induzida, pode ser decomposta numa velocidade perpendicular ao plano do rotor e outra paralela a esse plano.

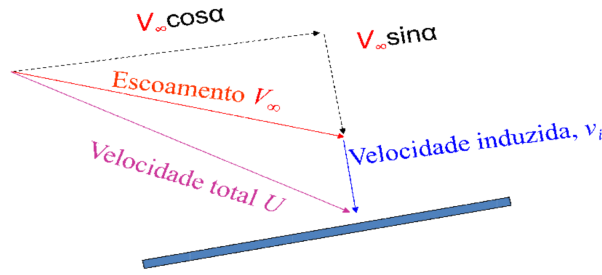


Figura 2.9: Modelo do volume de controle para teoria do momento linear [17]

Estudando a equação do momento linear na direção perpendicular ao plano do rotor, tem-se:

$$T = \dot{m}(V_V \sin(\alpha) + w) - \dot{m}(V_V \sin(\alpha)) = \dot{m}w \quad (2.34)$$

Obtém-se o mesmo resultado obtido para o voo pairado e voo vertical. Estudando a equação da energia na mesma direção:

$$P = T(V_V \sin(\alpha) + v_i) = \frac{1}{2}(V_V \sin(\alpha) + w)^2 - \frac{1}{2}(V_V \sin(\alpha))^2 = \frac{1}{2}(2V_V w \sin(\alpha) + w)^2 \quad (2.35)$$

Utilizado a equação 2.34 na equação 2.35, obtém-se:

$$\dot{m}w(V_V \sin(\alpha) + v_i) = \frac{1}{2}(2V_V w \sin(\alpha) + w)^2 \Rightarrow 2wv_i + 2V_V w \sin(\alpha) = 2V_V w \sin(\alpha) + w^2 \quad (2.36)$$

Sendo assim possível concluir que, tal como para o voo pairado e axial, a velocidade induzida na esteira é o dobro da velocidade induzida no rotor. Assim:

$$2wv_i = w^2 \Rightarrow 2v_i = w \quad (2.37)$$

Sabendo que o caudal mássico total no disco é dado por:

$$\dot{m}_d = \rho AU \quad (2.38)$$

Onde a velocidade $\vec{U}$ é a soma vectorial da velocidade a infinito, $\vec{V}_\infty$, e a velocidade induzida no rotor, $\vec{v}_i$. Assim, a equação 2.34 pode ser reescrita:

$$T = \dot{m}w = 2\dot{m}v_i = 2\rho A v_i \sqrt{V_\infty^2 + 2V_\infty v_i \sin(\alpha) + v_i^2} \quad (2.39)$$

Ainda na teoria de Glauert, a potência ideal é dada pelo produto da propulsão gerada pelo rotor com a componente da velocidade perpendicular ao plano do rotor.

$$P_{ideal} = T(V_\infty \sin \alpha + v_i) \quad (2.40)$$

Para se calcular um valor mais aproximado ao real tem que se contabilizar a resistência aero-

dinâmica no rotor, P_0 :

$$P = P_{ideal} + P_0 = T(V_\infty \sin \alpha + v_i) + P_0 \quad (2.41)$$

Do equilíbrio de forças, num deslocamento horizontal, sabe-se que $T \sin \alpha = D$ e, substituindo esta relação na equação 2.41 tem-se:

$$P = TV_\infty \sin \alpha + Tv_i + P_0 = Tv_i + DV_\infty + P_0 \quad (2.42)$$

Estas três parcelas constituem a equação da potência total, tal que:

- Potência induzida, $P_i = Tv_i$, diminui com o aumento da velocidade de avanço uma vez que a velocidade induzida diminui com a velocidade de avanço.
- Potência parasita, $P_p = DV_\infty$, aumenta com o aumento do cubo da velocidade de avanço, dada a expressão $DV_\infty = \frac{1}{2} \rho V_\infty^3 C_D S$.
- Potência da resistência aerodinâmica, P_0 .

Tendo conhecimento acerca de todos os tipos de voo possíveis, estuda-se agora os diferentes tipos de voo aplicado a motores com condutas.

2.3 Teoria do Momento Linear Aplicada a Condutas

A análise teórica de um rotor no interior de uma conduta foi aproximada analiticamente por Kruger, em 1949, e experimentalmente por Mort & Gamse, em 1967. A Teoria do Momento Linear, demonstrada na secção 2.2, pode ser extendida para os casos em que se tem uma conduta em torno do rotor.

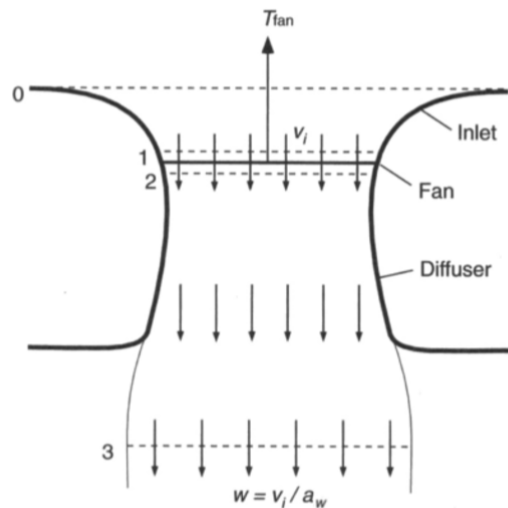


Figura 2.10: Modelo do volume de controlo para teoria do momento linear em condutas [25]

Tal como no caso em que se está perante um rotor aberto, também com uma conduta em torno do rotor se considera que suficientemente acima do plano do rotor (zona de admissão) a velocidade é nula

e a velocidade induzida no plano do rotor é v_i , ver figura 2.10, [17]. Pelo princípio da conservação da massa, tem-se:

$$\dot{m} = \rho A v_i = \rho (a_w A) w \quad (2.43)$$

Onde, devido ao *design* a área de escoamento na saída da conduta é $a_w A$, sendo w a velocidade do escoamento na saída e a_w o parâmetro de contração do escoamento. Isto resulta na relação:

$$w = \frac{v_i}{a_w} \quad (2.44)$$

Pelo princípio da conservação do momento, o impulso da hélice e da conduta é:

$$T = T_{duct} + T_{rotor} = \dot{m} w = (\rho A v_i) w = \frac{\rho A v_i^2}{a_w} \quad (2.45)$$

De onde se pode retirar a fórmula para a velocidade induzida no plano do rotor:

$$v_i = \sqrt{\frac{a_w T}{\rho A}} = \sqrt{\frac{T}{2 \rho A_{eff}}}, A_{eff} = \frac{A}{2 a_w} \quad (2.46)$$

Assumindo as mesmas condições de escoamento que foram assumidas para a teoria do momento linear, secção 2.2, é possível aplicar as equações de Bernoulli ao escoamento no interior da conduta. Entre as secções 0 e 1:

$$p_0 = p_1 + \frac{1}{2} \rho v_i^2 \quad (2.47)$$

Entre as secções 2 e 3:

$$p_2 + \frac{1}{2} \rho v_i^2 = p_0 + \frac{1}{2} \rho w^2 \quad (2.48)$$

Sabendo que $T = \Delta_p A$ e utilizando as equações 2.47 e 2.48, tem-se:

$$T_{rotor} = (p_2 - p_1) A = \frac{1}{2} \rho w^2 A \quad (2.49)$$

Utilizando as equações 2.45 e 2.49, é possível obter a relação entre o impulso do rotor e o impulso total:

$$\boxed{\frac{T_{rotor}}{T} = \frac{\frac{1}{2} \rho A w^2}{\rho A v_i w} = \frac{w}{2 v_i} = \frac{1}{2 a_w}} \quad (2.50)$$

Sabendo que a potência consumida pelo rotor é dada por $P_i = T v_i$ e, utilizando as equações 2.46 e 2.50, obtém-se:

$$\boxed{(P_i)_{rotor} = T_{rotor} v_i = \left(\frac{T}{2 a_w} \right) \sqrt{\frac{a_w T}{\rho A}} = \frac{T^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{4 a_w \rho A}}} \quad (2.51)$$

Assim, é também possível obter a relação entre a potência consumida por um rotor com conduta $(P_i)_{RC}$ e um rotor aberto $(P_i)_{RA}$:

$$\boxed{\frac{(P_i)_{RC}}{(P_i)_{RA}} = \frac{1}{\sqrt{2 a_w}}} \quad (2.52)$$

A equação 2.52 permite alcançar um resultado interessante, na medida em que permite perceber

que se a abertura da conduta for controlada de forma a que a esteira do rotor não contraia tanto como aconteceria com um rotor aberto, a potência que é necessário fornecer ao rotor é menor [17].

A Teoria do Momento Linear aplicada a rotores com condutas, não estuda o movimento horizontal uma vez que no plano do rotor não existem componentes horizontais da velocidade, visto que este escoamento é impedido pela existência dos lábios da conduta.

2.4 Efeito de Solo

Quando as aeronaves de asa rotativa voam perto do solo ocorre um fenómeno designado Efeito de Solo que influencia o desempenho desta e todos os cálculos referentes à teoria do momento linear. O facto de a aeronave estar a baixa altitude faz com que a esteira do rotor expanda rapidamente ao aproximar-se do solo e, conseqüentemente, tanto a velocidade da esteira como a velocidade induzida são alteradas, afectando assim o impulso produzido pela hélice.

Em Cunha [26] é citado o estudo de *Cheesman & Bennet*, no qual os autores estudaram analiticamente o efeito de solo utilizando o método das imagens:

$$\left[\frac{T}{T_\infty} \right]_{P=const} = \frac{1}{1 - \frac{\left(\frac{R}{4z}\right)^2}{1 + \left(\frac{\mu}{\lambda_i}\right)^2}} \quad (2.53)$$

Na qual R representa o raio do rotor e z a distância do plano do rotor ao solo. Estudando a equação 2.53, o efeito de solo pode ser visto como um incremento de propulsão para a mesma potência consumida. Assim, é possível obter:

$$\lambda_{ses} T_{ses} = \lambda_{fes} T_{fes} \Rightarrow \frac{\lambda_{ses}}{\lambda_{fes}} = \frac{T_{fes}}{T_{ses}} = k_g \quad (2.54)$$

Este incremento de propulsão para a mesma potência consumida pode também ser visto como uma diminuição na potência necessária para gerar a mesma propulsão, com k_g o coeficiente da potência para o efeito de solo tem-se:

$$\left[\frac{P_{ses}}{P_{fes}} \right]_{T=const} = \left[\frac{C_{P_{ses}}}{C_{P_{fes}}} \right]_{P=const} = k_g \quad (2.55)$$

Betz sugere:

$$\left[\frac{P_{ses}}{P_{fes}} \right]_{T=const} = k_g = \frac{2z}{R} \quad (2.56)$$

Utilizando dados experimentais, Hayden sugere:

$$P = P_0 + k_g P_\infty \quad (2.57)$$

Na qual:

$$k_g = \frac{1}{A + B \left(\frac{2R}{z}\right)^2}, \quad \begin{cases} A = 0.9926 \\ B = 0.0379 \end{cases} \quad (2.58)$$

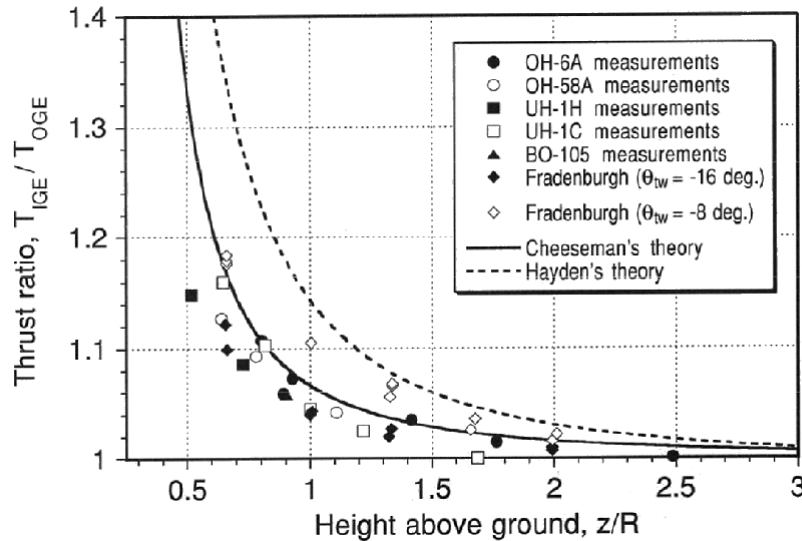


Figura 2.11: Comparação do efeito de solo na geração de potência entre os resultados teóricos e experimentais [17]

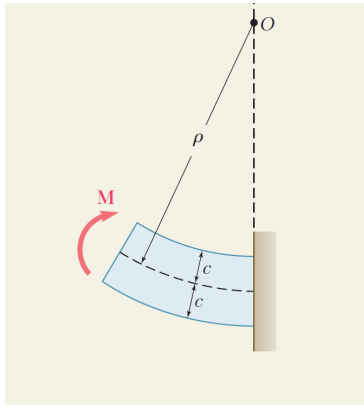
O efeito de solo vai também depender da velocidade horizontal do helicóptero, dado que esta velocidade afecta o desenvolvimento da esteira do rotor e, por isso toda a aerodinâmica deste. Para pequenas velocidades horizontais, há a geração de um vórtice junto ao chão na parte da frente do rotor, o que pode levantar poeiras e pedras que podem ser projectadas ou embater na aeronave e danificá-la. Com o aumento da velocidade horizontal, o vórtice aumenta de tamanho e desloca-se para a parte frontal do rotor. Com isto existe uma alteração da velocidade induzida nas posições azimutais da pá junto dos 180°. Consequentemente, existe um aumento aparente da potência consumida.

2.5 Flexão de Barras

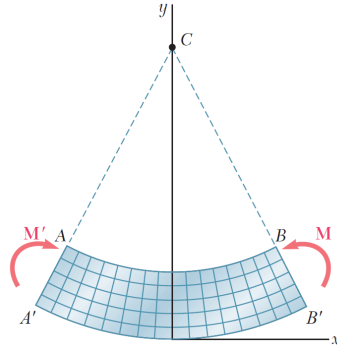
O estudo da flexão de barras serve para averiguar quanto uma barra flecte quando sujeita a uma determinada força, a uma determinada distância do ponto de apoio da barra. Sendo uma boa aproximação ao que acontece quando um motor está a aplicar forças nos braços da aeronave.

Na flexão de é de notar que todos os cortes transversais se mantêm perpendiculares ao eixo central da barra. Em caso de isto não se verificar, significa que a barra não é uniforme. Supondo que se divide a barra num elevado número de elementos cúbicos, com as faces paralelas aos planos de coordenadas, os planos da barra durante a flexão mantêm-se como na imagem 2.12(b) [27].

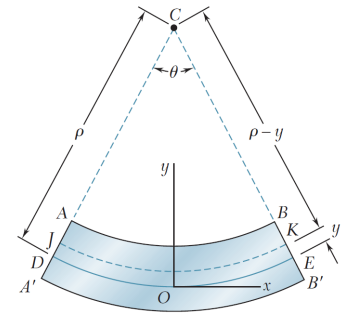
Denotando ρ como o raio do arco DE e θ o ângulo central correspondente a DE e dado L ser igual



(a) Representação da flexão de uma barra [27]



(b) Alinhamento dos planos da barra durante a flexão [27]



(c) Variáveis resultantes da flexão de uma barra [27]

Figura 2.12: Representação da flexão de uma barra

ao comprimento da barra não flectida (ver figura 2.12(c)), é possível escrever a equação:

$$L = \rho\theta \quad (2.59)$$

Considerando agora o arco JK , localizado a uma distância y acima do plano neutro, obtém-se:

$$L' = (\rho - y)\theta \quad (2.60)$$

Dado que o comprimento de JK era o mesmo que L , pode calcular-se a deformação de JK através da equação:

$$\delta = L' - L = (\rho - y)\theta - \rho\theta = -y\theta \quad (2.61)$$

A tensão longitudinal nos elementos de JK é igual ao quociente entre a deformação e o comprimento original de JK , ou seja:

$$\epsilon_x = \frac{\sigma}{L} = \frac{-y\theta}{\rho\theta} \Rightarrow \epsilon_x = -\frac{y}{\rho} \quad (2.62)$$

Na qual ϵ_x representa a tensão longitudinal, y representa a distância de flexão e θ representa o ângulo central de flexão.

Na equação 2.62 o sinal de negativo deve-se ao facto de se ter considerado que o momento flector era positivo e assim, a barra ser concave no sentido ascendente.

Visto que os planos transversais se mantêm planos, deformações idênticas vão existir em todos os planos paralelos ao plano de simetria. Assim, o valor da tensão dado pela equação 2.62 é válida em qualquer ponto, sendo possível concluir que a tensão longitudinal normal ϵ_x varia linearmente com a distância entre y e o plano neutro.

ϵ_x alcança o seu valor máximo absoluto quando y é máximo. Denotando c como a maior distância ao plano neutro, ou seja, correspondente à superfície superior ou inferior da barra, e ϵ_m o valor máximo da tensão tem-se:

$$\epsilon_m = \frac{c}{\rho} \quad (2.63)$$

Resolvendo a equação 2.63 e substituindo na equação 2.62, obtém-se:

$$\epsilon_x = -\frac{y}{c}\epsilon_m \quad (2.64)$$

Considera-se agora que o momento de torção M é tal que a tensão normal se mantém abaixo daquela que separa o comportamento elástico em comportamento plástico do material da barra, σ_Y . Neste caso já se aplica a lei de Hooke para as forças uniaxiais.

Utilizando a equação 2.64 e multiplicando ambos os termos pelo módulo de elasticidade (E), obtém-se:

$$E\epsilon_x = -\frac{y}{c}(E\epsilon_m) \quad (2.65)$$

Assumindo que o material é homogêneo, tem-se na direção longitudinal:

$$\sigma_x = E\epsilon_x \Rightarrow \sigma_x = -\frac{y}{c}\sigma_m \quad (2.66)$$

Na qual σ_m representa o máximo valor absoluto da tensão. Este resultado mostra que em comportamento elástico, a tensão normal varia linearmente com a distância ao plano neutro (ver figura 2.13).

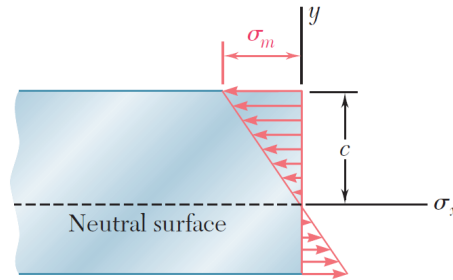


Figura 2.13: Representação da tensão de flexão [27]

Numa barra sujeita a flexão pura e, sujeita a uma tensão que não ultrapassa a tensão de cedência, o eixo neutro passa sempre pelo centróide da secção [27]. Considerando um eixo horizontal arbitrário z que coincide com o eixo neutro da secção transversal e, utilizando a equação 2.66, tem-se:

$$\int (-y)\left(-\frac{y}{c}\sigma_m\right)dA = M \Leftrightarrow \frac{\sigma_m}{c} \int y^2 dA = M \quad (2.67)$$

Lembrando que no caso de flexão pura o eixo neutro passa através do centróide da secção transversal, I denota o momento de inércia da secção transversal com respeito a um eixo centróidal perpendicular ao plano de M . Assim, solucionando a equação 2.67 em função de σ_m e, sabendo que o momento M foi considerado positivo no sentido ascendente, obtém-se:

$$\sigma_m = -\frac{Mc}{I} \quad (2.68)$$

O momento de inércia de uma barra com secção retangular de largura b e altura h tem-se o momento

de inércia dado por:

$$I = \frac{1}{12}bh^3 \quad (2.69)$$

Utilizando o resultado da equação 2.66 e substituindo em 2.68, obtém-se a tensão normal σ_x para qualquer distância y ao eixo neutro:

$$\sigma_x = -\frac{My}{I} \quad (2.70)$$

As equações 2.68 e 2.70 são denominadas fórmulas de flexão elástica. Verifica-se que a tensão é compressiva ($\sigma < 0$) acima do eixo neutro ($y > 0$) quando o momento M é positivo.

Na equação 2.68 o rácio $\frac{I}{c}$ depende unicamente da geometria da secção transversal. Esta relação é denominada Módulo da Secção Elástica, s . Assim, tem-se:

$$s = \frac{I}{c} \quad (2.71)$$

Assim, a equação 2.68 pode ser reescrita da forma:

$$\sigma_m = \frac{M}{s} \quad (2.72)$$

Visto que a tensão máxima é inversamente proporcional ao módulo da secção elástica, fica claro que a barra deve ser construída com um valor de s o mais elevado possível.

A deformação de uma barra causada pelo momento de flexão M é medida pela curvatura da superfície neutra. A curvatura é definida como o inverso do raio de curvatura ρ e, pode ser obtida resolvendo a equação 2.63:

$$\frac{1}{\rho} = \frac{\epsilon_m}{c} \quad (2.73)$$

Em regime elástico utilizando a equação 2.66 para a tensão máxima, tal que $\epsilon_m = \frac{\sigma_m}{E}$, e a equação 2.68, ao substituir na equação 2.73, obtém-se:

$$\frac{1}{\rho} = \frac{\sigma_m}{Ec} = \frac{1}{Ec} \frac{Mc}{I} \Rightarrow \frac{1}{\rho} = \frac{M}{EI} \quad (2.74)$$

Ainda no que respeita ao regime elástico, é possível escrever uma equação que descreve a curvatura da barra:

$$y_{max} = \frac{M}{2EI}x^2 \quad (2.75)$$

Na qual x representa a distância entre a zona encastrada e o ponto a medir a flexão. Para saber a flexão máxima na ponta da barra, que costuma ser o local onde a flexão é maior, utiliza-se o comprimento total L , obtendo-se:

$$\boxed{y_{max} = \frac{ML^2}{2EI}} \quad (2.76)$$

Capítulo 3

Escolha de Componentes

3.1 Estudo de Mercado para Aquisição de Componentes

No processo de análise de mercado foram visitadas duas plataformas de venda online de material de aeromodelismo, sendo estas a *HPModelismo* e a *HobbyKing*. Em ambas as plataformas foram pesquisados os seguintes componentes:

- Motores;
- Hélices;
- *Eletronic Speed Controllers*;
- Baterias.;
- Rádio controladores.

Os restantes componentes do aeromodelo, apesar de não ter sido feita uma pesquisa detalhada, foram tidas em conta algumas das suas características principais. Para os componentes estruturais foram pesquisados o perfil em alumínio, o material para as condutas e para a estrutura principal. Para os componentes eletrónicos foram pesquisados o piloto automático, o GPS e os cabos elétricos. No que respeita aos componentes estruturais, o alumínio foi escolhido para constituir parte da estrutura central por ser um metal de características leves e muito resistente. A fibra de carbono para constituir as placas de superfície de apoio dos componentes e dos braços devido ao baixo peso e elevada resistência à flexão. A fibra de vidro foi escolhida para constituir as condutas por se mostrar um elemento que misturado com resina tem uma boa resistência ao impacto e tem um peso bastante reduzido. No que respeita ao piloto automático, foi escolhido o *PixHawk* depois de ser feita uma pesquisa sobre pilotos automáticos e concluído que este era o que apresentava melhores características, tais como acelerómetros, e ser da opinião geral dos aeromodelistas o piloto automático melhor e mais fiável. O facto de ser *open source* é também uma grande vantagem. Por consequência da escolha do piloto automático foram também definidos o GPS e compasso e os rádios de telemetria pelo facto de já

estarem incluídos nos acessórios do piloto automático. Para os fios elétricos apenas foi tido em conta o diâmetro para a corrente máxima a circular neles.

3.1.1 Número de Motores

Tendo por base a publicação de Agrawal and Shrivastav [28], foi feita uma comparação entre as várias configurações para um multi-rotor, desde o *mono-copter* até ao *octa-copter*. Aferidas as vantagens e/ou desvantagens de cada configuração relativamente aos objetivos propostos para a aeronave a desenvolver, foi elaborada uma tabela na qual se cotaram as diferentes características (ver tabela 3.5).

O *mono-copter* é uma aeronave com dimensões reduzidas e de baixo peso. Esta configuração necessita de um motor e uma hélice de dimensões realmente grandes que, apesar do tamanho e potência, apresentam uma capacidade de carga muito reduzida. Uma aeronave deste tipo irá ter estabilidade e robustez à falha muito reduzidas por ter apenas um motor. Pelo mesmo motivo, os restantes componentes da aeronave terão de ficar localizados acima do motor ou na esteira deste, interferindo com o escoamento e causando perdas de eficiência. Devido ao número de motores, como não há forma de contrariar o torque causado pelo motor, há ainda a necessidade de incorporar na esteira barbatanas orientadoras do escoamento, o que implica que o desenvolvimento do controlador do veículo seja mais difícil de conseguir.

O *bi-copter* é considerado o *multi-copter* mais barato entre todas as configurações existentes. Por sua vez, é considerado o menos estável; o menos potente, ou seja, tem pouca capacidade de carga; é de difícil configuração no que respeita ao controlo e apresenta baixa robustez uma vez que se um motor falhar a aeronave cai. Esta configuração obriga a que os braços, onde os motores são fixados, sejam grandes porque as hélices também têm de ter um diâmetro consideravelmente grande para conseguirem levantar a aeronave.

O *tri-copter* é relativamente barato comparativamente a outras configurações por usar apenas três motores, visto que usam *servo motors* e estes são bastante mais baratos que os *brushless motors*. Esta configuração tem a vantagem de ter a localização dos motores com 120° entre si, o que permite a instalação de uma câmara e a utilização desta sem que as hélices interfiram no seu campo de visão. Esta configuração é mais estável do que a configuração discutida anteriormente, mas muito pouco estável face a outras configurações, principalmente no seu movimento de guinada. Este tipo de aeronave também não é muito robusto porque se um motor falhar continua a existir o problema de a aeronave se despenhar. Comparativamente à utilização de 2 motores esta configuração permite ter maior poder de carga, mas continua a não ser muito cotado nesta matéria.

Os *quad-copter* utilizam quatro motores do tipo (*brushless*) e, por isso, têm a grande vantagem de não ter que variar o passo das pás das hélices para variar a direção de movimento, tendo em conta que este tem a capacidade de girar com a variação da velocidade de rotação dos motores. Isto torna o projeto e o controlo simples, bem como aumenta a estabilidade do veículo. A utilização de quatro motores permite que sejam utilizadas hélices mais pequenas mantendo um grande poder de carga. Relativamente às configurações com um maior número de motores, o *quad-copter* consegue

ter braços relativamente pequenos devido ao ângulo existente entre os motores e assim permite o desenvolvimento de uma aeronave pequena e ao mesmo tempo leve. Apesar disso, a robustez deste tipo de multi-rotor não é muito elevada.

Os *penta-copter* utilizam cinco motores, sendo dos menos explorados entre estas configurações. É considerada a configuração com o pior *design*. As maiores vantagens desta configuração são a robustez e o ângulo entre os motores dianteiros. A robustez é uma grande vantagem porque no caso de haver a falha de um dos motores a aeronave consegue manter-se em voo. O ângulo entre os motores dianteiros, ao ser grande, permite a instalação de uma câmera e as hélices ficam fora do campo de visão desta. O poder de carga também é bastante elevado mas, por sua vez, a existência de cinco motores obriga a que os braços da aeronave sejam maiores e por isso o peso desta aumenta significativamente. Quando o número de motores é igual ou superior a cinco, o consumo de bateria por parte dos motores começa a ser bastante elevado.

Os *hexa-copter* têm um grande poder de carga, dado o uso de 6 motores. Disto advém a desvantagem da necessidade de existirem braços compridos para que as hélices não conflituem entre si. A soma do peso dos braços e dos motores é avultada, mas o maior número de motores contraria facilmente esta desvantagem. Esta configuração é das mais estáveis e robustas, visto que se um motor falhar, a aeronave consegue manter-se no ar. Braços maiores, maior número de motores e maior poder de carga permite que esta configuração seja muito vantajosa para a utilização de câmeras de vídeo e fotografia aérea, câmeras estas que podem ser colocadas por baixo da estrutura principal. Devido ao seu tamanho e número de motores, este tipo de *multi-rotor* torna-se relativamente caro face ao *quad-copter*.

Os *hepta-copter* são aeronaves com sete motores, o que proporciona elevada capacidade de carga e elevada robustez à falha. Isto porque no caso de falha de um motor a aeronave não se despenha. O elevado número de motores e hélices implica que hajam braços com dimensões elevadas e o peso estrutural aumente significativamente. O consumo de bateria destas aeronaves é também muito elevado.

Os *octa-copter* são considerados como uma configuração melhorada do *hexa-copter*, visto que a estabilidade e o peso relativo são factores muito semelhantes entre ambos mas, o poder de carga e a robustez aumentam significativamente. Poder de carga melhorado porque com mais dois motores tem-se bastante mais força para levantar carga. Robustez melhorada porque em caso de falha de até dois motores, o *octa-copter* tem capacidade para se manter em voo e aterrar em segurança. Por sua vez, o peso, o tamanho e o preço aumentam significativamente, tornando esta configuração bastante pouco viável para um *proof of concept*.

De ressaltar que, na tabela 3.1, o valor 1 corresponde à classificação mais baixa e o 10 corresponde à classificação mais elevada.

Na tabela 3.1 a melhor classificação foi obtida pela configuração de 6 motores, seguida da de 8 e em terceiro lugar a configuração com 4 motores. Apesar deste resultado, prevê-se que uma aeronave com 6 ou 8 rotores com conduta irá ficar demasiado grande para os objetivos definidos. Depois da pesquisa dos componentes e construção da função de custo, a configuração a desenvolver vai ser definida através da comparação entre os resultados da função de custo do *quad-copter* e do *hexa-*

Número de Rotores Relevância	Estabilidade	Poder de Carga	Redundância à Falha	Potência por Motor	Consumo de Energia	Comprimento dos Braços	Peso estrutural	Peso dos Motores	Benefício
1	1	1	1	10	7	0	0	1	2.4
2	2	2	1	6	7	9	8	3	4.7
3	3	3	1	5	5	9	7	4	4.6
4	7	7	1	5	5	7	6	6	5.5
5	4	8	4	6	3	5	5	7	4.95
6	9	9	8	7	2	5	4	8	6
8	9	10	8	8	1	5	2	10	5.9

Tabela 3. 1 : Tabela para escolha da configuração a adotar *

copter. Esta avaliação é feita na secção, 3.2.

Tendo agora uma melhor noção da quantidade de motores a utilizar na aeronave, é agora necessário fazer uma pesquisa acerca dos motores e hélices a utilizar.

3.1.2 Escolha do Conjunto Motor-Hélice

Pesquisa de motores

A função dos motores cinge-se à criação de movimento rotativo das hélices, que irão por sua vez produzir impulso para contrariar a gravidade e o arrasto, permitindo assim que o VANT voe.

Atualmente, os motores mais utilizados no desenvolvimento de VANTs são os *Brushless Motors*. Estes motores são potentes, ágeis, significativamente mais eficientes e fiáveis que os motores DC, o que os torna ideais para o uso diário. Os *Brushless Motors* têm no centro 3 bobines, constituída por folhas de aço-silício que se mantem estática, sendo por isso chamados de "estator". O estator é rodeado pelo "rotor", o qual é constituído por vários imans montados de forma cilíndrica e ligados ao veio. Numa única fase, quando o estator é alimentado com eletricidade, é criado um campo magnético no rotor que faz com que este rode 180°. É desta forma que é criado o movimento do motor para impulsionar a rotação das hélices [29, 30]. O desempenho do VANT está extremamente dependente duma boa combinação entre o motor e a hélice, isto porque se não houver boa combinação existirão perdas na transmissão do movimento rotativo do motor para a hélice e, consequentemente, reduzirá drasticamente a eficiência [31].

Os *Brushless Motors* são tipicamente caracterizados por 4 dígitos, nos quais os dois primeiros definem a largura do estator e os restantes definem a altura deste. Quanto maiores forem os valores, maiores dimensões tem o motor e mais torque consegue produzir. Outro parâmetro essencial a ser considerado são os *KV*, uma estimativa que representa o incremento das rotações por minuto (RPM) com a subida de 1V na tensão sem carga. Trata-se de uma estimativa porque, assim que se monta as hélices no motor, as RPM não serão tão elevadas devido ao arrasto causado pelas pás das hélices. De qualquer das formas, os motores com maior *KV*, associados a hélices com menor diâmetro, irão rodar com maior velocidade e menos torque e, os motores com menor *KV*, associados a hélices de maiores dimensões, rodam com velocidade inferior mas com maior torque [32].

Visto que a configuração a desenvolver teria de ser decidida entre *quad-copter* e *hexa-copter*, foram pesquisadas informações sobre os componentes a implementar nestes tipos de multi-rotor. Desta pesquisa foram levantadas recomendações sobre as dimensões dos componentes a escolher e os resultados da mesma estão resumidos nas tabelas 3.2 e 3.3.

Face aos valores e dimensões apresentados nestas tabelas foram pesquisados os motores e, posteriormente, organizados na tabela A.1, que se encontra em Anexos A.

Feita a pesquisa dos motores, falta agora pesquisar sobre as hélices para completar o conjunto.

Distância motor-a-motor [mm]	Diâmetro da hélice [in]	Tamanho do motor	KV
150 ou menor	3 ou menor	1306 ou inferior	3000 ou superior
180	4	1806	2600
210	5	2204 - 2208	2300 - 2600
250	6	2204 - 2208	2000 - 2300
350	7	2208	1600
450	8 - 10	2212 ou maior	1000 ou inferior

Tabela 3.2: Dimensões dos componentes a implementar dada a distância motor-a-motor [32]

Distância motor-a-motor [mm]	Diâmetro da hélice [in]	Tamanho do estator	KV mínimo	KV máximo
150 ou menor	3	1306 ou inferior	3000	4000
150 - 250	4	1806	2600	2800
190 - 220	5	2204 - 2206	2300	2600
220 - 270	6	2204 - 2208	1900	2300
350	7	2206 - 2210	1450	1600
450	8	2212	1000	1200
450 ou maior	9	2214 - 2216	900	1000

Tabela 3.3: Dimensões recomendadas dos componentes a implementar dada a distância motor-a-motor [33, 34]

Pesquisa de hélices

Durante a pesquisa realizada foram encontradas informações relativas às dimensões das hélices tendo em conta as dimensões e os KV do motor com o qual a hélice poderá ser conjugada e ainda a distância entre motores. Estas informações encontram-se também organizadas nas tabelas 3.2 e 3.3. Como a maior distância entre motores da aeronave a desenvolver já se previa ser grande, muito devido à integração de condutas na estrutura desta, foram pesquisados componentes com dimensões para aeronaves com distâncias de 350 ou mais milímetros entre motores. Face às tabelas apresentadas foram pesquisados, nas duas plataformas *online* (*HobbyKing* e *HPModelismo*), os componentes:

	<i>Quadcopter</i>	<i>Hexacopter</i>
Diâmetro das hélices [in]	7 - 10	5 - 7
Tamanho do estator	2208 - 2212	2204 - 2208
KV	320 - 1400	1800 - 2400

Tabela 3.4: Dimensões de hélices pesquisadas

Normalmente, os KV mais elevados são encontrados em motores mais pequenos e mais finos, os quais são utilizados para hélices mais pequenas. Os KV mais baixo são encontrados em motores mais potentes, utilizados para hélices maiores. A decisão nesta variável depende do objetivo da missão a cumprir pela aeronave. No caso de se pretender velocidade e capacidade acrobática utilizam-se hélices mais pequenas e no caso de querer capacidade de carga usam-se hélices maiores [35].

Quanto ao passo das hélices, este pode ser definido como a distância, em polegadas, percorrida pela hélice por cada revolução. Consequentemente, para a mesma velocidade de rotação, quanto maior o passo da hélice mais rápido se torna o modelo. Mas quanto maior esta variável, mais turbulento se torna o escoamento, o que reduz muito a eficiência da hélice. Hélices com um passo menor, são normalmente associadas a diâmetros maiores e têm maior eficiência [35].

No aeromodelismo existem hélices de madeira, plástico e fibra de carbono. O material que constitui as hélices influencia significativamente a performance da hélice, sendo que materiais mais leves costumam permitir mais tempo de voo. As características do material também influenciam a resistência ao choque, o ruído produzido e a durabilidade das hélices. Normalmente os materiais mais resistentes, como é o caso da fibra de carbono, apesar de voarem melhor e serem mais duráveis, partem quando embatem em algum obstáculo. Por outro lado, os materiais menos resistentes, como é o caso do plástico, são mais maleáveis e por isso têm tendência a torcer e não a partir. Esta propriedade aumenta a propensão das hélices a terem desequilíbrios. Sendo de difícil decisão sobre qual a melhor propriedade, é certo que existem hélices de plástico de elevada qualidade e que combinam ambas as propriedades [36].

A eficiência das hélices é um fator muito importante no que respeita ao desempenho de uma aeronave. Apesar de o número de pás não influenciar muito a eficiência da hélice, é da opinião geral dos praticantes de aeromodelismo que quanto maior número de pás da hélice, mais a esteira fica turbulenta e, conseqüentemente, a eficiência da hélice é afetada negativamente [37]. Em testes práticos realizados com hélices de 1 a 4 pás, foi verificado que as hélices com duas pás eram aquelas que apresentavam melhor performance, ver figura 3.1, [38].

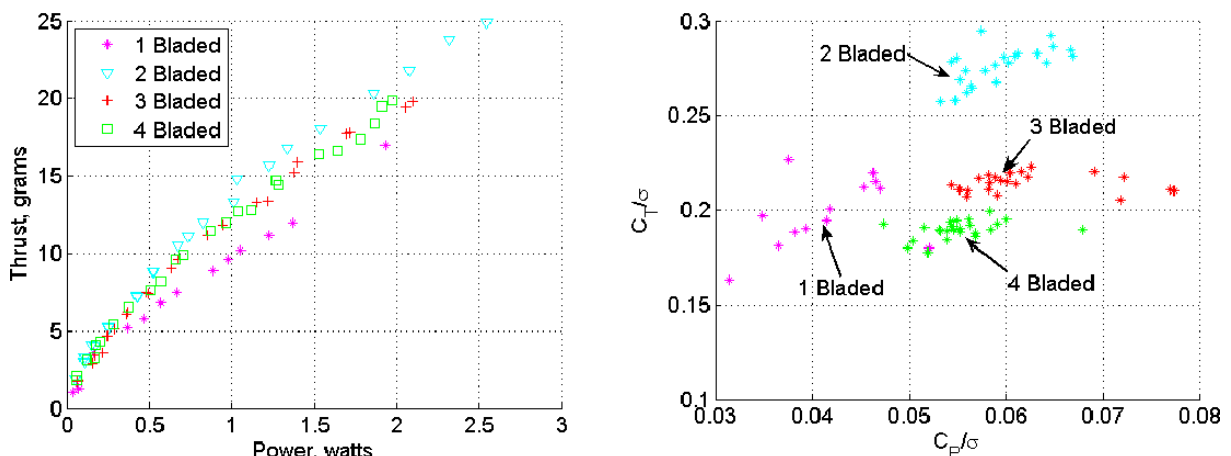


Figura 3.1: Comparação de diferentes números de pás [38]

Face a estes resultados e também por ser difícil de encontrar hélices com diâmetro maiores ou iguais a 5 polegadas e com três ou mais pás, a pesquisa das hélices cingiu-se a modelos com duas pás. Assim, as hélices pesquisadas estão listadas na tabela A.2 e A.3, em Anexos A.

Seguindo no sentido inverso as ligações do sistema, bateria - *electronic speed controller* - motor e hélice, faz-se agora a pesquisa dos ESCs que podem ser implementados.

3.1.3 Escolha dos *Electronic Speed Controllers*

Os *Electronic Speed Controllers* (ESC) são instrumentos que controlam a velocidade, a direção e ainda a travagem do motor. Visto que os multi-rotor têm mais do que um motor, estes são naturalmente instáveis. Cada motor está a fornecer impulso e o controlador de voo está constantemente a verificar a velocidade de rotação de cada motor, mantendo assim a aeronave estabilizada. Os *Electronic Speed*

Controllers são o entreposto entre o controlador de voo e os motores e, debitam a corrente correspondente aos *inputs* do controlador. Sem os ESC o controlador não conseguiria comunicar com os motores [39].

Existem quatro tipos de ESC, os UBEC, os BEC, os SBEC e os OPTO. BEC significa *Battery Eliminator Circuit*, que significa que o ESC consegue debitar uma voltagem constante e, assim alimentar todos os componentes da aeronave, como por exemplo receptores, controladores e motores [40]. SBEC significa *Switching Battery Eliminator Circuit*, que designa um sistema melhorado e mais eficiente dos BEC. UBEC significa *Ultimate Battery Eliminator Circuit* que é um sistema superior aos SBEC e que mantém uma temperatura muito inferior aos BEC quando existe uma grande diferença de tensão entre a entrada e a saída. Os UBEC são normalmente maiores no que respeita às dimensões físicas relativamente aos SBEC. OPTO designa um acoplador-óptico, que isola a energia utilizada para alimentar o motor da energia utilizada para controlar os atuadores. Este mecanismo tem, supostamente, menor interferência nas comunicações rádio entre os motores e os receptores [41, 42]. O desempenho dos ESC pode variar cerca de 20%.

Na escolha dos ESC a implementar é necessário ter em atenção três parâmetros de elevada importância, a amperagem, o tamanho e o peso. A amperagem de um ESC designa a quantidade de amperes com que o instrumento consegue funcionar sem que este se danifique. No caso de se requerer um valor superior ao admitido, o *Electronic Speed Controller* irá danificar-se e o motor irá parar de funcionar. Os amperes requeridos ao ESC variam de acordo com o motor e a hélice. Quando o ESC sinaliza o motor para rodar a uma certa velocidade, o motor irá utilizar tantos amperes quanto necessário para corresponder ao requerido. Geralmente, motores e *KVs* maiores e hélices com maiores diâmetro e passo, requerem maior amperagem. Normalmente, os ESC conseguem aguentar mais amperes do que aqueles que são anunciados, desde que por curtos períodos de tempo. Por exemplo, um ESC com 20 amperes anunciados consegue aguentar 25 amperes durante 10 segundos [39]. Como regra de segurança, por forma a garantir que não existem falhas durante o voo, recomenda-se dar uma margem de segurança de 20 a 30%. Ou seja, no caso de se utilizar um motor com amperagem máxima de 20A, é aconselhável utilizar um ESC com amperagem superior a 25A [43, 44]. No que respeita ao peso e tamanho do *Electronic Speed Controller*, estes são diretamente proporcionais com a amperagem. Nestas duas variáveis o tamanho acaba por ser mais importante porque há a necessidade de incorporar os ESCs nos braços do UAV ou então inseri-los dentro da estrutura e, quanto maior o tamanho mais difícil é de os fixar ou incorporar na estrutura. O peso apesar de ser importante não é tão significativo, isto porque apesar de ter influência no desempenho da aeronave, uma variação pequena no peso não terá tanta influência como a variação de vários milímetros nas dimensões [39].

No que respeita a este instrumento, foram pesquisados com amperagem desde os 3A até aos 85A a fim de garantir que existiam ESCs compatíveis com todos os motores pesquisados. Os resultados da pesquisa encontram-se resumidos na tabela A.4, no Anexo A.

Fica a faltar a fonte de alimentação para todo o sistema. Assim, é agora feita uma pesquisa relativa às baterias existentes.

3.1.4 Escolha da Bateria

Na escolha das baterias o tamanho do veículo que se pretende desenvolver também é um fator a ter em atenção. Geralmente, quanto maior o veículo, maior é o número de motores na aeronave. Assim, com o aumento das dimensões, mais células a bateria a utilizar deve ter para se conseguir otimizar o desempenho da aeronave [45].

As baterias mais utilizadas no aeromodelismo são as LiPo (Polímeros de Lítio) e são uma das maiores razões para atualmente o voo com motores elétricos ser viável. Na bibliografia, Salt [46], são identificadas cinco características que fazem deste tipo de baterias o mais otimizado para o modelismo:

- Baterias consideravelmente leves e que podem ser construídas em várias formas e tamanhos;
- Têm elevada densidade energética, ou seja, armazenam muita energia em tamanhos pequenos;
- Conseguem fornecer tensão e potência ao sistema de uma forma constante;
- Têm a capacidade de responder a picos de energia impostos pelo funcionamento dos motores quando estes rodam a maior velocidade;
- São recarregadas mais rápido do que os restantes tipos de bateria.

Existem características que devem ser tidas em consideração aquando da escolha de uma bateria para aquisição, sendo a capacidade, a tensão nominal e o fator de descarga os mais importantes. A capacidade, expressa em miliampere-hora (mAh), representa a quantidade de energia que a bateria consegue armazenar e indica a corrente que a bateria pode fornecer durante uma hora de funcionamento. Por exemplo, se uma bateria tem $10000mAh$ significa que pode fornecer $10A$ durante uma hora de funcionamento. A tensão nominal da bateria é outro fator a ter em consideração e está presente na tabela 3.5 na coluna do número de células da bateria. Nas baterias LiPo cada célula tem, normalmente, 3.7 volts. Assim, por exemplo, uma bateria com duas células, $2S$, terá $7.4V$ de tensão nominal. Outro fator a ter em consideração é o rácio de descarga, normalmente designado no aeromodelismo por C "rating". Esta variável indica, teoricamente, quantas vezes mais rápido se pode descarregar a bateria sem que esta se danifique. Por exemplo, uma bateria com capacidade de $1000mAh$ com um rácio de descarga $20C$, significa que esta bateria pode fornecer de forma sustentada $20A$. Teoricamente, esta bateria seria consumida em aproximadamente 3 minutos. Quando se pretende construir uma aeronave com capacidades superiores de acrobacia ou rápidas variações de velocidade é suposto instalar baterias com C "rating" mais elevado. Quando se pretende um sistema que voe de forma lenta e estável, como é o caso da fotografia aérea, instala-se uma bateria com um C "rating" menor [46].

Por forma a comparar as baterias, podem ser usados valores como a densidade energética, que expressa a relação *capacidade/peso* e, o valor da bateria, que expressa a relação *capacidade/preço*, [45].

Na tabela 3.5 estão resumidas as recomendações feitas sobre as baterias a utilizar para cada tamanho de aeronave que se pretende desenvolver.

Distância motor a motor [mm]	Capacidade [mAh]	Número de células
100 - 180	80 - 800	1S/2S
180	1000 - 1300	3S/4S
210	1000 - 1300	3S/4S
250	1300 - 1800	3S/4S
280 - 290	1500 - 3300	3S
330 - 360	2200 - 3200	4S
400	3200 - 3300	4S
450	3300	4S
500	3300 - 5000	4S
540	5000 - 5200	4S
560 - 750	5000 - 8000	4S/5S/6S
≥ 800	8000 - 30000	6S

Tabela 3.5: Características das baterias a escolher [47]

Apesar de existirem estas recomendações, não se sabendo qual o tamanho da aeronave que vai ser desenvolvida, foram pesquisadas baterias com capacidade desde os $2200mAh$ até aos $20000mAh$.

Depois de serem listadas, as baterias foram estudadas para obtenção da sua densidade (mAh/g) e do seu valor ($mAh/€$). Os resultados deste estudo podem ser visualizados na figura 3.2. Quanto mais elevados forem estes valores mais vantajosas são as baterias.

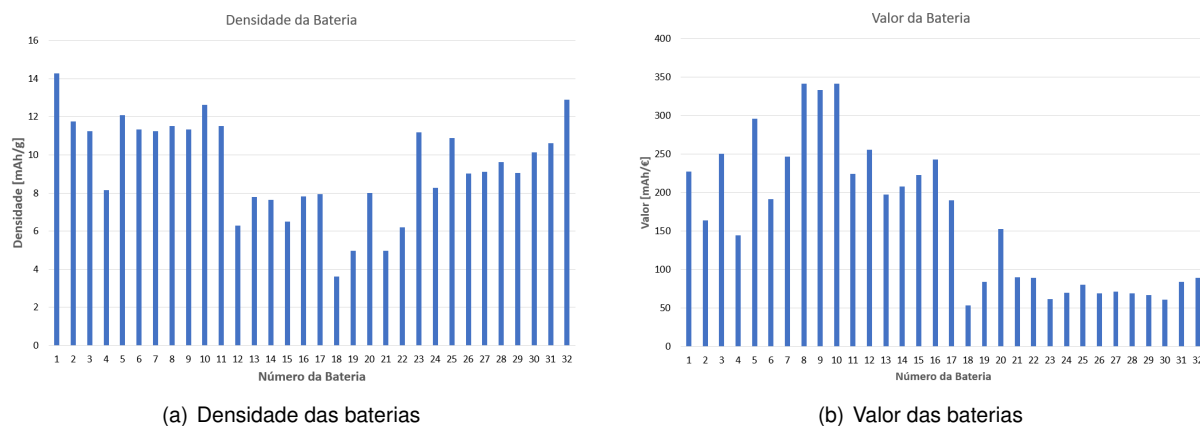


Figura 3.2: Estudo das baterias

Também os resultados da pesquisa das baterias se encontram listados no Anexo A.

Para controlar o UAV foi necessário fazer uma pesquisa sobre os rádio controladores.

3.1.5 Rádio controladores

Os rádios controladores servem para controlar a aeronave através do controlo do *pitch*, *roll*, *yaw* e *throttle*. Face à vasta variedade de rádios existentes na loja online da HPModelismo, este instrumento foi pesquisado apenas nesta loja.

Para a escolha deste componente foi tido em conta qual a frequência de transmissão, o número máximo de canais, o preço, se tinha o receptor incluído e se as características associadas são suficientes para cumprir os requisitos da aeronave.

Após listagem e organização dos dados, foi escolhido o rádio a comprar. O rádio escolhido foi

o *FlySky FS-I6S* visto que o preço é relativamente baixo, tem 10 canais, o que é suficiente para os objetivos de utilização e, tendo o receptor incluído, é garantido que a comunicação entre o rádio e a aeronave é estabelecida.

Finalizadas as pesquisas e, tendo todos os valores e variáveis dos componentes discriminados em tabelas, foi definida uma função de custo para posterior definição da melhor combinação de componentes a implementar no RPAS.

3.2 Definição da Função de Custo

Foi então realizada uma listagem na qual se combinam os diferentes componentes entre si, isto é, fizeram-se combinações entre todos os componentes cujas características são compatíveis entre si. As características tidas em conta para cada relação foram:

- Motor-ESC, foi tida em conta a amperagem máxima de cada componente, sendo que a amperagem máxima do ESC deve ser 30% superior à do motor;
- Motor-Hélice, foram tidos em conta o tamanho do motor, o diâmetro da hélice, o diâmetro do veio do motor e o orifício central da hélice;
- Motor-ESC-Bateria, foi tido em conta o número de células que tanto o motor como o ESC eram capazes de suportar.

Após a identificação de todas as combinações possíveis, foram calculados os seguintes parâmetros:

- Impulso máximo do conjunto motor-hélice;
- Peso total da aeronave (aproximação feita para o peso da estrutura);
- Custo total dos componentes;
- Potência necessária para pairar;
- Potência necessária para voo axial;
- Consumo de potência da bateria;
- Número de baterias a implementar.

O impulso máximo de cada conjunto motor-hélice foi calculado de através da equação 2.11, presente em 2.2.1. Tendo o conhecimento de qual é a potência máxima do motor, o diâmetro das hélices e considerando condições *Standard Sea Level* (SSL), calcula-se o impulso máximo. Neste cálculo considera-se que apenas se utiliza 80% da potência máxima do motor, a fim de ter uma margem de segurança de 20%, e não se sobrecarregar o motor.

O peso total da aeronave foi calculado através da soma de todos os componentes que se pretendia implementar incluindo uma estimativa para o peso estrutural da aeronave.

A potência para pairar foi calculada também de acordo com a equação 2.11. Sabendo a massa total da aeronave para cada combinação, calculou-se esse valor em Newtons e, como se pretende calcular a potência para voo pairado, o impulso tem que ser igual ao peso. Assim, sabendo o diâmetro da hélice a implementar em cada combinação calculou-se a potência necessária para pairar.

A potência para voo axial foi calculada de acordo com a equação 2.32, presente em 2.2.2. Tendo conhecimento de qual a velocidade máxima de subida, definida em 1.4, qual a velocidade induzida no plano do rotor e a potência para pairar, ambas retiradas da equação 2.11, calculou-se a potência necessária para voo axial.

Para o cálculo do consumo de energia foi utilizado o produto entre o tempo que se definiu como mínimo para pairar e para subidas (ver 1.4) e as potências necessárias para pairar e subir, respectivamente.

O número de baterias a implementar foi calculado de acordo com o processo que se descreve em seguida:

1. Assume-se que só se vai aplicar uma bateria, por forma a saber o peso mínimo da aeronave;
2. Assim, sabendo o peso total da aeronave só com uma bateria e, conseqüentemente o impulso necessário, calcula-se as potências para pairar e para voo axial;
3. Sabendo as potências necessárias para pairar e fazer voo axial, calcula-se a percentagem de potência máxima a que equivalem estas potências;
4. Seguidamente calcula-se a potência total consumida através da equação 3.1.
5. Finalmente é obtido o número de baterias usando a equação $N_{baterias} = \left(\frac{P_{consumida}}{P_{bateria}} \right)_{\mathbb{N}} + 1$.

$$P_{consumida} = \Delta t_{pairar} P_{consumidaaapairar} + \Delta t_{vooaxial} P_{consumidaemvooaxial} \Rightarrow \frac{25}{60} \% P_p P_{max} + \frac{5}{60} \% P_C P_{max} \quad (3.1)$$

Este processo seria repetido de forma iterativa até que o número de baterias necessárias fosse igual à estimativa inicial. Por forma a facilitar o desenvolvimento da estrutura da aeronave e rapidez de carregamento das baterias, foi previamente definido que o número de baterias teria de ser o mínimo possível. Assim, através do processo de cálculo demonstrado anteriormente verificou-se que haviam baterias que permitiam que se instalasse apenas uma unidade, não sendo necessário iterar o processo.

Após o cálculo destes factores, foram feitas as comparações entre as diferentes combinações. Para isso, foram calculadas as relações $\frac{Thrust}{Cost}$, $\frac{Thrust}{Weight}$ e $\frac{Thrust}{Power}$. Os resultados destas relações foram posteriormente estudados através da construção de gráficos para as duas configurações a comparar, *quad-copter* (ver gráficos das figuras B.1, B.2 e B.3) e para *hexa-copter* (ver gráficos das figuras B.4, B.5 e B.6), presentes no Anexo B.

Estes gráficos são derivados de duas tabelas, uma da configuração *quad-copter* e outra da configuração *hexa-copter*. Para além das relações supracitadas, nas mesmas tabelas estão organizados os resultados das combinações entre os vários componentes e cálculos realizados. As tabelas e os gráficos foram feitos utilizando a ferramenta *Excel*, da *Microsoft Office*. As tabelas não são apresentadas no

presente documento por serem demasiado extensas. Estas têm aproximadamente 1000 linhas e 30 colunas.

Posteriormente ao estudo das diferentes combinações foram escolhidas as cinco que apresentavam melhores resultados para cada um dos métodos de comparação. Com estas dez combinações foram construídos gráficos para mais facilmente serem comparados. Ver gráficos das figuras 3.5, 3.4 e 3.3. É de realçar que os primeiros cinco pontos destes três gráficos se referem à configuração com quatro motores e os restantes cinco à configuração com seis motores.

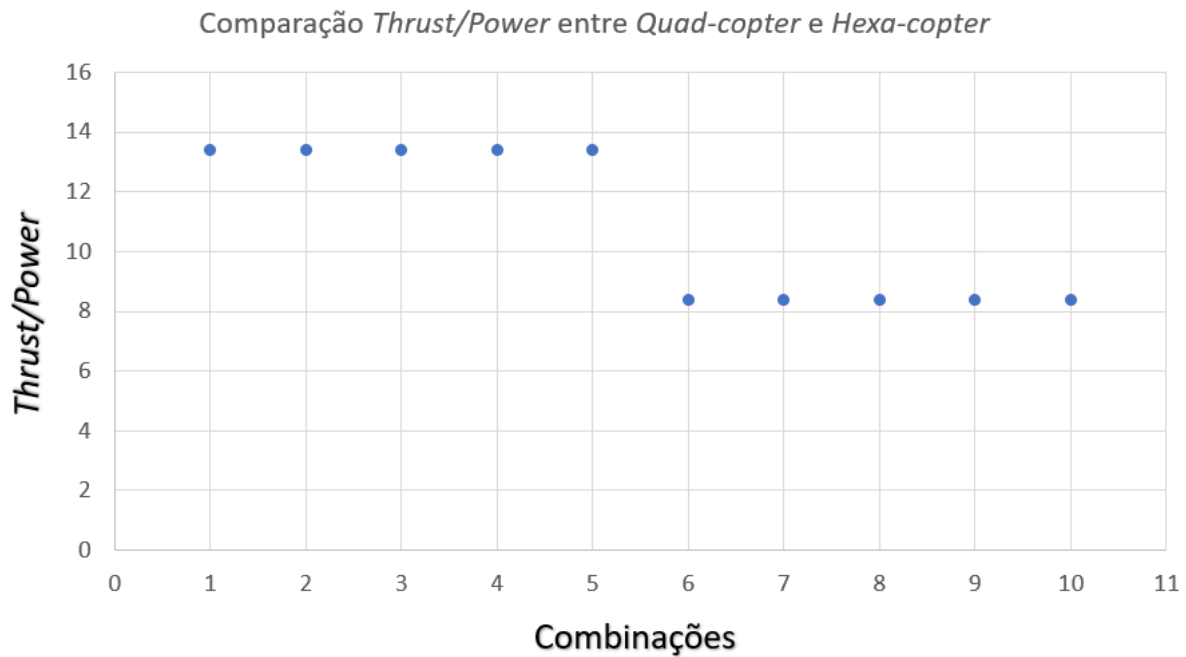


Figura 3.3: Gráfico para comparação da relação *Thrust/Power* para *quad-copter* e *hexa-copter*

A escolha da configuração a desenvolver vai ser aquela que minimize a equação 3.2.

$$FC = \frac{1}{0.6 \frac{Thrust}{Power} + 0.3 \frac{Thrust}{Weight} + 0.1 \frac{Thrust}{Cost}} \quad (3.2)$$

As percentagens referentes a cada comparação foram atribuídas de acordo com os pesos que as diferentes relações têm para a missão e características do projeto. Visto que uma das características mais importantes para a aeronave é a autonomia, foi atribuída uma grande importância à relação *Thrust/Power*, 60%, uma vez que quanto menor for o consumo de potência, maior é este rácio e maior é a autonomia. Como não se pretendia uma aeronave com elevada manobrabilidade a relação *Thrust/Weight* apesar de relevante não é tão importante como a anterior. Assim, a esta relação foi atribuído um peso de 30%. Esta relação apenas teria que ter um valor superior a 1.2 para ser possível a aeronave voar. A relação *Thrust/Cost* é de todas a menos importante uma vez que o custo de construção é pouco relevante para a decisão a tomar. Assim foi-lhe atribuído um peso de 10% na decisão.

Face aos resultados obtidos, esquematizados nos diferentes gráficos, e utilizando a função de custo, conclui-se que a configuração mais vantajosa é o *quad-copter* com os seguintes componentes:

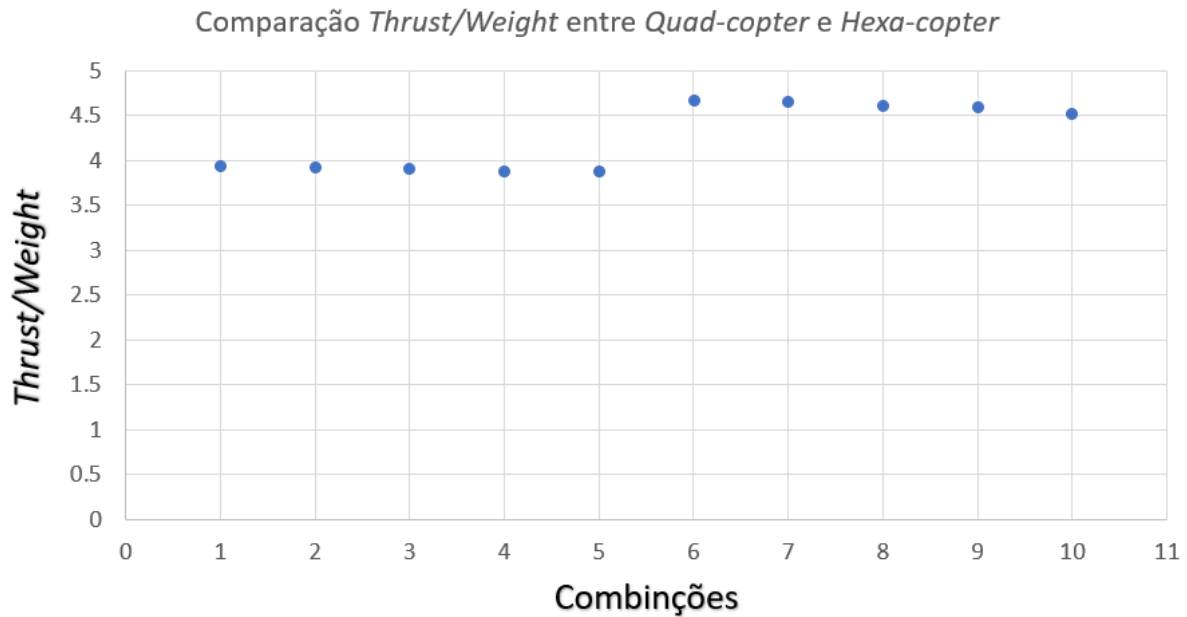


Figura 3.4: Gráfico para comparação da relação *Thrust/Weight* para *quad-copter* e *hexa-copter*

- Motor → NTM Prop-Drive 35 – 30, 1400KV, 500W.
- ESC → HobbyKing BlueSeries Brushless 50A
- Bateria → TATTU LiPo 16000mAh, 4S, 15/30C
- Hélices → HobbyKing Hélice $7 \times 3.8in$

Apesar de nas comparações *Thrust/Cost* e *Thrust/Weight* a configuração *hexa-copter* apresentar resultados ligeiramente melhores do que a outra configuração, na comparação que traz maior influência à autonomia da aeronave, o *Thrust/Power*, a configuração com 4 motores é significativamente superior.

Ainda assim, tentou-se desenvolver uma aeronave *hexa-copter* e como tal foi feita uma modelação 3D desta configuração utilizando a ferramenta *SolidWorks*, da *Dassault Systèmes*. Ver figura 3.6.

Face ao supracitado e, tendo em conta as dimensões de um possível modelo *hexa-copter*, mesmo utilizando as hélices com menor diâmetro que cumprem os requisitos mínimos para voar, as dimensões atingidas pela aeronave *hexa-copter* são demasiado grandes. Também as dimensões esperadas permitem concluir que não seria suportável um VANT de configuração *hexa-copter*. Essas dimensões tornariam a aeronave de difícil transporte e operação por um único operador. Assim, após reflexão e tendo em consideração que a configuração com quatro motores é capaz de voar com o *payload* necessário, esta é uma solução consideravelmente mais pequena e completamente viável. Por isso, tomou-se a decisão de avançar para o desenvolvimento e construção de um *quad-copter*. Para se ter uma ideia daquilo que se queria desenvolver fisicamente e ajustar o modelo às possibilidades de construção, muito restringidas pelas tecnologias à disposição, foi então modelado, também em *SolidWorks* um *quad-copter*.

As iterações realizadas até alcançar o *design* final do UAV encontram-se no Anexo C. O *design* escolhido para o *quad-copter* está representado na figura 3.7.

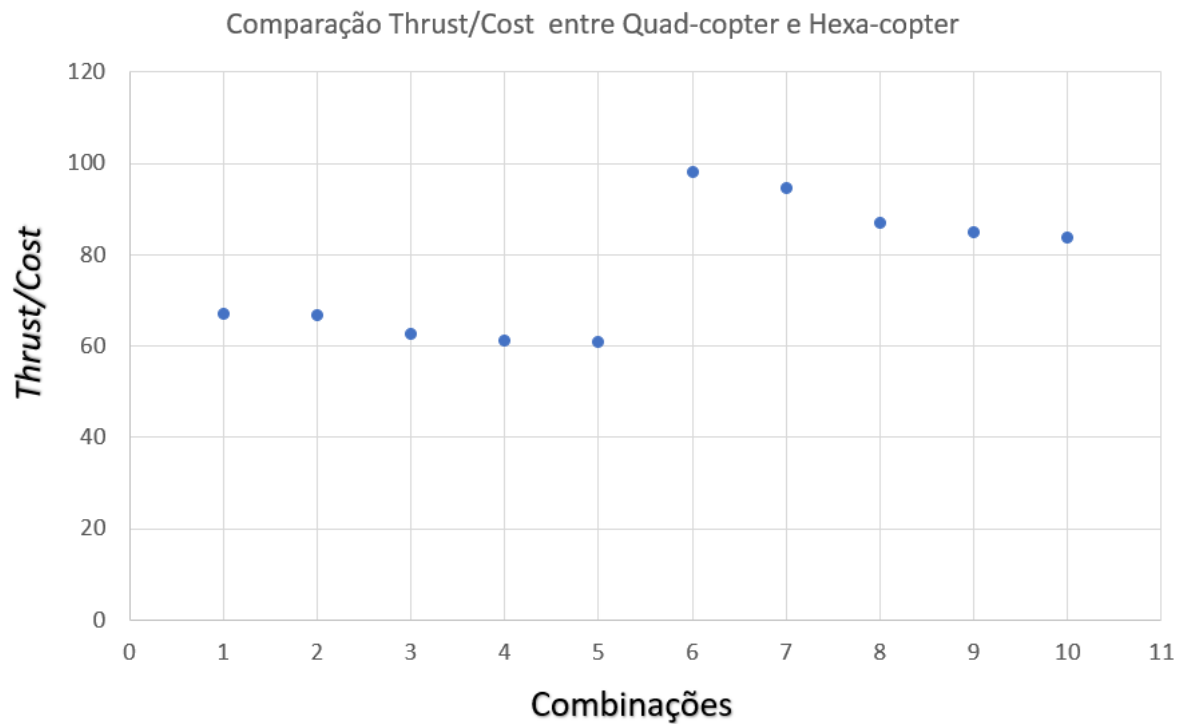


Figura 3.5: Gráfico para comparação da relação *Thrust/Cost* para *quad-copter* e *hexa-copter*

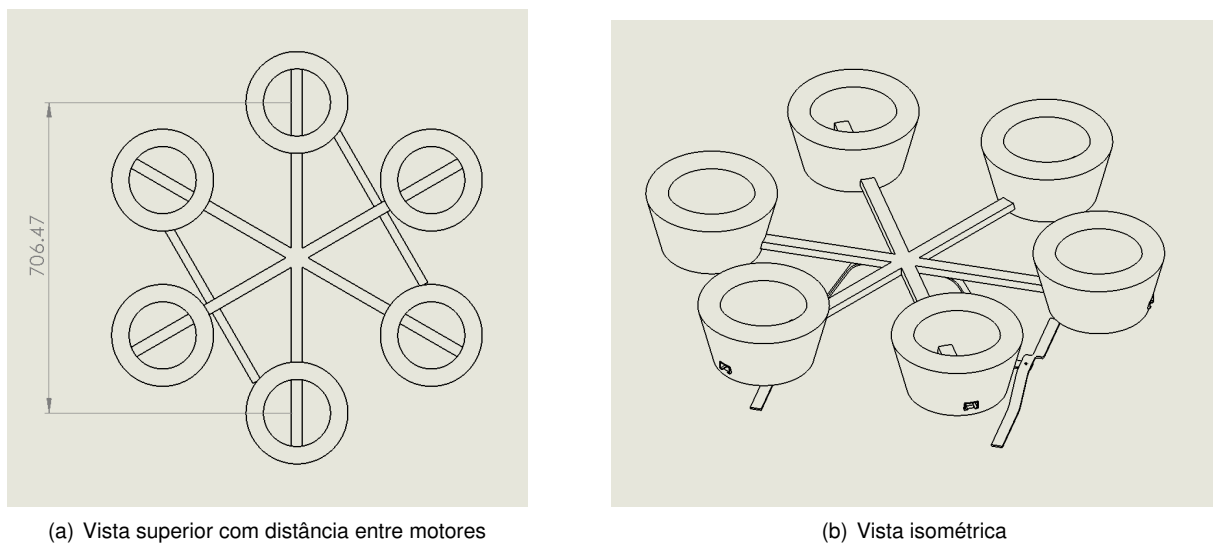
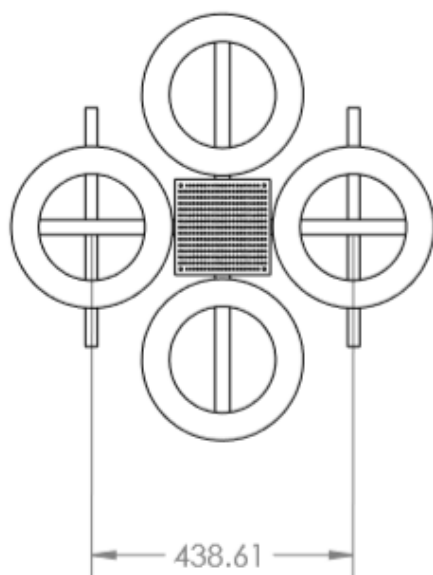
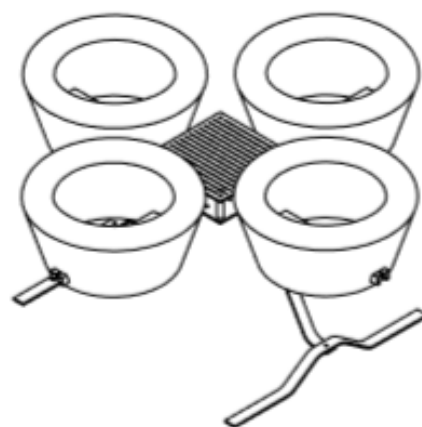


Figura 3.6: Desenho técnico da aeronave tipo *hexa-copter*

Terminada a seleção dos componentes a utilizar e tomada a decisão do número de motores a implementar é então necessário começar a fazer o projeto estrutural para construção do RPAS.



(a) Vista superior com distância entre motores



(b) Vista isométrica

Figura 3.7: Desenho técnico da aeronave tipo *quad-copter*

Capítulo 4

Projeto Estrutural

4.1 Comprimento dos Pés

A fim de garantir que aquando da aterragem da aeronave esta irá pousar de forma correta, isto é, sem virar para cima das condutas, mesmo quando a aeronave toca o chão desequilibrada ou numa superfície irregular, é feito um estudo sobre os momentos aquando da aterragem. Ver figura 4.1.

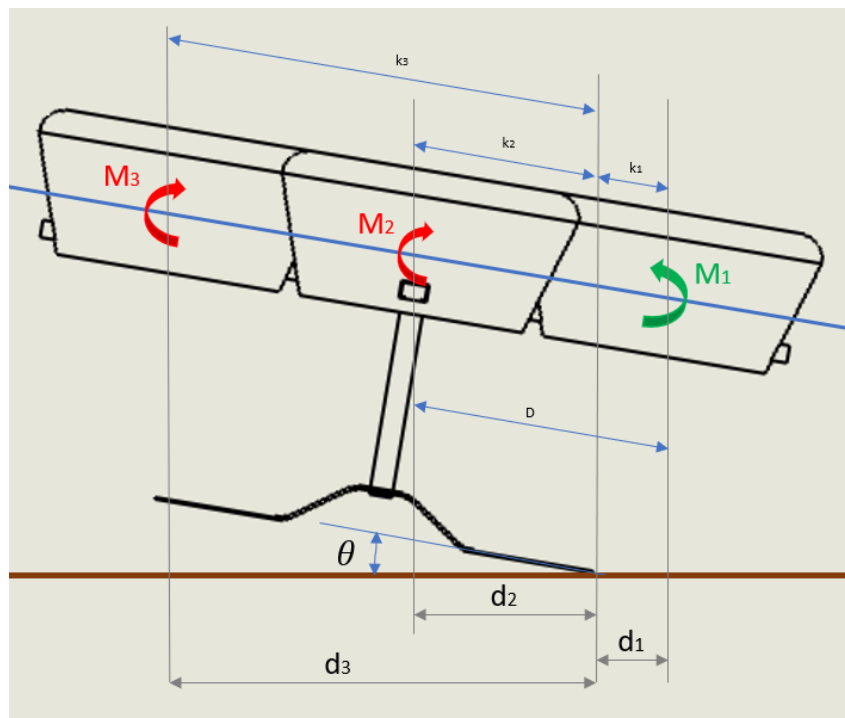


Figura 4.1: Desenho dos momentos impostos na aeronave numa aterragem com ângulo ou superfície irregular

Lembrando que o momento é dado pelo produto da força com a distância, ou seja:

$$M = F \times d \quad (4.1)$$

Na qual d representa a distância horizontal entre o ponto de aplicação da força e o ponto em estudo. Os momentos são calculados com a seguinte fórmula:

$$+ \odot \sum M_y = M_1 - M_2 - M_3 = Fd_1 - 2Fd_2 - Fd_3 = F(d_1 - 2d_2 - d_3) \quad (4.2)$$

Sabendo que se pretende que a equação seja maior ou igual a 0 para que o RPAS aterre sobre os pés e, considerando que a força debitada pelos motores é igual entre todos eles, a força pode ser desprezada da equação 4.2, ou seja,

$$+ \odot \sum M_y = 0 \Rightarrow F(d_1 - 2d_2 - d_3) = 0 \Rightarrow d_1 - 2d_2 - d_3 = 0 \quad (4.3)$$

Na qual d_1 designa a distância horizontal entre a conduta mais próxima do solo e o ponto em estudo, neste caso, a ponta dos pés; d_2 designa a distância horizontal das condutas centrais ao ponto em estudo e, d_3 designa a distância horizontal do ponto em estudo à conduta mais afastada do solo. Considera-se duas vezes d_2 porque a essa distância existem dois motores alinhados. Ver figura 4.1.

Da figura 4.1 podem ser deduzidas as seguintes relações:

$$\begin{cases} k_2 = D - k_1 \\ k_3 = D + d_2 \Rightarrow k_3 = 2D - k_1 \end{cases}$$

Com recurso às relações trigonométricas obtém-se as seguintes relações:

$$\begin{cases} d_1 = k_1 \cos \theta \\ d_2 = k_2 \cos \theta = (D - k_1) \cos \theta \\ d_3 = k_3 \cos \theta = (2D - k_1) \cos \theta \end{cases}$$

Assim, resolvendo a equação 4.3 com os valores obtidos por relação trigonométrica, obtém-se:

$$k_1 \cos \theta - 2(D - k_1) \cos \theta - (2D - k_1) \cos \theta = 0 \Rightarrow k_1 = 2D - 2k_1 + 2D - k_1 = 0 \Rightarrow k_1 = D \quad (4.4)$$

Com o resultado obtido na equação 4.4 é possível perceber que, para a aeronave aterrar corretamente em caso de tocar o solo com um ângulo θ como demonstrado na figura 4.1, os pés têm de ter comprimento suficiente para que a ponta destes fique debaixo do motor ou ainda mais compridos.

4.2 Altura Mínima para os Apoios da Aeronave

Para definir a altura mínima dos apoios da aeronave é necessário ter em atenção o efeito de solo existente relativamente às hélices do sistema. Consequentemente, a altura mínima dos apoios vai estar dependente das dimensões das hélice.

Como é possível verificar na figura 2.11, presente no capítulo 2.4, para que o efeito de solo seja nulo ou muito próximo desse valor, a relação $\frac{\text{Distanciada hélice ao solo}}{\text{Raio da hélice}}$ deve ser igual ou superior a 2. Assim, a altura mínima que as hélices do *quad-copter* se devem distanciar do solo é, no mínimo, de um diâmetro da hélice.

Posta esta imposição, visto que a hélice se encontra a uma distância do solo igual à soma da altura

dos apoios com a altura dos braços e com a altura do motor, ou seja:

$$h_{helice} = h_{apoios} + h_{braco} + h_{motor} \quad (4.5)$$

Assim, para determinar a altura mínima dos apoios resolve-se a equação 4.5 em ordem a h_{apoios} , tendo em conta que a altura mínima das hélices é igual a um diâmetro da mesma, obtendo-se:

$$h_{apoios} = h_{helice} - h_{braco} - h_{motor} \Rightarrow h_{apoios} \geq D_{helice} - h_{braco} - h_{motor} \quad (4.6)$$

Na qual h_{apoios} representa a altura mínima que os apoios da aeronave devem ter; h_{helice} representa a altura que a hélice desve distar do solo, sendo esta igual a um diâmetro para evitar o efeito de solo; h_{braco} representa a grossura do braço; e h_{motor} representa a altura do motor, porque este fica colocado entre o braço e a hélice.

Tendo já escolhido os componentes a implementar e sabendo as dimensões de cada componente, é possível resolver a equação 4.6:

$$h_{apoios} \geq 177.8 - 25 - 78 = 74.8 \text{ [mm]} \quad (4.7)$$

Assim, é possível concluir que para evitar a influência do efeito de solo as pernas do aeromodelo têm que ter uma altura igual ou superior a $74.8mm$.

4.3 Construção das Condutas

4.3.1 Processo de Fabrico

Como visto em 2.1, as dimensões que devem se aplicadas na conduta que se pretende desenvolver são totalmente dependentes do diâmetro da hélice. Como no caso deste projeto se pretendia obter uma aeronave com o menor tamanho possível. Chegou-se à conclusão de que a hélice teria 7 polegadas de diâmetro, para que as dimensões das condutas fossem pequenas mas garantindo que o impulso criado era suficiente para elevar todo o sistema.

Assim sendo, usando a combinação que garantia melhores resultados na função de custo entre as combinações com hélices de 7 polegadas, escolheu-se um conjunto de hélices cuja referência na *internet* anunciava um diâmetro $D_t = 180mm$. Assim, foram dimensionadas as condutas (ver anexo D):

- Diâmetro da hélice: $D_t = 180mm$
- Raio dos lábios: $r_l = 13\%D_t = 23.4mm$
- Espaçamento entre conduta e hélice: $\delta_t = 0.1\%D_t = 0.18mm$
- Diâmetro interior da garganta: $D_{igarganta} = D_t + 2\delta_t = 1.002D_t = 180.36mm$
- Diâmetro exterior da garganta: $D_{egarganta} = D_{igarganta} + 2r_l = 1.522D_t = 273.96mm$

- Altura da corpo da conduta: $L_c = 0.6D_t = 108mm$
- Ângulo de abertuda interior: $\frac{\theta_d}{2} = 5^\circ$
- Diâmetro da abertura de saída: $D_{saida} = D_{igarganta} + 2L_c \tan(5) = 199.4325mm$

Em 2.1 é referido que o comprimento da conduta deve estar compreendido no intervalo $50\%D_t$ e $72\%D_t$. Para este projeto pretendia-se ter condutas com dimensões o mais reduzidas possível, o que remeteria para a construção de condutas com comprimento $50\%D_t$. Acontece que ao instalar o motor e o braço de suporte, a conduta não iria ter altura suficiente para suportar as furações para o braço a atravessar e assim ser possível fixar o motor. Por esta razão optou-se por aumentar a altura da conduta para $60\%D_t$, o que significa um aumento de 18 milímetros no comprimento desta.

Inicialmente, a conduta foi concebida através da impressão 3D mas, o resultado deste método foi insatisfatório. A conduta impressa para além de ter muitas rugosidades, o que influenciaria negativamente o escoamento no interior desta. Esta influência poderia tornar o escoamento turbulento e anular as vantagens inerentes à conduta. O produto da impressão era também muito pesado, tendo uma massa de aproximadamente 750g. Este valor faria com que a introdução das condutas aumentasse o peso da aeronave em 3kg, pelo que seria incomportável a utilização das mesmas. Isto porque os benefícios na diminuição da potência consumida seriam anulados pelos malefícios do aumento de peso. O resultado deste processo encontra-se na figura 4.2.

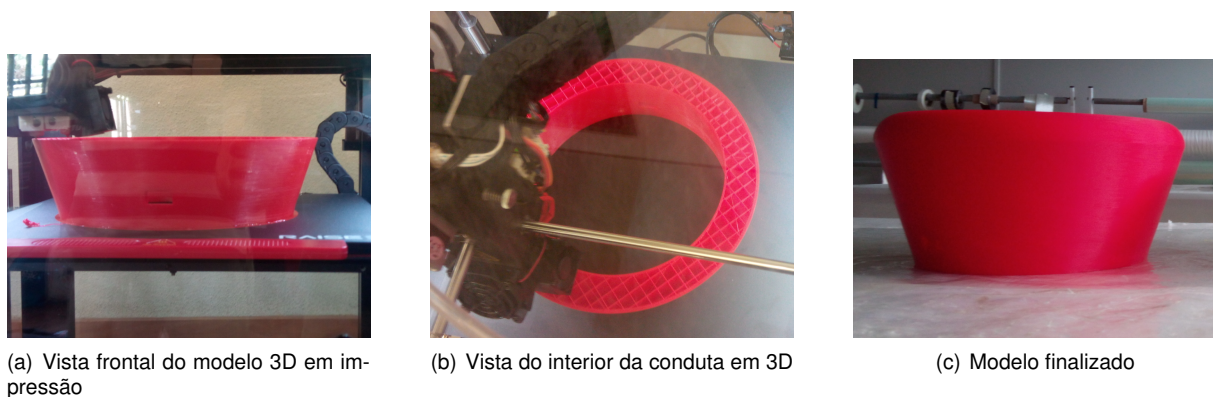


Figura 4.2: Conduta resultante do processo de fabrico por impressão 3D

Face a este resultado negativo no primeiro processo de fabrico, procedeu-se à construção de uma conduta em poliestireno extrudido que posteriormente foi revestido com fibra de vidro. A peça foi construída em duas partes distintas e através de processos distintos. Uma parte que constitui os lábios da conduta e outra parte que constitui o corpo desta. Os lábios foram construídos através de uma máquina CNC (Comando Numérico Computacional) e a parte do corpo foi cortada usando uma máquina de fio quente, ver figuras 4.3(a) e 4.3(b), respectivamente. Ao utilizar este processo, o acabamento dos lábios revela uma qualidade significativamente melhor do que o acabamento da impressão 3D. No que respeita ao acabamento do corpo da conduta, o acabamento não é tão bom porque, por vezes, o fio de metal não cortava o poliestireno de forma exata. O acabamento torna-se ainda pior porque para cortar a parte interior da conduta foi necessário fazer passar o fio através da estrutura do corpo da conduta.

Esta passagem foi feita utilizando o fio aquecido, o que danificou bastante a forma cônica do corpo. Este espaço criado pela passagem do fio teve posteriormente que ser reparado utilizando resina. Esta reparação não é muito exata, porque não há garantias que é conseguida uma conduta de forma circular e cônica. Este processo de fabrico implica ainda que a peça seja lixada para eliminar os excessos de resina e eliminar relevos das paredes interiores.

Posteriormente à construção da conduta, procedeu-se à aplicação de duas camadas de fibra de vidro para acrescentar resistência e possibilitar um melhor acabamento ao interior da conduta. No final deste tratamento, verificou-se uma redução muito significativa do peso da conduta relativamente àquela que resultou da impressão 3D. A nova peça ficou com um peso de 213g, o que permite implementar quatro condutas resultantes deste processo, acrescentando à aeronave apenas o peso de uma conduta impressa em 3D. As condutas resultantes destes dois processos podem ser visualizadas na figura 4.4.

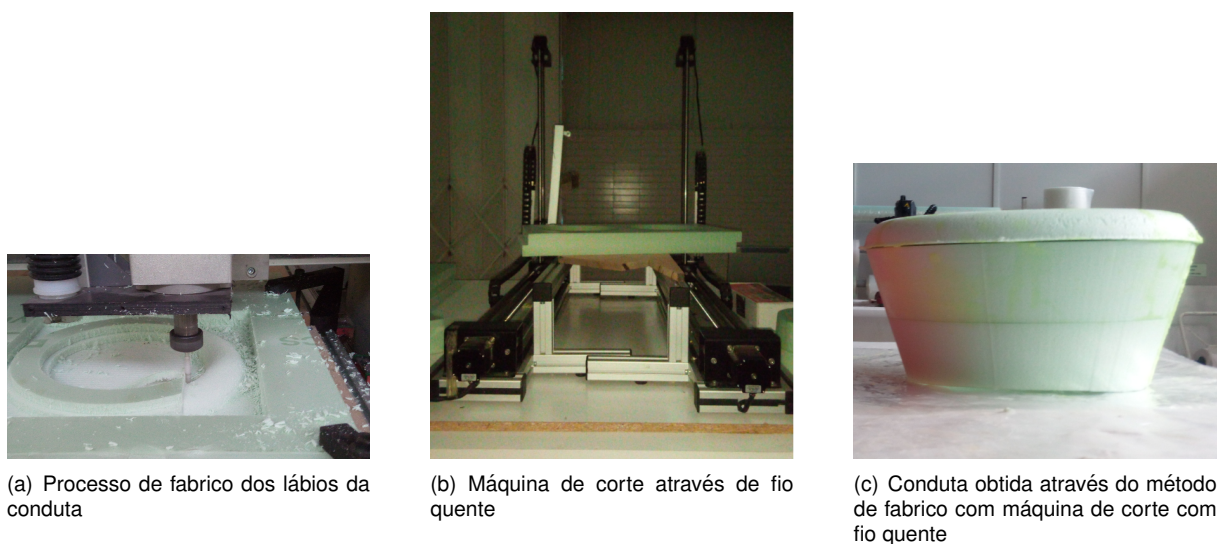


Figura 4.3: Conduta resultante do processo de fabrico por corte com fio quente



Figura 4.4: Condutas resultantes da impressão 3D e do corte através de fio quente

Ainda com resultados imprecisos e insatisfatórios, recorrendo a um método de fabrico alternativo fez-se uma nova conduta. Visto que o acabamento dos lábios da conduta feitos através do processo supracitado é preciso e satisfatório, utilizou-se a máquina CNC para construir toda a conduta, tanto os lábios como o corpo. Para isto, visto que a máquina CNC utilizada não tem altura suficiente para fazer o corpo numa peça única, a conduta foi dividida em 3 partes, os lábios e duas partes para constituir

o corpo. Ver figura 4.5. As diferentes partes, após o fabrico foram unidas utilizando resina. Posteriormente, a peça foi lixada para remover relevos na transição entre as diferentes partes da conduta causadas pela resina e, foram colmatadas pequenas depressões existentes na face da conduta aplicando estuque com características muito leves. Por fim, a conduta foi revestida com duas camadas de fibra de vidro em toda a sua área, para dar resistência e melhorar o acabamento no interior da conduta. Depois da resina secar, toda a superfície foi novamente lixada até se obter uma superfície homogênea e lisa. Apesar do facto de este processo de fabrico, permitir obter uma conduta com um acabamento significativamente melhor, a variação no peso foi praticamente nula ou mesmo inexistente relativamente ao último processo de fabrico.

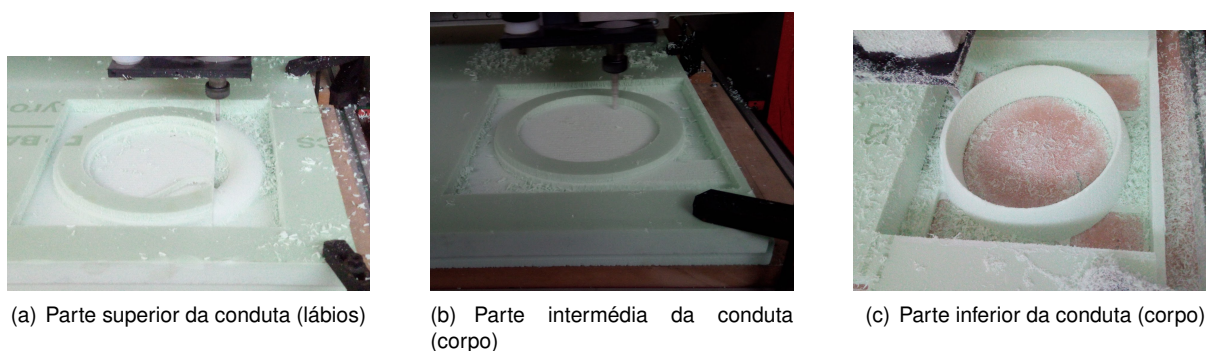


Figura 4.5: Conduta resultante do processo de fabrico utilizando a máquina CNC, com espuma

Visto que o acabamento foi satisfatório mas o peso era ainda algo elevado, foi tomada a decisão de tentar reduzir o peso do modelo através da remoção de toda a espuma, mantendo apenas os lábios e a parede interior da conduta. Para que esta ação fosse possível, foi necessário reforçar a parede interior da conduta com mais duas camadas de fibra de vidro.

Posteriormente à aplicação da nova camada de fibra, a parede exterior foi removida para facilitar o acesso à espuma e evitar peso desnecessário (ver figura 4.6(a)). Esta remoção procedeu-se utilizando uma máquina de corte e o poliestireno foi removido com a utilização de um x-acto (ver figura 4.6(b)) e acetona, a qual, ao entrar em contacto com o poliestireno reagem ficando este parcialmente dissolvido, possibilitando a sua remoção. ver figura 4.6(c).

No fim da remoção do poliestireno, constatou-se que a estrutura da conduta não era suficientemente rígida para resistir a possíveis impactos. Para colmatar esta fragilidade as paredes exteriores foram reforçadas com fibra de vidro. Sabendo-se com antecedência que seria necessário furar as condutas para a fixação dos braços e apoios do motor, foram identificados os locais de furação e, para evitar danos irreparáveis, foram aplicadas camadas adicionais.

No final deste processo, com a remoção da espuma e adição de novas camadas de fibra, foi possível conseguir uma redução no peso de mais de 40 gramas face às condutas com espuma. Ver figura 4.7.

Visto que os resultados do último processo de fabrico é melhor que os do penúltimo mas, as abas existentes nas condutas sem espuma podem causar alguns constrangimentos no que diz respeito ao escoamento em torno das condutas e algumas forças que surgem devido a estas, a decisão das condutas a desenvolver é tomada tendo por base os resultados provenientes da utilização de um programa



(a) Parede exterior da conduta removida



(b) Parte da espuma removida com auxílio de x-acto



(c) Espuma totalmente removida

Figura 4.6: Conduta resultante do processo de fabrico utilizando a máquina CNC, sem espuma



(a) Peso da conduta com espuma



(b) Peso da conduta sem espuma

Figura 4.7: Comparação dos pesos das condutas resultantes dos últimos dois processos de fabrico

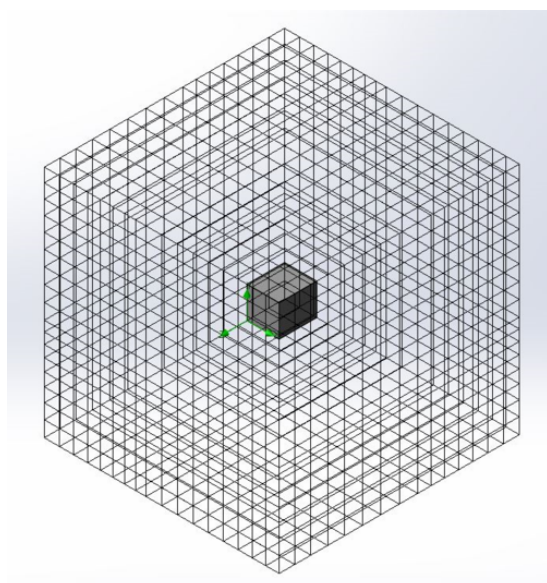
de simulação de escoamento em torno dos dois tipos de conduta. Estas simulações são feitas na ferramenta *Flow Simulation* do *Solidworks*. A utilização desta ferramenta em detrimento de outra mais potente e precisa deveu-se, principalmente, à sua *interface* relativamente simples e os conhecimentos já existentes por parte do autor, sendo por isso mais *"user friendly"*. Outra razão centra-se na necessidade de menor tempo de simulação e também a utilização da mesma ferramenta tanto para a modelação da peça como para simulação do escoamento. Outra razão para utilizar uma ferramenta menos precisa e potente é o facto de o escoamento esperado à volta das condutas ser lento.

4.3.2 *Flow Simulation*

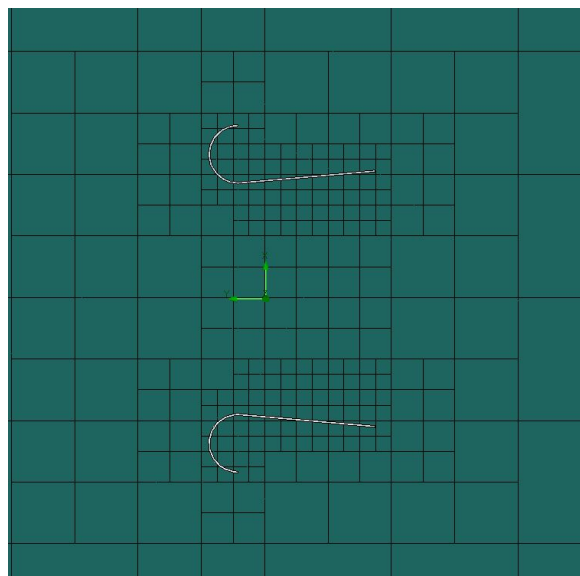
Esta ferramenta utiliza uma malha em grade regular, na qual as linhas da grelha estão inseridas num retângulo (2D) ou numa caixa retangular (3D) e alinhadas com um sistema de coordenadas cartesianas [48]. Ver figura 4.8(a).

É possível verificar que a malha é do tipo "Bock Structure Grids", no qual a malha é montada a partir de um número de blocos ligados entre si [49]. Na figura 4.8(b) pode ser visualizada um exemplo da malha utilizada.

Na definição das malhas foi definido um domínio computacional paralelepipedico cujas bases ti-



(a) Malha utilizada pela ferramenta *Flow Simulation*



(b) Malha utilizada pela ferramenta *Flow Simulation* para estudo do escoamento em torno de uma conduta

Figura 4.8: Malha utilizada pela ferramenta *Flow Simulation*

nam as arestas com um comprimento 20 vezes superior ao maior diâmetro exterior da conduta e uma altura 20 vezes superior à altura da conduta. As dimensões elevadas do domínio servem para garantir que em *far-field* o modelo testado já não influencia o escoamento e este último não se encontra perturbado. É necessário ter em atenção este pormenor porque, no caso do domínio computacional ser muito reduzido, não existem células da malha que caracterizem o comportamento não perturbado da atmosfera. Se isso se verificar não existem referências para se obter as diferenças de arrasto, turbulência, propulsão e velocidade entre o escoamento perturbado pelo modelo e a atmosfera estável.

Posteriormente à definição do domínio computacional, ao qual foi atribuída uma malha global automática, foi definida uma malha local com menor dimensão em torno dos diferentes modelos. A malha local foi definida em forma de cubóide com dimensões variadas dependendo da simulação executada e por forma a manter o escoamento perturbado pelo modelo no interior do volume da malha. Assim, as dimensões definidas foram:

- Para simulação de voo ascendente e descendente as arestas da base têm um comprimento 3 vezes superior ao diâmetro da conduta e a altura é 8 vezes superior à altura da conduta;
- Para as simulações de voo lateral as arestas da base têm um comprimento 4 vezes superior ao diâmetro da conduta e a altura é 6 vezes superior à altura da conduta.

No que respeita aos parâmetros da malha estes foram definidos por forma a ter uma malha suficientemente refinada para daí saírem resultados válidos. Para tal, visto que o modelo a testar é pequeno e com paredes finas, o parâmetro *Small solid features refinement level* que tem a função de refinar a malha junto a elementos cujas dimensões são pequenas, foi definido com nível 8 em 9 possíveis. O parâmetro *Curvature refinement level* que serve para reduzir os erros decorrentes da aproximação da malha quadrangular a superfícies curvas. Quanto maior o nível deste parâmetro menor é o tamanho

das células perto das curvaturas e menores os erros de simulação [50]. Face a isto e, sabendo que o modelo apresenta curvaturas acentuadas na parte dos lábios da conduta, este parâmetro foi definido com o mesmo nível do anterior. O parâmetro *Tolerance refinement level* é usado para garantir que o desvio da discretização da geometria real da superfície não é tão grande que cause problemas na simulação [50]. O que acontece com este último parâmetro tem algumas semelhanças com o anterior pelo que na sua definição não foi significativamente refinado, tendo sido usado o nível 3 em 9.

Após a definição da malha a utilizar para cada modelo (com e sem conduta) foram executadas simulações para os diferentes tipos de voo (voo lateral, voo ascendente e voo descendente). De notar que estas simulações foram realizadas à velocidade de $5ms^{-1}$, que é uma velocidade significativamente superior à velocidade de voo definida nos objectivos iniciais, 1.3, ou seja, $0.1ms^{-1}$. As simulações foram realizadas para a velocidade supracitada, porque no caso de haver algum aspecto negativo em algum dos modelos a esta velocidade o mesmo aspecto também se irá verificar à velocidade definida para a missão mas com uma intensidade menor. Assim, através das simulações é possível perceber e comparar os benefícios e os malefícios das diferentes configurações da conduta.

Voo horizontal

Nas figuras 4.9, 4.10 e 4.11 é possível visualizar o escoamento em torno da conduta aquando da realização de um voo horizontal, no que respeita à pressão, à velocidade e à vorticidade, respectivamente.

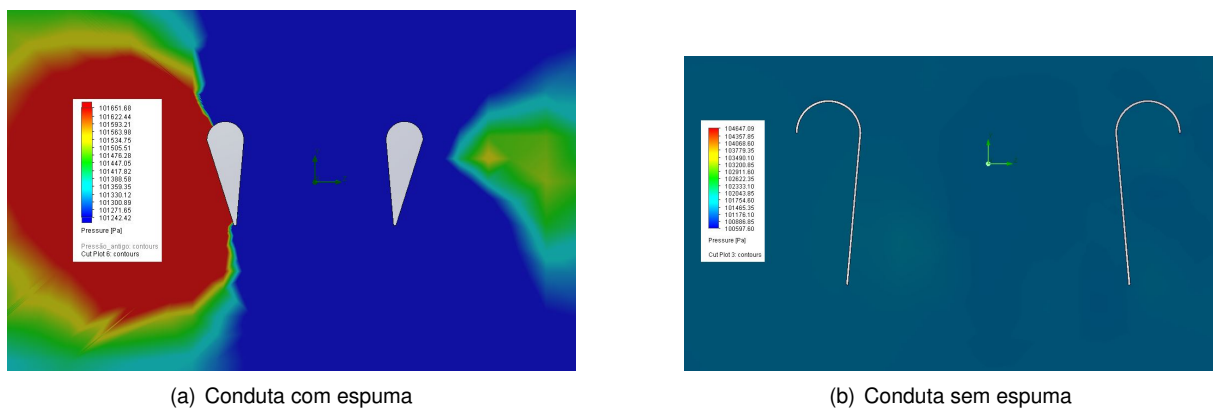


Figura 4.9: Variação de pressão num deslocamento lateral ou com vento lateral

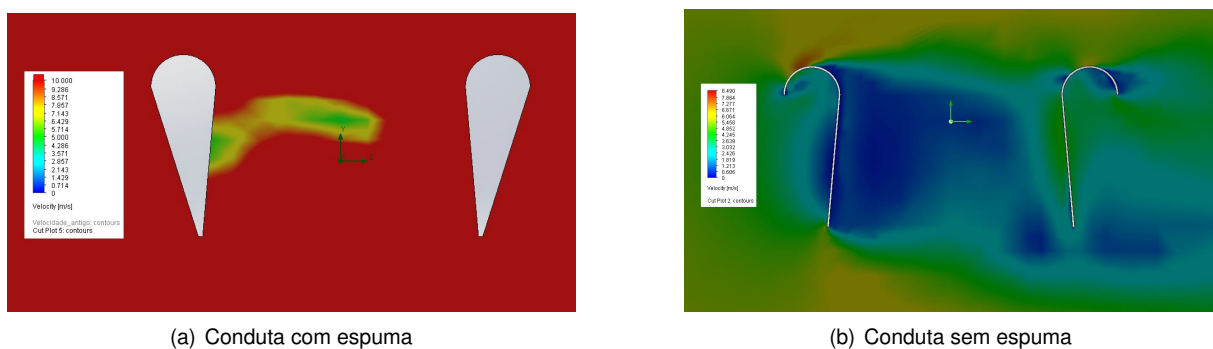
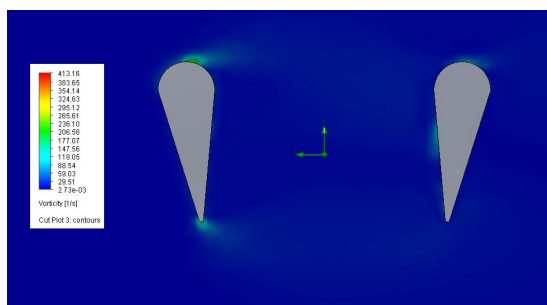
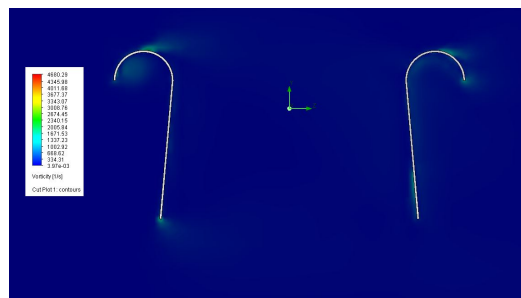


Figura 4.10: Velocidade do escoamento num deslocamento lateral ou com vento lateral

Voo ascendente



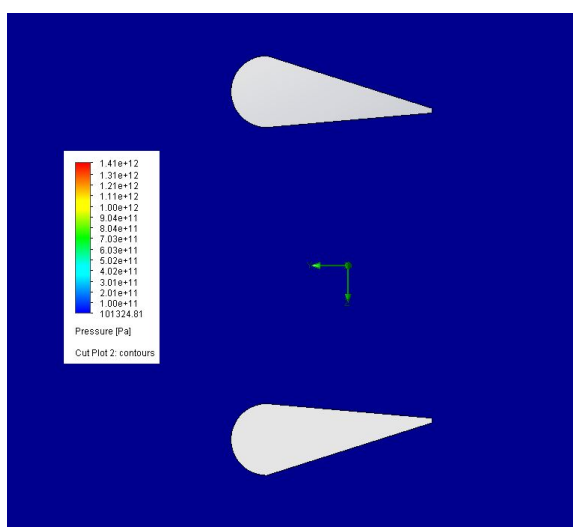
(a) Conduta com espuma



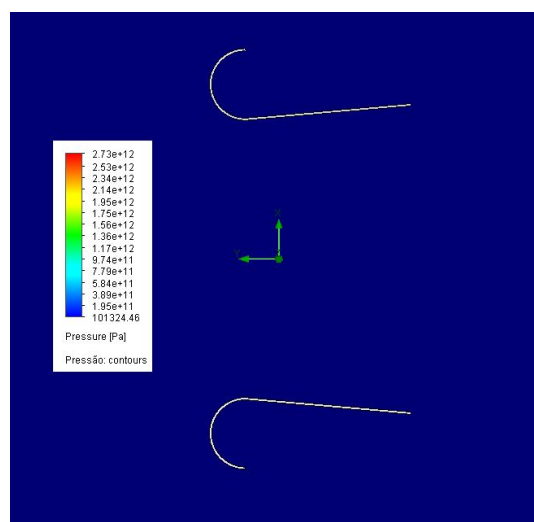
(b) Conduta sem espuma

Figura 4.11: Vorticidade existente num deslocamento lateral ou com vento lateral

Nas figuras 4.12, 4.13 e 4.14, é possível visualizar o efeito de um voo vertical ascendente no escoamento.

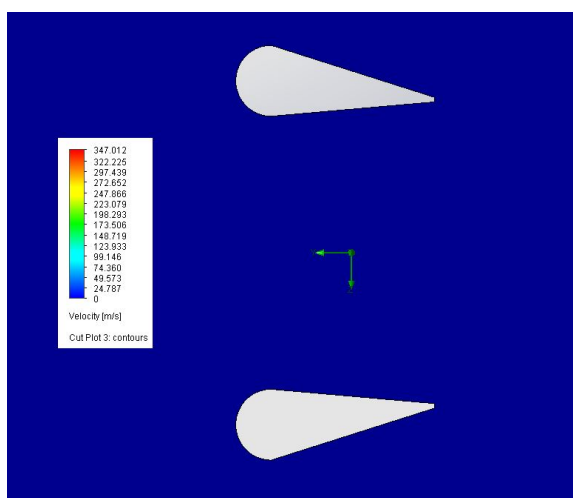


(a) Conduta com espuma

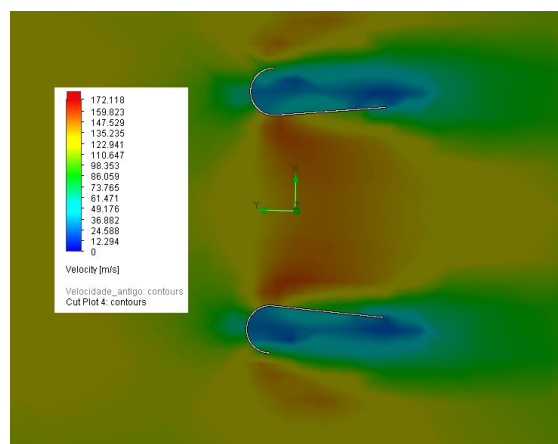


(b) Conduta sem espuma

Figura 4.12: Variação de pressão num deslocamento ascendente

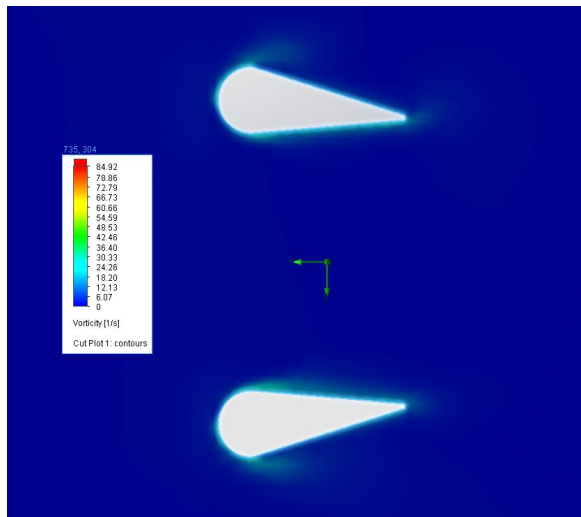


(a) Conduta com espuma

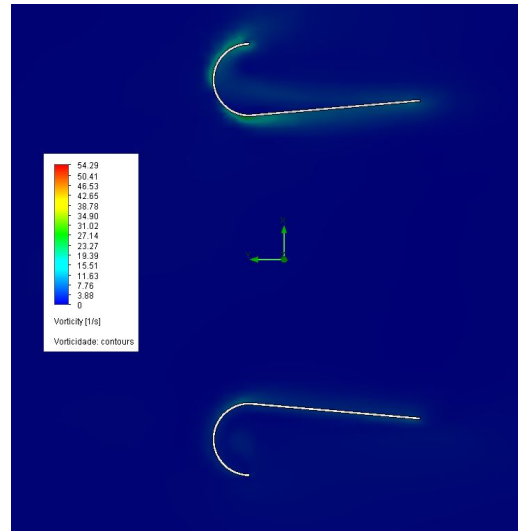


(b) Conduta sem espuma

Figura 4.13: Velocidade do escoamento num deslocamento ascendente



(a) Conduta com espuma

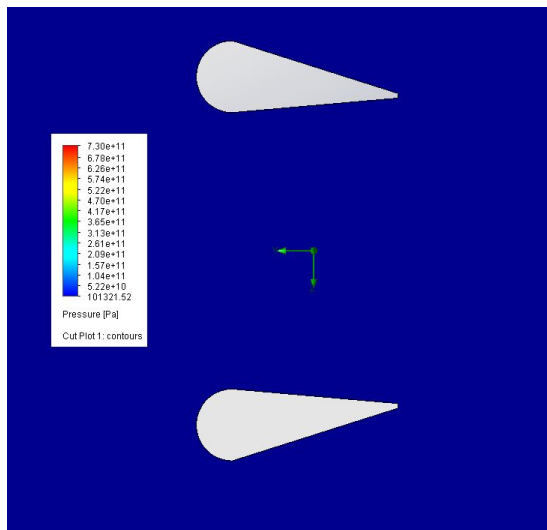


(b) Conduta sem espuma

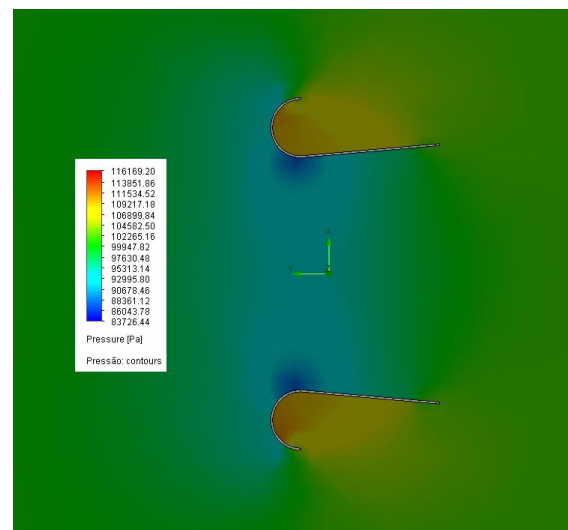
Figura 4.14: Vorticidade existente num deslocamento ascendente

Voo descendente

Nas figuras 4.15, 4.16 e 4.17 é possível visualizar a influência, no escoamento, de um voo vertical descendente ou de uma possível queda da aeronave.



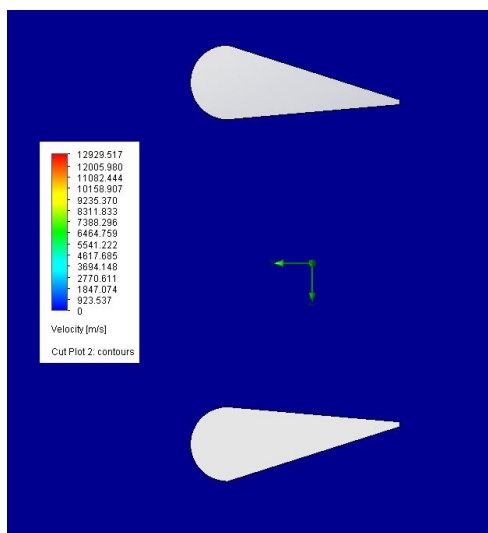
(a) Conduta com espuma



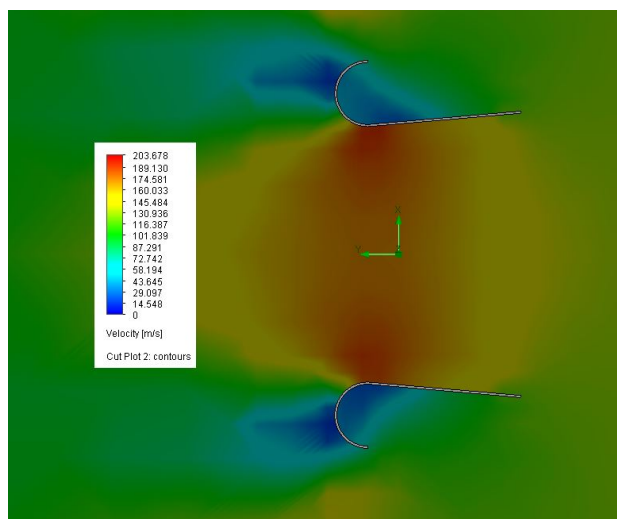
(b) Conduta sem espuma

Figura 4.15: Variação de pressão num deslocamento descendente

Como é possível verificar nas figuras 4.9-4.17, o escoamento em torno dos dois tipos de conduta são muito semelhantes excepto no que respeita à variação de pressão, velocidade e vorticidade num voo descendente (figuras 4.15, 4.16 e 4.17). Existe também uma variação de velocidade no voo ascendente (figura 4.13). Esta diferença deve-se principalmente à aba formada pela remoção de espuma dos lábios da conduta. Esta aba não tem tanta influência nos restantes tipos de movimento porque, no voo ascendente a velocidade implica que o escoamento descole mas, isto não implica uma variação significativa na pressão, ver figura 4.12. Assim, a influência no voo ascendente é desprezável. No voo

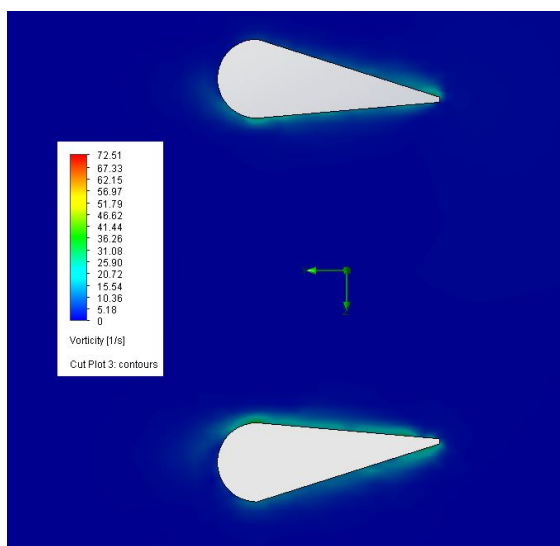


(a) Conduta com espuma

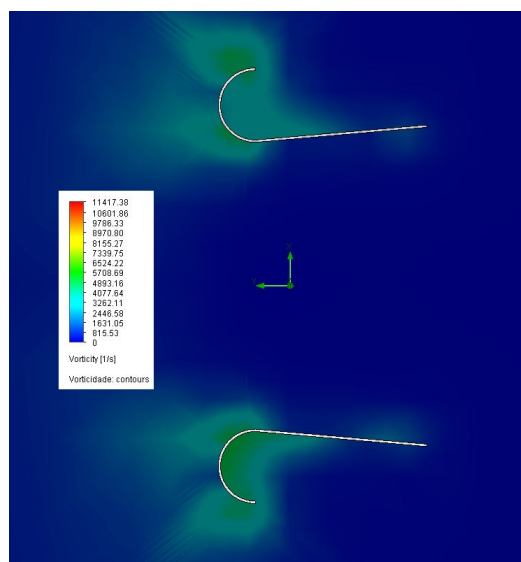


(b) Conduta sem espuma

Figura 4.16: Velocidade do escoamento num deslocamento descendente



(a) Conduta com espuma



(b) Conduta sem espuma

Figura 4.17: Vorticidade existente num deslocamento descendente

lateral também se verifica uma grande variação de pressão quando se avalia a a conduta com espuma. É criada uma elevada pressão no exterior da conduta, o que faz com que seja criada uma força na conduta. Sendo assim uma influência negativa para a aeronave. Este fenómeno não se verifica na conduta sem espuma e, por isso, considera-se que a existência de espuma na conduta não é vantajoso. Na figura 4.11 é possível verificar que se formam alguns vórtices na zona interior da aba dos lábios mas estes não formam uma depressão no interior desta aba, como é possível verificar na figura 4.9, sendo que não há nenhuma força que influencie de forma diferente o voo das condutas com e sem espuma.

Nos fenómenos visualizados aquando de um voo descendente, estes trazem algum benefício à conduta sem espuma. Isto porque, como se pode visualizar na figura 4.12, com a formação de uma pressão alta no interior das abas e uma depressão no exterior destas, é criada uma força ascendente.

Esta força permite que em caso de queda o aparelho desenvolva alguma sustentação nas condutas e a queda não seja tão abrupta. Permite também que num voo descendente a força exercida pelo motor para descer com velocidade reduzida seja menor. Isto torna-se uma vantagem tanto para a proteção do aparelho como para a autonomia.

Por estas razões pode afirmar-se que o efeito da remoção da espuma, no que respeita aos efeitos no escoamento, não tem influências negativas significativas. Por outro lado a remoção da espuma traz benefícios no que respeita ao peso do aparelho, sendo que com uma redução de aproximadamente 50g por conduta traz uma redução total de 200g no peso da aeronave.

Com resultados bastante satisfatórios com o último processo de fabrico, tanto a nível de acabamento como de peso e sabendo que a remoção da espuma é benéfica, foram construídas as três condutas em falta utilizando este último método.

É necessário realçar que, por imposição da ferramenta utilizada, as escalas nas diferentes imagens não é a mesma. Pode verificar-se a variação de intensidade consultando a escala de cores de cada imagem.

4.4 Flexão dos Braços

Este estudo é feito com o objetivo de garantir que a tensão de flexão gerada pelos motores nos braços do multi-rotor não é suficientemente grande que faça com que o material dos braços entre em regime plástico, evitando assim que haja deformação permanente dos braços.

Após a escolha do conjunto motor-hélice é calculado o impulso máximo e, conseqüentemente, a força máxima aplicada no braço. É também calculado o peso dos restantes componentes a utilizar para saber qual a força descendente que é criada pela estrutura devido ao peso da aeronave. Assim, foi possível calcular a flexão máxima dos braços. Ver representação das forças criadas no braço na figura 4.18(a).

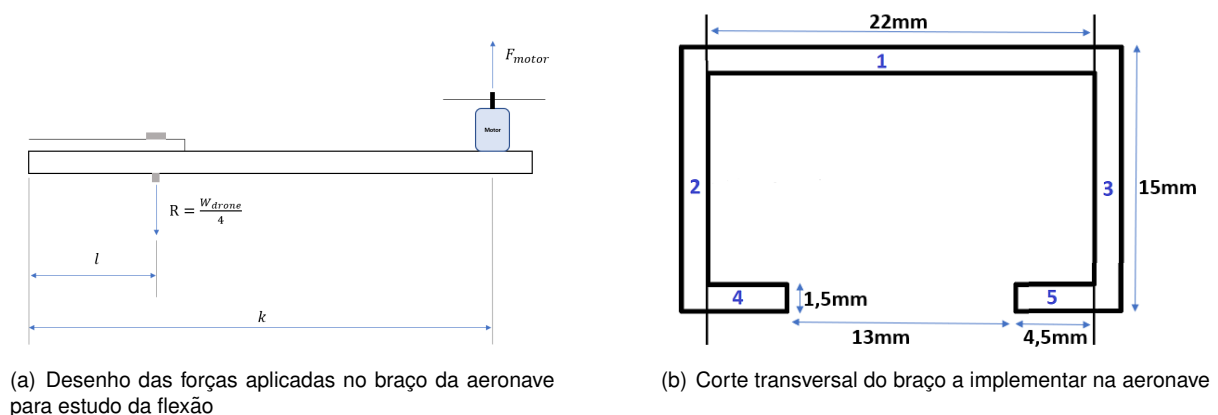


Figura 4.18: Desenho das forças aplicadas na barra e secção transversal

O primeiro passo resume-se ao cálculo do momento de inércia da barra. Assim, utilizando a equação

2.69 reformulada para o cálculo do momento de inércia por secções, tem-se:

$$I_i = \frac{1}{12} b_i h_i^3 + A_i d_i^2 \quad (4.8)$$

Para tal é necessário dividir a secção transversal da barra em secções e calcular as distâncias ao ponto neutro da secção transversal. Ver figura 4.18(b).

	$A_i [mm^2]$	$\bar{y}_0 [mm]$	$A_i \bar{y}_0 [mm^2]$
1	33	0.75	24.75
2	22.5	7.5	168.75
3	22.5	7.5	168.75
4	6.75	0.75	5.0625
5	6.75	0.75	5.0625
Σ	91.5		372.375

Tabela 4.1: Dimensões das diferentes secções da secção transversal

$$Y_0 = \frac{A_i \bar{y}_0}{A_i} = 4.0697 [mm] \quad (4.9)$$

$$d_i = |Y_0 - \bar{y}_0| \quad (4.10)$$

Assim, aplicando 4.9 em 4.10 calcula-se d_i :

$$\begin{cases} d_1 = |4.0697 - 0.75| = 3.32mm \\ d_2 = d_3 = |4.0697 - 7.5| = 3.43mm \\ d_4 = d_5 = |4.0697 - 0.75| = 3.32mm \end{cases}$$

É assim possível calcular o momento de inércia da barra:

$$\begin{cases} I_1 = \frac{1}{12} \times 1.5 \times 22^3 + 33 \times 3.3197 = 1694.67mm^4 \\ I_2 = I_3 = \frac{1}{12} \times 15 \times 1.5^3 + 22.5 \times 3.4303 = 268.98mm^4 \\ I_4 = I_5 = \frac{1}{12} \times 1.5 \times 4.5^3 + 6.75 \times 3.3197 = 85.78mm^4 \\ I_{total} = \Sigma I_i = 2318.40mm^4 = 0.23 \times 10^{-8}m^4 \end{cases}$$

Para o cálculo da maior deflexão na ponta do braço falta calcular o momento criado pelas forças. Ver imagem 4.18(a). Assim, para obter o momento tem-se:

$$\circlearrowleft \Sigma M_y = -Rl + F_{motor}k = -\frac{1}{4}W_{drone} \times 0.06 + T_{max1motor} \times 0.230306 \Rightarrow M_y = 4.773N \cdot m \quad (4.11)$$

Assim, é possível calcular a flexão criada na barra aplicando os valores calculados na equação 2.76:

$$y_{max} = \frac{ML^2}{2EI} = 0.001834m \quad (4.12)$$

Na equação 4.12, E designa o módulo de elasticidade ou módulo de Young, que para o alumínio tem um valor de $69GPa$.

Para calcular a tensão máxima aplicada na barra, utiliza-se a equação 2.13, tal que:

$$\sigma_m = \frac{MY_0}{I} = 8378868601 N \cdot m^{-2} \quad (4.13)$$

Com os resultados obtidos é possível verificar que o impulso criado pelo conjunto motor-hélice não é suficiente para deformar permanentemente ou quebrar o braço da aeronave. Pelo que se pode utilizar este perfil para a construção da aeronave.

4.5 Construção da Estrutura

Para a construção da estrutura foi desenvolvido um projeto inicial na ferramenta computacional *Solidworks* e, após algumas iterações, chegou-se a uma estrutura final, ver figura 4.19. Durante estas iterações foram tidos em conta os componentes escolhidos e as dimensões definidas em 3.1.1, 3.1.2, 3.1.3, 3.1.4, 4.3 e 4.4.

Após a determinação de todos os parâmetros da estrutura da aeronave, o material escolhido para a construção física foi o alumínio devido, principalmente, às suas características de elevada resistência à flexão e ao peso relativamente baixo face a outros metais de características semelhantes.

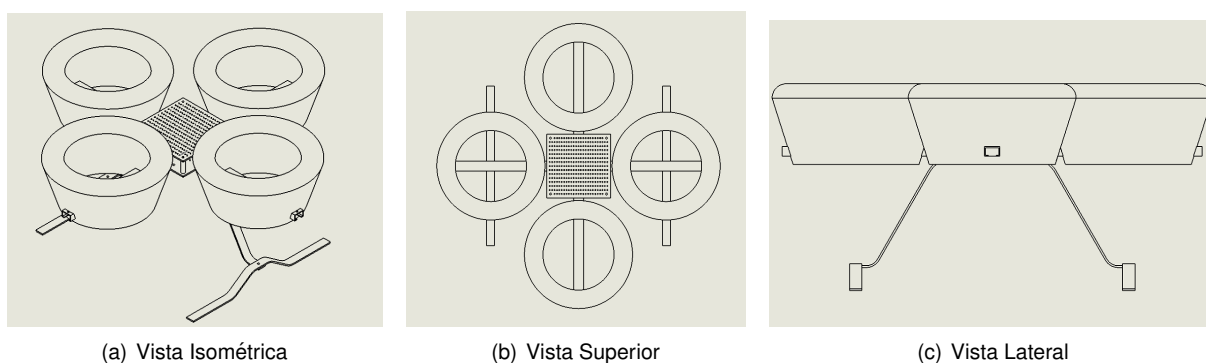
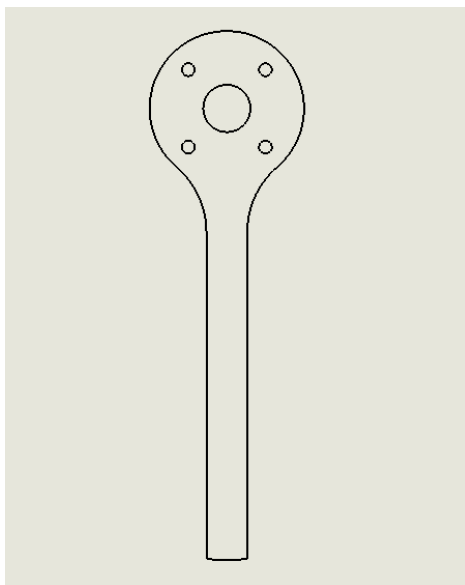


Figura 4.19: Projeto inicial do RPAS

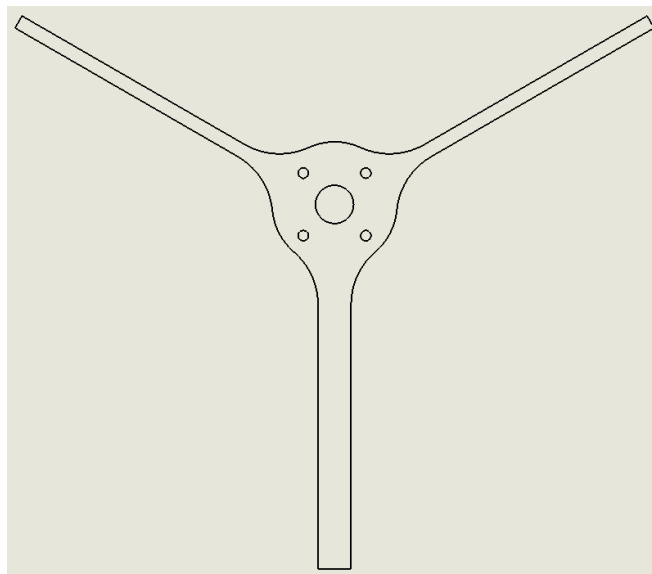
Depois da aquisição dos materiais em alumínio e da construção das condutas, chegou-se à conclusão de que os braços tinham uma largura consideravelmente grande para o diâmetro da conduta, o que implicaria uma grande obstrução no escoamento no interior da conduta, baixando o rendimento. O alumínio iria também impor um incremento muito grande no peso da aeronave. Assim, foi desenvolvido um novo *design* em que os braços, as placas centrais e as pernas foram substituídos por tubos, placas e pernas, respectivamente, feitos em fibra de carbono. Também o apoio do motor foi redefinido, em vez de ser feito no braço da aeronave, como no *design* inicial (figura 4.19), foi desenhado um novo suporte. Este novo suporte foi feito em pladur encastrado em fibra de carbono. Ver figura 4.20.

Na figura 4.21 é possível visualizar a utilização dos novos suportes nos braços nas configurações com e sem conduta.

Visto que foram construídos braços diferentes é necessário refazer os cálculos da flexão dos braços, à semelhança do que foi realizado em 4.4.

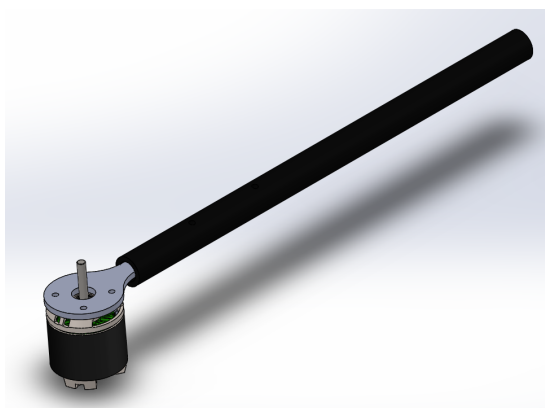


(a) Suporte para motor sem conduta

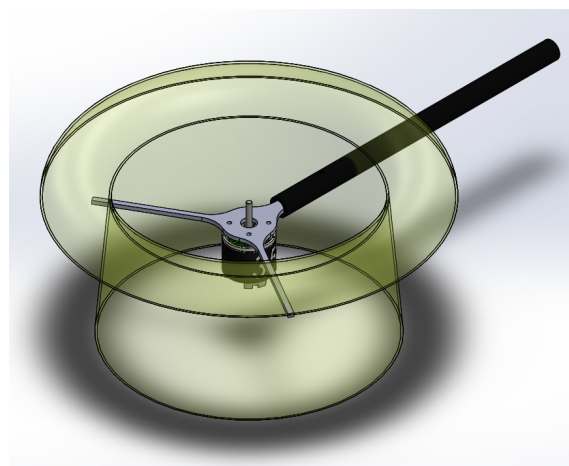


(b) Suporte para motor com conduta

Figura 4.20: *Drawings* dos suportes de motor implementados



(a) Braço com suporte para motor sem conduta



(b) Braço com suporte para motor com conduta

Figura 4.21: Modelação dos suportes de motor implementados nos braços do RPAS

Na figura 4.22 é possível observar as dimensões do novo braço bem como os diagramas de distribuição de força e momentos.

Depois da construção dos gráficos de distribuição de força e momentos é necessário calcular os momentos de inércia das diferentes partes do braço. Sabendo que a parte mais à esquerda é o perfil de alumínio, o seu momento de inércia já foi calculado em 4.4 e tem o valor $I_1 = 0.2318 \times 10^{-8} m^4$. A parte intermédia é um tubo oco, em fibra de carbono, cuja secção é coroa circular. Da bibliografia, P.Beer et al. [27], a fórmula para o momento de inércia desta secção é dado por $I_2 = \frac{1}{4} \pi (r_o - r_i)^4$. Neste estudo, o momento de inércia do componente intermédio tem um valor de $I_2 = 1.994 \times 10^{-9} m^4$. Para o cálculo do componente mais à direita, é necessário ter em atenção que este é constituído por uma placa de *pladur* com $3mm$ de espessura no meio de duas camadas de fibra de carbono com $0.5mm$ de

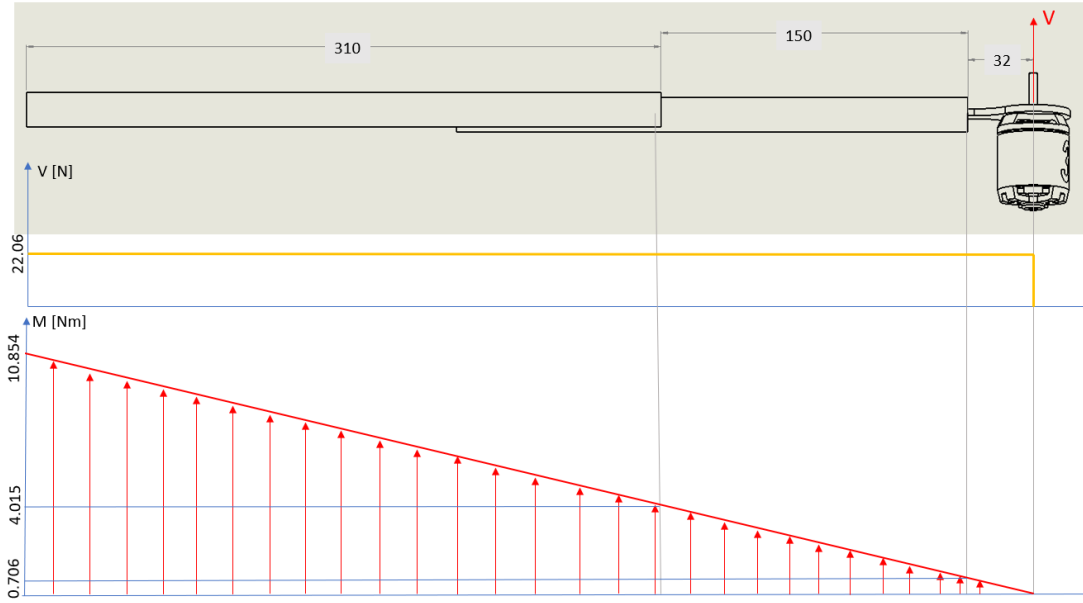


Figura 4.22: Desenho do novo braço e gráficos de distribuição de força e momentos

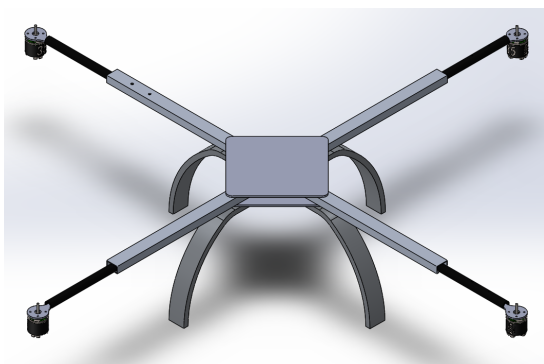
espessura cada. Assim, o momento de inércia é calculado com recurso à fórmula:

$$I_3 = 2 \left(\frac{n_{carbono}}{12} \times bh^3 + n_{carbono} A_{carbono} d_{carbono} \right) + \left(\frac{n_{pladur}}{12} \times bh^3 \right) = 5.164 \times 10^{-10} m^4 \quad (4.14)$$

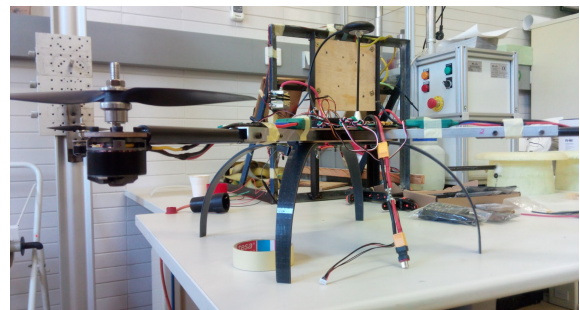
Tendo calculado estes valores e sabendo os valores do módulo de Young é possível calcular a flexão máxima de cada componente com recurso à equação 2.76.

$$\begin{cases} y_{max1} = 0.0082m \\ y_{max2} = 2.875 \times 10^{-4}m \\ y_{max3} = 6.034 \times 10^{-6}m \end{cases}$$

Estes valores não representam nenhuma ameaça de provocar deformação plástica nos materiais ou a fratura dos mesmos. Assim, foi finalmente construída e modulada uma estrutura para o RPAS, ver figuras 4.23 e 4.24.



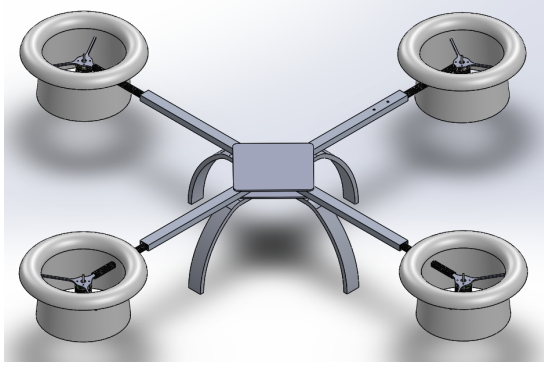
(a) Modulação do RPAS sem conduta



(b) Estrutura física final do RPAS

Figura 4.23: RPAS finalizado para a configuração sem conduta

A estrutura finalizada e preparada para voar tem um peso de 2700g, nos quais não está incluído o *payload*. Este peso refere-se à aeronave pronta a voar com a utilização de uma bateria de apenas



(a) Modulação do RPAS em Solidworks



(b) Estrutura física final do RPAS

Figura 4.24: RPAS finalizado para a configuração com conduta

5000mAh, cujo peso é 449g. Foi utilizada esta bateria devido ao longo atraso da entrega do material por parte do fornecedor. Com a utilização da bateria 4S e 16000mAh, a aeronave teria um peso de 3500g. Este valor para a massa da aeronave é significativamente maior do que aquele que foi estimado no início do estudo, o que implica que sejam feitos novos cálculos para a potência consumida em voo, a fim de verificar se, com o aumento do peso e com os componentes escolhidos, é ainda possível cumprir os objetivos estipulados inicialmente.

4.6 Autonomia Esperada

Os cálculos apresentados a seguir são relativos à aeronave pronta a voar, equipada com a bateria de 5000mAh, na configuração motores sem condutas. Nos cálculos são usadas as equações 2.11 e 2.31, presentes no capítulo 2.

Para se calcular o impulso necessário para pairar, tem-se que:

$$T_{p5000} = \frac{m_{5000} \times g}{1000} = 26.49N \quad (4.15)$$

Na qual W se refere à massa da aeronave. Com este valor, e recorrendo à equação 2.11 é então possível calcular a potência necessária para pairar.

$$P_{p5000} = \frac{T_{p5000}^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2 \times 1.225 \times \pi \times \left(\frac{7 \times 0.0254}{2}\right)^2}} = 979.64W \quad (4.16)$$

Recorrendo à equação 2.11, pode calcular-se a velocidade induzida no plano do rotor quando a aeronave está a pairar.

$$v_{p5000} = \frac{P_p}{T_p} = \frac{979.64}{26.49} = 36.98ms^{-1} \quad (4.17)$$

No que respeita ao voo vertical, da equação 2.31, tem-se:

$$P_{climb5000} = \left(\frac{0.1}{2v_p} + \sqrt{\left(\frac{0.1}{2v_p} \right)^2 + 1} \right) \times P_p = 980.97W \quad (4.18)$$

Considerando novamente que se tem um plano de voo no qual se tem a aeronave a pairar em 80% do tempo e 20% em subida e utilizando a bateria de $5000mAh$. Dada a potência de $74Wh$ da bateria, estima-se o tempo de voo para uma carga de bateria através da potência requerida pelos motores, dado o perfil da missão. De notar que apenas será contabilizado 80% da potência da bateria uma vez que estas, sendo de lítio não devem ser descarregadas totalmente sob risco de se danificarem.

$$0.8 \times P_{bateria} = 0.8t \times P_p + 0.2t \times P_{climb} \Rightarrow t = \frac{P_{bateria}}{P_p + 0.25P_{climb}} \Rightarrow t = 0.06041h \equiv 3m37s \quad (4.19)$$

Repetem-se os cálculos, agora para a bateria de $16000mAh$, para se ter desde já uma estimativa do tempo de voo esperado quando se instalar uma bateria desta dimensão.

$$T_{P16000} = \frac{W \times g}{1000} = 34.335N \quad (4.20)$$

$$P_{P16000} = 1445.84W \quad (4.21)$$

$$v_{P16000} = 42.11ms^{-1} \quad (4.22)$$

$$P_{climb16000} = 1447.56W \quad (4.23)$$

Assim, o tempo esperado de voo para a missão definida é:

$$t_{16000} = 0.131h \equiv 7m51s \quad (4.24)$$

Com o aumento do peso da aeronave, a potência consumida em voo é maior. Isto implicou que não se conseguisse atingir os 30 minutos de voo que se tinha como objetivo inicial para rotor sem conduta. Apesar disso, este estudo continua a ser válido uma vez que se pode continuar a estudar o efeito da introdução de uma conduta em volta do rotor.

Tal como visto no capítulo, 2 de acordo com a bibliografia, Pereira [5], Leishman [17], a introdução de condutas em torno da hélice traz benefícios no que respeita ao melhoramento da *performance* do sistema bem como no aumento do rendimento do sistema. Esta melhoria é justificada pela reduzida distância entre a ponta da pá e a conduta, conseguindo-se assim reduzir o arrasto induzido e, consequentemente, reduzir as perdas na ponta da pá.

Leishman [17] quantifica as melhorias no desempenho através da relação entre a potência consumida na configuração rotor com conduta e a potência consumida na configuração rotor aberto. Para isso, baseia-se na relação entre a área da garganta e a área de saída da conduta, ver equação 2.52. As condutas a implementar foram desenvolvidas de acordo com as conclusões retiradas por Pereira [5]. Esse autor concluiu que o melhor ângulo de abertura da conduta é de 5° e que a altura do corpo deve estar compreendida no intervalo de 50% a 72% do diâmetro da hélice. No desenvolvimento das condutas para este projeto foi decidido que estas iriam ter um corpo com altura igual a 60% do diâmetro da hélice, ou seja, $0.6D_t = 106.68mm$.

Utilizando estas conclusões é assim possível calcular o parâmetro de contração da esteira, a_w .

Segundo Pereira [5] a contração da esteira depois da saída da conduta é praticamente nula, uma vez que o escoamento está totalmente desenvolvido no plano de saída do difusor. Assim é possível afirmar que o parâmetro de contração do escoamento é dado por:

$$a_w = \frac{A_{saída}}{A_{entrada}} = \left(\frac{\frac{0.18036}{2} + 0.108 \tan(5^\circ)}{\frac{0.18036}{2}} \right)^2 = 1.22 \quad (4.25)$$

Utilizando a equação 2.52, presente no capítulo 2, e sabendo o valor de a_w , resultante de 4.25, calcula-se a potência consumida na configuração rotor com conduta.

$$(P_i)_{RC} = \frac{(P_i)_{RA}}{\sqrt{2a_w}} \quad (4.26)$$

Com a introdução das condutas, o peso da aeronave aumenta e, por isso, fica com um peso total de $3450g \equiv 33.8445N$ na configuração com a bateria de $5000mAh$. Assim, a potência consumida para pairar e com condutas é:

$$(P_p)_{RC_{5000}} = \frac{(P_p)_{RA_{5000}}}{\sqrt{2a_w}} \Rightarrow (P_p)_{RC_{5000}} = 905.84W \quad (4.27)$$

Para voo axial ascendente, a potência consumida é dada por:

$$(P_{climb})_{RC_{5000}} = \frac{(P_{climb})_{RA_{5000}}}{\sqrt{2a_w}} \Rightarrow (P_{climb})_{RC_{5000}} = 906.93W \quad (4.28)$$

Destes resultados pode finalmente ser calculado o tempo de voo esperado nesta configuração:

$$t_{RC_{5000}} = 3m55s \quad (4.29)$$

Para a configuração com condutas utilizando a bateria de $16000mAh$, o peso total é de $4250g \equiv 41.69N$, e obtém-se os seguintes resultados:

$$(P_p)_{RC_{16000}} = \frac{(P_p)_{RA_{16000}}}{\sqrt{2a_w}} \Rightarrow (P_p)_{RC_{16000}} = 1238.53W \quad (4.30)$$

Para voo axial ascendente, a potência consumida é dada por:

$$(P_{climb})_{RC_{16000}} = \frac{(P_{climb})_{RA_{16000}}}{\sqrt{2a_w}} \Rightarrow (P_{climb})_{RC_{16000}} = 1240.62W \quad (4.31)$$

Destes resultados pode finalmente ser calculado o tempo de voo esperado nesta configuração:

$$t_{RC_{16000}} = 9m10s \quad (4.32)$$

Com os valores obtidos é possível afirmar que, teoricamente, apesar de reduzida a introdução das condutas é benéfica. Nestes cálculos verifica-se, para a bateria de $5000mAh$, um aumento de poucos segundos no tempo de voo. Para a bateria de $16000mAh$ verifica-se um aumento no tempo de voo de

$1m20s.$

Capítulo 5

Ensaaios Experimentais

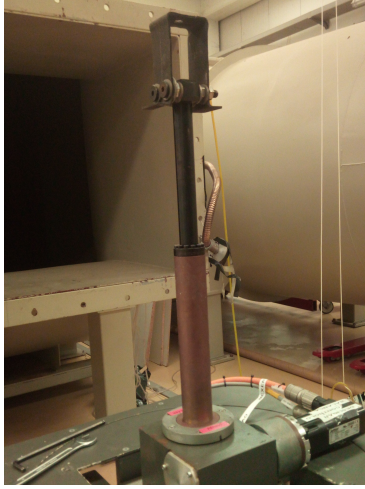
5.1 Testes Estáticos

O conjunto motor-hélice é provavelmente o mais crítico de toda a aeronave uma vez que, se mal escolhido ou dimensionado, pode provocar a incapacidade da aeronave em voar. Assim, antes de se montar toda a aeronave foram realizados testes para atestar a capacidade deste conjunto produzir o impulso teoricamente esperado e calculado através das equações presentes em 2.2. Estes testes serão feitos de forma estática para que, num banco de testes, seja atestada a capacidade de cada motor criar impulso suficiente que permita contrariar o correspondente a $\frac{1}{4}$ do peso, definido como necessário. Uma vez que também se pretende aferir as possíveis melhorias na propulsão impostas pela conduta, todos os testes serão realizados duas vezes, uma vez sem conduta e outra com a conduta.

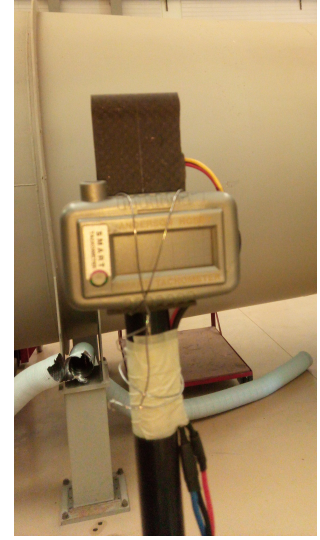
Estes testes foram realizados com recurso a uma balança *Wind Tunnel Balance AERO COMP 2000* fabricada pela *HORIBA*. Esta máquina é capaz de medir, em todos os eixos, forças de tração e compressão e ainda medir os momentos criados. Para este estudo, pretende-se estudar as forças e momentos criados no eixo vertical, tendo a balança para este eixo uma resolução de $0.02N$ e $0.01Nm$ e uma precisão de $0.5N$ e $0.1Nm$, respectivamente para a força e os momentos [51].

O motor foi fixado na balança através de uma estrutura de carbono em forma de "I" (ver figura 5.1(a)). Esta estrutura de fixação foi utilizada para fixar tanto o motor como o motor com conduta (ver figura 5.2(a) e 5.2(b)). Para ser possível controlar a velocidade de rotação da hélice foi instalado um taquímetro (ver figura 5.1(b)).

Durante todos os testes serão registadas a velocidade de rotação da hélice, [RPMs]; a tensão fornecida ao motor, [V]; a corrente [A] e ainda o impulso desenvolvido pelo conjunto motor-hélice, [g]. Todos os testes foram realizados para diferentes velocidades de rotação da hélice (5000, 10000, 12500, 15000 e 17000 [RPMs] e velocidade máxima atingida) para que fosse possível aferir as diferenças de desempenho a diferentes velocidades. Posteriormente, utilizando os dados recolhidos durante os testes, estes serão utilizados para cálculos que permitam aferir o desempenho de cada configuração. A *performance* das diferentes configurações serão comparadas utilizando o *thrust* desenvolvido a cada velocidade, o rendimento associado a cada velocidade e ainda a relação $\frac{\text{Thrust}}{\text{Power}}$ bem como as variações

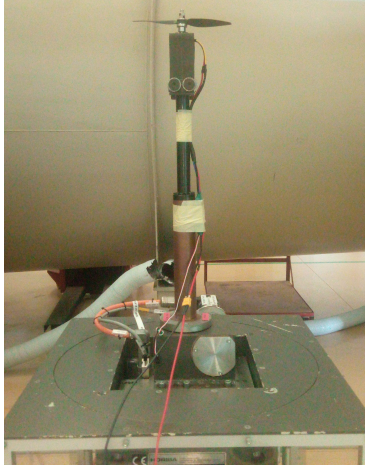


(a) Braço com suporte para fixação do motor

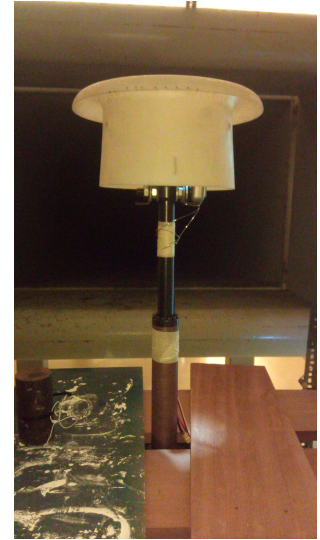


(b) Fixação do taquímetro

Figura 5.1: Mecanismo para fixação do motor e taquímetro na balança de testes



(a) Motor sem conduta instalado



(b) Motor com conduta instalado

Figura 5.2: Instalação do motor sem e com conduta

do impulso criado e da potência consumida.

Na bibliografia, Leishman [17], tem-se que, numericamente, o coeficiente de potência ($C_P = \frac{P}{\rho A \Omega^3 r^3}$) é coincidente com o coeficiente de torque ($C_Q = \frac{Q}{\rho A \Omega^2 r^3}$), ou seja, $C_P \equiv C_Q$. Assim,

$$\frac{P}{\rho A \Omega^3 r^3} = \frac{Q}{\rho A \Omega^2 r^3} \Leftrightarrow P_{veio} = Q \Omega \quad (5.1)$$

Dada a equação 5.1 e, visto que a balança com a qual se realizaram os testes tem a capacidade de medir os momentos exercidos nos diferentes eixos, é possível calcular a potência transmitida ao veio do motor. Tendo a potência fornecida ao veio e a potência fornecida pela fonte de tensão, que é mostrada

no ecrã da fonte, é possível calcular a eficiência do sistema de testes.

$$\eta = \frac{P_{veio}}{P_{fonte}} \quad (5.2)$$

5.1.1 Testes na ausência de efeito de solo

Estes ensaios experimentais têm como objectivo verificar qual o impulso criado pelo conjunto motor-hélice nas diferentes configurações e diferentes velocidades na ausência de efeito e solo. Serve esta verificação para averiguar se os cálculos teóricos dão uma noção próxima da realidade, se a introdução das condutas é benéfica no que respeita à autonomia e ainda se os motores produzem impulso suficiente para terem a capacidade de fazer o RPAS voar.

Os resultados destes testes podem ser consultados nas figuras 5.3(a).

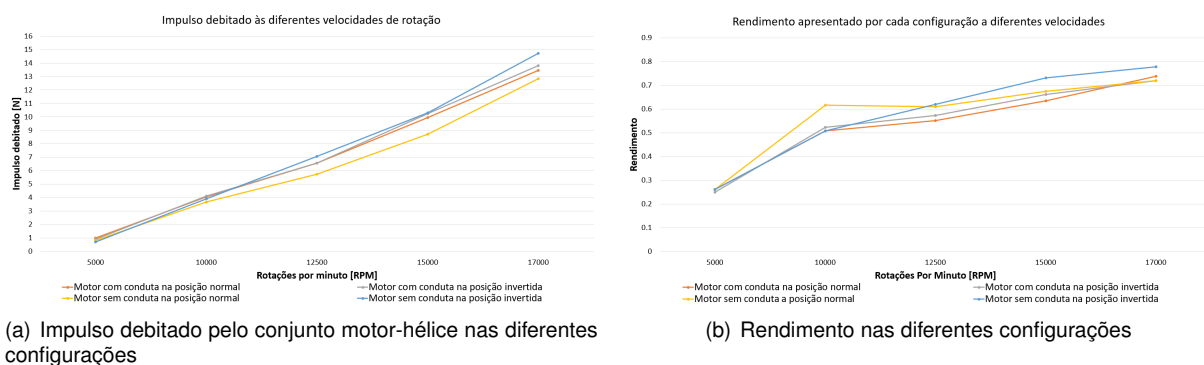


Figura 5.3: Resultados dos testes estáticos sem efeito de solo

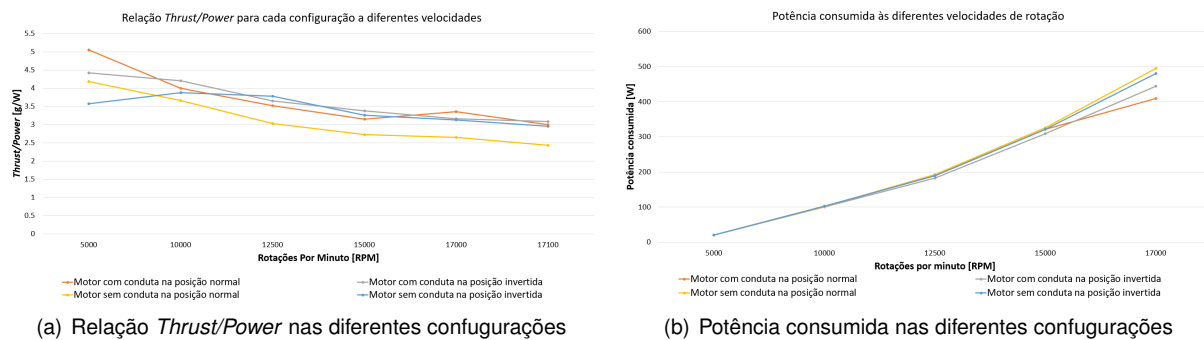


Figura 5.4: Resultados dos testes estáticos sem efeito de solo

Nestes resultados, as configurações com a posição da hélice e da conduta invertidas, significa que as forças aplicadas na balança passam a ser de compressão. Para a configuração sem conduta com hélice na posição invertida apenas foi necessário virar a hélice ao contrário e inverter o sentido de rotação do motor. Na configuração com conduta na posição invertida, foi necessário desenvolver um novo suporte para fixar a conduta na posição invertida. O facto de inverter a posição dos componentes e, consequentemente, a direção do escoamento induzido pela rotação da hélice faz com que não exista influência do suporte do motor e do taquímetro, presentes na figura 5.2, no normal escoamento induzido pela hélice. Esta é uma justificação plausível para as melhorias verificadas no impulso quando se

compara a posição normal com a posição invertida, as quais estão quantificadas no gráfico da figura 5.3(a). Na configuração sem conduta estas melhorias são muito significativas, tendo uma melhoria no impulso próxima de $2N$, o que corresponde a um aumento de 15.38%. Já na configuração com conduta esta melhoria não é tão significativa, verificando-se uma melhoria de apenas $0.5N \equiv 3.85\%$. Esta diferença nas melhorias podem ser justificadas pelo facto de quando existe uma perturbação no escoamento induzido pela hélice na configuração sem conduta, este dissipa-se e a esteira não contrai tanto como aconteceria sem perturbações. No que respeita à configuração com conduta, quando existem perturbações no escoamento, este não se consegue dissipar para além das paredes da conduta e a esteira tem exatamente a mesma área de saída da conduta com e sem perturbações. Isto apesar de na primeira situação o escoamento ser mais turbulento do que na segunda. Uma outra justificação para esta melhoria ser menos significativa passa pelo suporte que foi desenvolvido para segurar a conduta na posição invertida. O novo mecanismo foi colado na conduta e, devido à necessidade de utilizar a conduta para a construção do RPAS, a cola utilizada não foi a mais aconselhada. Isto implicou que não fosse possível impedir a conduta de vibrar excessivamente e prejudicasse os resultados.

Face ao que foi afirmado anteriormente, os testes usados para fazer comparações serão aqueles realizados com as configurações nas quais os motores e hélices estavam na posição normal. Assim, no que respeita ao impulso, é possível verificar que a introdução da conduta implica na melhoria do impulso gerado em $1N$, ou seja, um aumento equivalente a 7.7%. Apesar de benéfica no impulso, esta melhoria não permite compensar o peso da conduta, visto que esta tem uma massa de 170g

No gráfico da figura 5.3(b) é possível verificar qual é a evolução do rendimento elétrico à medida que a velocidade de rotação da hélice aumenta. O rendimento refere-se ao sistema de testes, desde a fonte de tensão até ao veio do motor, e é calculado com recurso à formula 5.2. É possível verificar que o rendimento sobe com o aumento da velocidade de rotação e que o rendimento é superior na configuração sem conduta em todas as velocidades excepto às 17000RPM. A esta velocidade o rendimento da configuração com conduta excede a configuração sem conduta, estando a hélice na posição normal.

Já no gráfico da figura 5.4(b) é possível verificar que a potência consumida é semelhante em todas as velocidades de rotação da hélice até às 10000RPM. A partir desta velocidade a configuração com conduta começa a destacar-se pela positiva, uma vez que a potência consumida é menor comparativamente à outra configuração. À velocidade de 17000RPMs é possível verificar uma maior diferença da potência consumida entre as configurações com e sem conduta, sendo que a configuração com conduta continua a mostrar melhorias face à configuração sem conduta, consumindo menos potência.

No que respeita à relação *Thrust/Power* esta vai, de forma geral, diminuindo à medida que a velocidade de rotação da hélice vai aumentando, tal como é possível verificar no gráfico da figura 5.4(a). Isto demonstra que o rendimento da hélice vai diminuindo à medida que a velocidade de rotação aumenta, mesmo com o aumento do rendimento elétrico. Esta diminuição pode ser justificada pelo aumento de arrasto induzido na ponta da pá, devido à formação de uma maior quantidade de vórtices e o aumento do *downwash*. Devido ao aumento excessivo da velocidade de rotação da hélice, é também expectável que uma das pás entre na esteira da pá anterior e, assim, reduzir o impulso produzido por cada pá. É

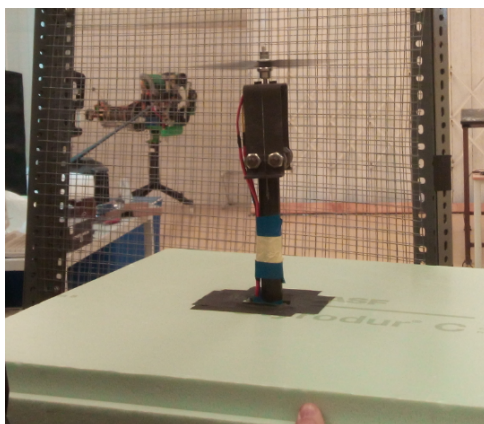
no fenómeno de aumento do arrasto induzido e de *downwash* que a introdução de condutas traz benefícios uma vez que, devido à existência de um "obstáculo", a parede da conduta, os vórtices de ponta de pá não se formam e é assim evitado o *downwash*. Esta redução do arrasto induzido é verificada no gráfico da figura 5.4(a), por esta relação ser maioritariamente superior na configuração com conduta do que na configuração sem conduta.

Assim, é possível afirmar que a introdução da conduta é vantajosa visto que, os resultados dos testes estáticos sem efeito de solo, estando o motor e a hélice na posição normal (posição comparável), apontam para um aumento do impulso criado pelo conjunto motor-hélice à mesma velocidade de rotação face à configuração sem conduta. Apresentam também um aumento do rácio *Thrust/Power*. É também fator para afirmar que a configuração com conduta é superior, o facto de a potência consumida para atingir as mesmas velocidades de rotação ser menor. O que significa que, com conduta, para além de produzir mais impulso à mesma velocidade de rotação também consome uma menor quantidade de potência, ou seja, é possível obter mais impulso com menos potência consumida.

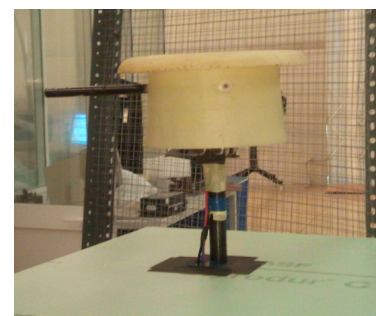
Um fator que pode influenciar estes dados é a aproximação das condutas ou do rotor a obstáculos ou ao solo e, consequentemente, ser gerado um funcionamento anormal dos sistema. Assim, o efeito da aproximação de obstáculos ou do solo é estudado a seguir.

5.1.2 Efeito da Proximidade ao Solo

Para simular a influência do solo ou de obstáculos na *performance* do conjunto motor-hélice, são realizados testes a diferentes distâncias entre a hélice e uma barreira física que simule a presença de um obstáculo ou do solo. Nos ensaios referentes ao efeito de solo a fixação do motor e da conduta são feitos da mesma forma que nos primeiros ensaios e a barreira física é uma placa de espuma, como é possível ver na figura 5.5.



(a) Configuração sem conduta



(b) Configuração com conduta

Figura 5.5: Ilustração da fixação do motor e conduta e barreira física para testes ao efeito de solo

Nestes testes, a distância entre o nível médio do rotor e a barreira é estabelecida nos $0,13m$, $0,18m$ e $0,28m$. A distância $0,13m$ foi definida por ser uma distância que, segundo a bibliografia e os cálculos realizados em 4.2, está dentro do efeito de solo e também por ser uma distância que permite testar as configurações com e sem conduta. Sendo que a esta distância, quando a testar a configuração com

conduta, fica um espaço de $0.03m$ entre a barreira física e o final da conduta. A distância de $0.18m$ foi definida para teste, por estar no limite da influência do efeito de solo, distância também definida nos cálculos presentes em 4.2. A distância $0.28m$ foi definida por estar já fora da influência do efeito de solo e assim haver um termo de comparação e apreciação dos benefícios ou malefícios impostos pelo efeito de solo. Com estes testes vai também ser possível verificar se os cálculos para definir a distância do limite do efeito de solo são corretos e se se aproximam da realidade. A presença da conduta ou a sua ausência, vai permitir perceber se a conduta tem alguma influência na distância limite do efeito de solo.

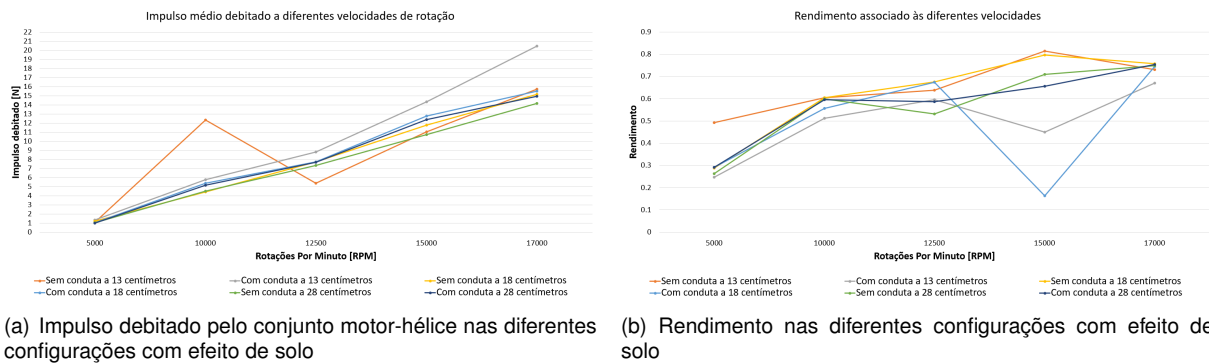


Figura 5.6: Resultados dos testes estáticos com efeito de solo

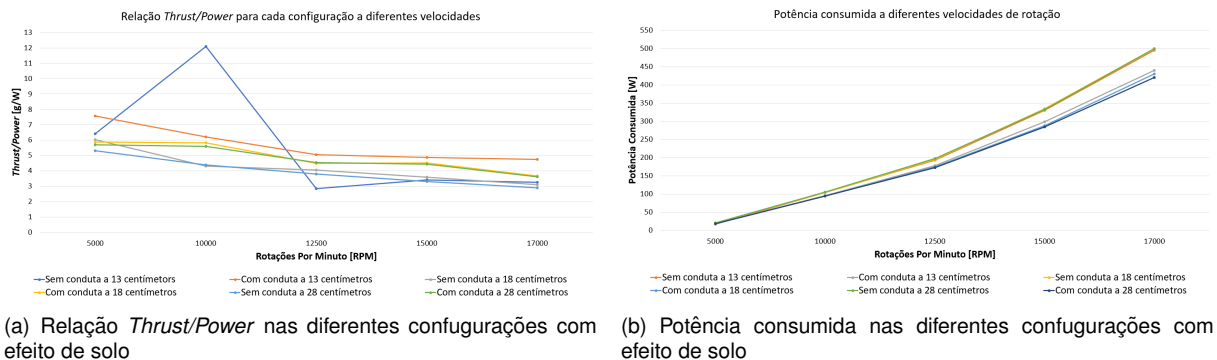


Figura 5.7: Resultados dos testes estáticos com efeito de solo

Antes de iniciar a análise dos resultados é necessário ressaltar que na realização dos testes a barreira física que simulava a existência de obstáculos não estava fixa. Dada a elevada sensibilidade da balança, qualquer toque no braço desta pode causar variações incorretas nas medições. Por esta razão podem existir, e existem, valores descabidos.

Ao avaliar o gráfico da figura 5.6(a), referente ao impulso debitado pelo motor, percebe-se de imediato que, tal como anunciado em 2, a introdução do efeito de solo é um fator benéfico. Este fator torna-se ainda melhor, quando se usa conduta. Para as diferentes velocidades de rotação da hélice, geralmente, a configuração com conduta tem sempre um resultado superior. O que se realça mais é mesmo a configuração com conduta, com a barreira a $0.13m$ de distância do rotor. É possível afirmá-lo porque o impulso nesta situação é maior a todas as velocidades de rotação, chegando mesmo a ultrapassar os $20N$ de força debitada e superiorizando-se à configuração sem conduta em cerca de $5N$, o

que equivale a um aumento de 30.57%, aquando do teste a 17000RPM. A este aumento é necessário deduzir o peso correspondente à introdução da conduta. Visto que a conduta tem um peso de 1.71N, o aumento de impulso converte-se em 3.29N, o que corresponde a um aumento absoluto no impulso de 21.93%. Estes valores apresentados não são descabidos uma vez que, nesta configuração, existe um crescimento constante dos valores.

Resultados semelhantes se verificam quando comparando a relação *Thrust/Power*. No gráfico da figura 5.7(a) é possível averiguar que a configuração com conduta é geralmente superior à configuração sem conduta. Tal como verificado quando se testou o impulso debitado. Neste teste existe o pormenor de os resultados da configuração sem conduta serem inferiores ao pior resultado da configuração com conduta. Logo, mais uma vez, a implementação da conduta é benéfica e, o efeito de solo também é benéfico visto que quanto menor a distância melhores são os resultados.

Já no que se refere à potência consumida, a configuração com conduta volta a sobressair-se. A configuração com conduta tem, a todas as velocidades de rotação a partir das 10000RPM uma potência consumida significativamente inferior.

A relação do efeito de solo com a potência consumida, ao contrário daquilo que acontece no impulso e na relação *Thrust/Power*, já não é benéfica. É possível fazer esta afirmação porque, quanto menor é a distância entre o plano do rotor e a barreira física, maior é a potência consumida.

Face a estes resultados pode concluir-se que o efeito de solo é benéfico no que respeita ao impulso criado e à relação *Thrust/Power*. Contrariamente, o mesmo não se pode concluir relativamente à potência.

Apesar do efeito de solo influenciar negativamente a potência consumida, o facto de a relação *Thrust/Power* aumentar, significa que o aumento do impulso é superior ao aumento de potência consumida, o que permite perceber que o efeito de solo, no geral, é benéfico.

Nos gráficos das figuras 5.8(a), 5.8(b), 5.9(a) e 5.9(b), é possível visualizar os resultados obtidos nos testes com e sem efeito de solo.

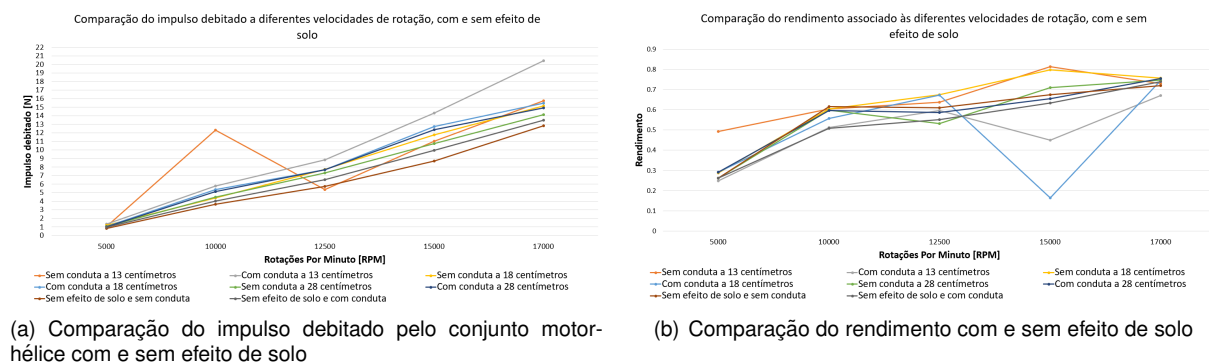


Figura 5.8: Resultados dos testes estáticos para verificar influência do efeito de solo

Como seria da esperar, a inexistência de efeito de solo não é benéfica para o impulso produzido nem para a relação *Thrust/Power*, como é possível averiguar nos gráficos das figuras 5.8(a) e 5.9(a). Ao comparar os resultados dos testes com efeito de solo com os testes sem efeito de solo, é possível verificar que a inexistência do efeito de solo implica uma redução no impulso produzido e na relação

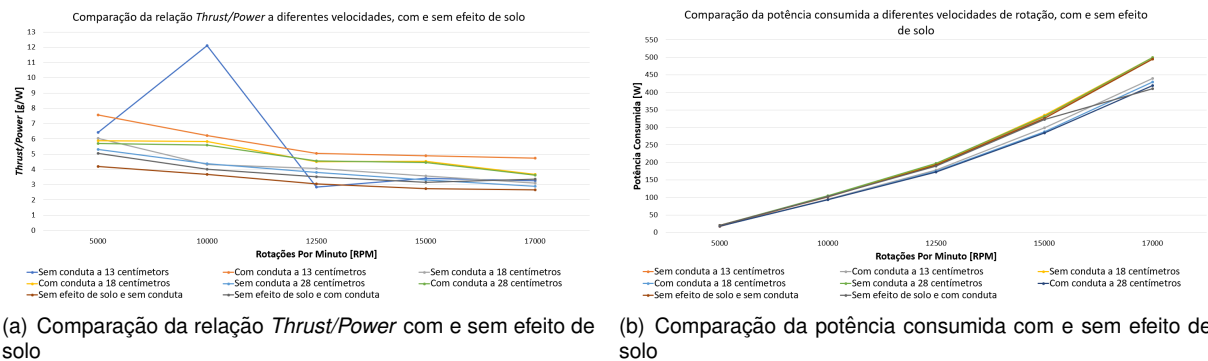


Figura 5.9: Resultados dos testes estáticos para verificar influência do efeito de solo

Thrust/Power.

Tal como era expectável, no que respeita à potência consumida, e tal como verificado nos testes do efeito de solo à distância de 0.28, a inexistência de efeito de solo é benéfico. Este facto pode ser comprovado no gráfico da figura 5.9(b), uma vez que os resultados dos testes sem efeito de solo são os que indicam menor consumo de bateria.

Estas comparações permitem verificar que os testes ao efeito de solo têm resultados fiáveis.

5.1.3 Efeito da Proximidade de Obstáculos num Plano Superior à Conduta

Estes testes servem para estudar a influência de obstáculos que surgem em planos superiores à conduta, como por exemplo uma aproximação ao teto de um edifício. Para isso, à imagem da estrutura montada para o estudo do efeito de solo (ver figura ??) mas nesta situação com a placa de espuma num plano superior ao da hélice, a simular a existência dos obstáculos, são feitos testes a diferentes distâncias entre a barreira e a conduta. Servem estes testes para se determinar as influências adjacentes a estas aproximações. São feitos testes à distância de 0.05m e 0.15m entre a barreira e o plano do rotor.

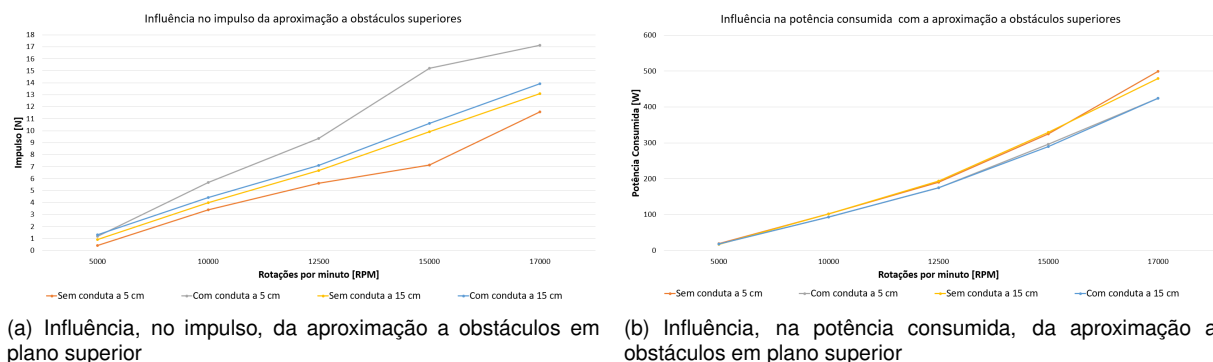
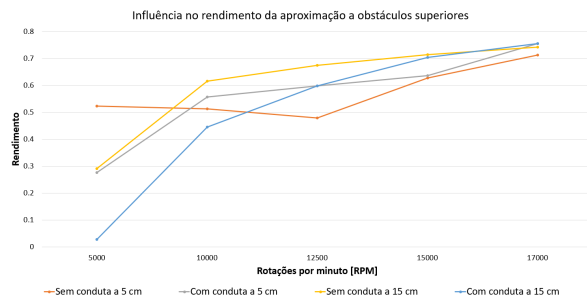
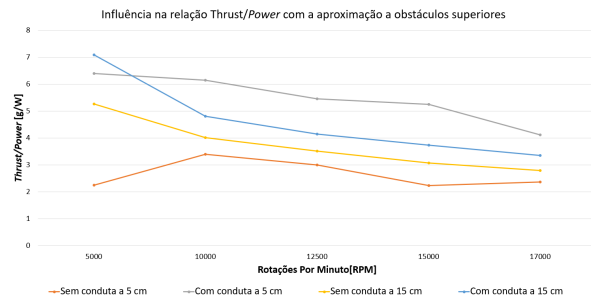


Figura 5.10: Influência da aproximação de obstáculos numa posição superior ao plano do rotor

Os resultados destes testes encontram-se apresentados nas figuras 5.10 e 5.11. No gráfico da figura 5.10(a) é possível verificar que a introdução da conduta faz com que haja maior impulso. Na presença da conduta, a proximidade de um obstáculo a nível superior é benéfico contrariamente ao que acontece na ausência desta. Na configuração de motor com conduta, a proximidade de um obstáculo em plano



(a) Influência, no rendimento, da aproximação a obstáculos em plano superior



(b) Influência, na relação *Thrust/Power*, da aproximação a obstáculos em plano superior

Figura 5.11: Influência da aproximação de obstáculos numa posição superior ao plano do rotor

superior impõe um aumento de impulso de 21.4%. Na ausência dela, a proximidade de um obstáculo não é vantajosa e impõe uma redução no impulso de 11.5%. No que respeita à potência consumida, na configuração com conduta a aproximação de obstáculos não é relevante, tal como se pode verificar no gráfico da figura 5.10(b). Na ausência de conduta, a aproximação de obstáculos é desvantajosa. Tal como seria de esperar e, como é possível verificar no gráfico da figura 5.11(b), a introdução da conduta e a aproximação a obstáculos, são benéficas para o desempenho do sistema.

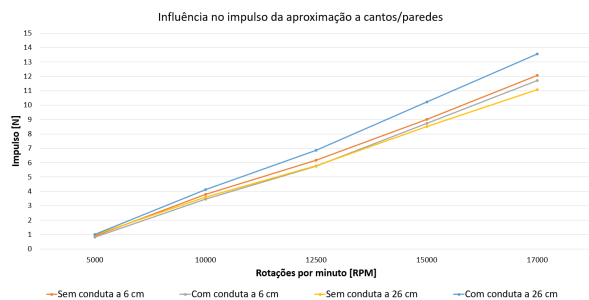
As melhorias verificadas no impulso, principalmente, na configuração rotor com conduta devem-se, provavelmente, ao facto de com a rotação da hélice ser criada uma depressão em planos superiores ao da hélice. Com a formação de uma depressão, existe a sucção dos objetos que se encontram nas proximidades. Como os obstáculos estão imóveis a sucção continua a existir, mas é o sistema que sofre a sucção e tem tendência a aproximar-se do obstáculo com menor esforço. Este facto pode ser benéfico mas a probabilidade de o motor se juntar ao obstáculo e asfixiar o plano do rotor pode resultar perda de *performance* do rotor ou mesmo a falha deste.

Na configuração sem conduta não se verificam melhorias uma vez que a hélice não tendo o confinamento da conduta vai conseguir utilizar ar de todas as direções. Com isto a hélice não asfixia mas a quantidade de ar disponível é menor, ocorrendo por isso ocorre uma diminuição no impulso.

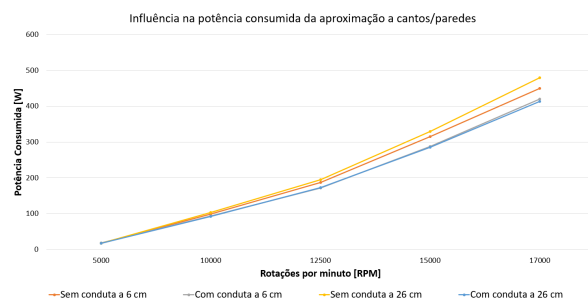
5.1.4 Efeito da Proximidade de cantos ou paredes

Estes testes servem para estudar a influência de cantos ou paredes que surgem nas proximidades do RPAS durante a sua operação. Para isso, utilizando duas placas de metal de dimensões muito superiores ao diâmetro da hélice a simular esses obstáculos, são feitos testes a diferentes distâncias entre as barreiras e a ponta das pás para se determinar as influências adjacentes a estas aproximações. São feitos testes à distância de 0.06m e 0.26m entre as placas e a ponta da pá.

Contrariamente ao que acontece na aproximação a obstáculos num nível superior ao plano do rotor, a aproximação a cantos ou paredes é desvantajosa na presença de condutas e vantajosa na sua ausência, tal como se pode observar no gráfico da figura 5.12(a). Esta aproximação, na configuração com conduta implica uma redução no impulso de 13.57% e um aumento na potência consumida que, apesar de reduzido, é prejudicial. Na ausência de conduta, a aproximação a cantos ou paredes, signi-

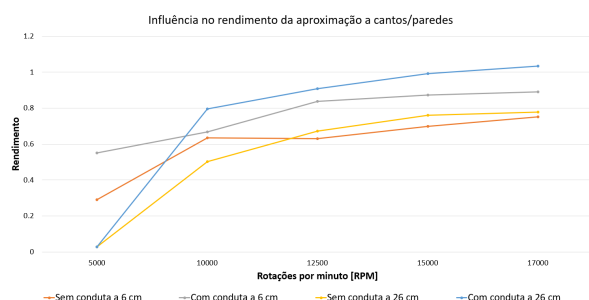


(a) Influência, no impulso, da aproximação a cantos ou paredes

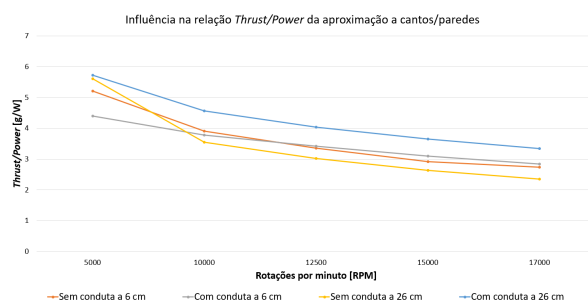


(b) Influência, na potência consumida, da aproximação a cantos ou paredes

Figura 5.12: Influência da aproximação a cantos ou paredes



(a) Influência, no rendimento, da aproximação a a cantos ou paredes



(b) Influência, na relação *Thrust/Power*, da aproximação a cantos ou paredes

Figura 5.13: Influência da aproximação a cantos ou paredes

fica um benefício no impulso debitado pelo conjunto motor-hélice. Este aumento no impulso ascende aos 9.03%. Também a potência consumida é influenciada positivamente, havendo uma redução da potência consumida de 6.25%.

A influência negativa da aproximação a este tipo de obstáculos na presença da conduta pode ser justificada pela asfixia criada pela proximidade da parede. Esta asfixia deve-se à redução do volume de ar que é possível o rotor acelerar e com isso criar impulso. Quando se está na ausência da conduta a influência é positiva e isto pode ser justificado pela possível redução do arrasto induzido na pá, ao ser evitada a formação de vórtices de ponta de pá. Apesar de também existir alguma redução do volume de ar que é possível acelerar, a redução do arrasto consegue sobrepor-se à asfixia e aumentar o impulso.

Tal como seria de esperar, com a aproximação de cantos ou paredes, a relação *Thrust/Power* é influenciada negativamente com a utilização de conduta e positivamente na sua ausência, tal como pode ser verificado no gráfico da figura 5.13(b).

No gráfico relativo ao rendimento é possível verificar que existe um valor superior a 1. Este valor não é válido sendo que pode ser justificado por algum erro da parte da balança na medição do momento imposto no eixo.

Após a realização dos testes e análise dos resultados é possível afirmar que a introdução da conduta é, num panorama geral, bastante vantajosa. Estas vantagens refletem-se no aumento da segurança de utilização, aumento de autonomia (redução da potência consumida) e maior capacidade de carga.

É necessário referir que os valores apresentados em todos os gráficos resultam da média de 30 medições realizadas pela balança em cada situação. Isto significa que, por exemplo, no teste de impulso

debitado sem efeito de solo a $5000RPM$ são realizadas 30 medições da força exercida pelo conjunto motor-hélice. Posteriormente, é calculada a média e registada na tabela que deu origem ao gráfico.

5.2 Estudo do desempenho do RPAS completo

Posteriormente aos testes realizados ao conjunto motor-hélice, falta realizar os testes dinâmicos. Estes testes servem para perceber se, efetivamente, a introdução das condutas é benéfica para a aeronave completa no que respeita à percentagem de bateria consumida no desempenho de certas funções.

Nestes testes seria verificada a percentagem de potência total da bateria consumida nos seguintes tipos de voo:

- Voo pairado.
- Voo com deslocamento frontal e lateral, mantendo a altitude de voo.
- Voo axial, ascendente e descendente.

Os procedimentos para executar estes testes encontram-se no Anexo E.3.

Estes testes foram planeados mas a falta de tempo impediram que estes se realizassem. Foram ainda feitos ajustes nos ganhos dos motores e do rádio controlador, o que permitiu que o RPAS voasse. Apesar de voar, este não estava ainda controlável a ponto de serem realizados testes em voo. Isto porque não se conseguia estabilizar a aeronave na posição pretendida.

Capítulo 6

Conclusões

Esta tese teve por objetivo desenvolver um RPAS com um sistema implementado à volta das hélices e que o tornasse mais seguro, aumentasse a autonomia e a capacidade de carga. Este objectivo foi motivado pela possibilidade de utilização da aeronave em contexto de inspeção radiológica no interior de edifícios. Foi motivado também pela possibilidade de impulsionar a utilização de aeronaves multi-rotor pelo centro de investigação da Academia da Força Aérea Portuguesa nos testes antes realizados com aeronaves de asa fixa.

Neste documento é apresentada uma revisão bibliográfica acerca da evolução dos sistemas aéreos não tripulados. Esta revisão focou-se principalmente no aparecimento dos MAV e no aparecimento das aeronaves do tipo multi-rotor e ainda quais as suas principais vantagens. Focou-se também na pesquisa das origens da utilização de condutas em aeronaves tripuladas e as vantagens deste sistema.

Durante a execução do projeto foi feita uma optimização da estrutura e componentes da aeronave. Para isso foi realizado um estudo do número de motores a implementar, desde 1 até 8 motores de onde se retirou que a melhor estrutura seria com 4 ou 6 motores. Depois de obter estes resultados foi feita uma pesquisa detalhada sobre os componentes existentes no mercado e, para tomar uma decisão sobre o número de motores e os melhores componentes a utilizar, foi desenvolvida uma função de custo. Esta função de custo permitiu verificar quais as melhores combinações entre todos os componentes através das relações *Thrust/Cost*, *Thrust/Weight* e *Thrust/Power*. Após comparação foi decidido construir uma aeronave com 4 motores.

Tomada a decisão dos componentes a utilizar construiu-se a estrutura principal da aeronave. Para desenvolver o melhor *design* para a aeronave, foi feito um processo iterativo. No final foi construída uma aeronave utilizando componentes resistentes com as características o mais leves possível. Para isso, foram utilizados, maioritariamente, compósitos (fibra de vidro e fibra de carbono) e alumínio. A construção da estrutura requereu alguns cálculos sobre a flexão de barras para garantir que com o impulso criado pelo conjunto motor-hélice os braços não partiriam e não entrariam no regime plástico.

No que respeita ao desenvolvimento das condutas, sistema desenvolvido para proteção das hélices e aumento da autonomia, estas foram construídas tomando por base os estudos realizados por Pereira [5]. Na construção das condutas houve um processo iterativo para definir o melhor processo de fabrico.

Concluiu-se que o melhor processo era a utilização de uma máquina CNC para desgaste de poliestireno extrudido e posterior revestimento com fibra de vidro. Com o objetivo de reduzir o peso das condutas foi estudada a possibilidade de remoção do poliestireno. Este estudo socorreu-se na simulação computacional do escoamento em torno das condutas, verificando-se que a remoção da espuma não traria desvantagens ao desempenho do RPAS.

Depois de serem construídas todas as condutas necessárias procedeu-se à construção da estrutura principal. Esta estrutura acabou por ficar significativamente mais pesada do que o inicialmente esperado. Isto deveu-se principalmente à necessidade de conseguir, utilizando a mesma estrutura, voar com e sem condutas. O que obrigou a utilizar um perfil em alumínio e parafusos que, em caso de não haver esta necessidade, não seriam utilizados.

Antes de serem realizados voos com o RPAS procedeu-se à realização de testes para avaliar o desempenho de um motor isolado para averiguar se o motor tem capacidade para criar o impulso necessário. Foi também testada a influência do efeito de solo, da aproximação a obstáculos em plano superior aos rotores e a aproximação, por parte da aeronave, a paredes ou cantos. Todos estes testes foram realizados na configuração de motor com e sem conduta.

Com os testes sem efeito de solo foi possível verificar que a introdução da conduta permite que haja um aumento de $1N$, o que corresponde a um aumento de 7.7%, no impulso debitado.

Os testes referentes ao efeito de solo permite perceber que a existência da conduta traz benefícios em relação ao rotor aberto. É possível afirmar isto porque os resultados dos testes mostram que, na presença de efeito de solo o rotor com conduta tem um aumento no impulso de 30.57% face ao rotor sem conduta.

No que respeita aos testes sobre a aproximação a obstáculos presentes num nível superior ao plano do rotor, foi determinado que o impulso debitado pelo rotor com conduta é superior ao debitado pelo motor sem conduta. Isto poderia ser benéfico se o incremento no impulso não fosse criado pela depressão criada entre o obstáculo e o rotor. Este fenómeno pode causar a asfixia do rotor e com isto o motor falhar. Por isto, se fosse necessário utilizar hélices junto de obstáculos num nível superior, as condutas são desaconselháveis.

Nos testes referentes ao efeito da aproximação a cantos ou paredes, concluiu-se que apesar de a aproximação a estes obstáculos ser mais benéfica para a configuração de motor sem conduta, para motor com conduta esta é desvantajosa.

Para finalizar a dissertação e verificar os benefícios da introdução de condutas na aeronave completa, foram planeados testes. Por falta de tempo, apesar de serem feitos ajustes nos ganhos do motor e do rádio controlador, os testes não foram realizados.

6.1 Resultados Alcançados

Com a realização deste trabalho foi possível construir um RPAS otimizado no que respeita aos seus componentes, número de motores, tamanho e peso, dados os requisitos e constrangimentos no desenvolvimento do mesmo. Esta aeronave tem a característica de ter braços intermutáveis o que

permite que a estrutura principal seja usada na configuração de rotor aberto e rotor com conduta. Esta aeronave possibilita também acoplar uma câmera na zona inferior da estrutura. A mesma aeronave pode ainda utilizar placas de maiores dimensões para serem transportados mais componentes ou mais *payload* em caso de ser necessário.

Foi também possível construir condutas que melhoraram o desempenho da aeronave no que respeita à autonomia e impulso criado. Apesar destas melhorias serem reduzidas, as condutas aumentaram significativamente a segurança dos utilizadores do RPAS e, principalmente, a segurança da aeronave e da missão no interior de edifícios. Isto porque as condutas evitam que em caso de colisão com obstáculos as hélices partam e a missão seja abortada.

Foi então construída uma aeronave que pode ter maior autonomia, utilizando as condutas do que teria no caso de não se usar condutas.

6.2 Proposta de Trabalhos Futuros

O trabalho desenvolvido ao longo deste projeto abriu portas ao surgimento de dúvidas e possíveis melhorias a implementar nos resultados deste trabalho. Neste último capítulo são feitas algumas propostas de trabalhos futuros a fim de se impulsionar o melhoramento dos resultados do projeto e colmatar algumas dúvidas.

Durante o desenvolvimento das condutas surgiu uma dúvida relativa à necessidade de a conduta ter uns lábios com forma semi-circular ou se estes poderiam sofrer uma alteração. Surge assim a possibilidade de um novo estudo no qual a forma dos lábios é alterada, cortando-os em vários ângulos e verificando os benefícios ou malefícios desta variação de forma. Ainda no que respeita às condutas, pode ser estudado o benefício de introduzir *spinners*.

Visto que um dos grandes objetivos deste projeto era a redundância à falha, durante a realização do projeto surgiu a dúvida dos benefícios que uma configuração co-axial traria. Assim, propõe-se o desenvolvimento de um novo suporte para motor com conduta no qual é possível fixar dois motores. Assim, criar-se-ia um *quad-copter* co-axial, o que permitira que em caso de falha de um motor a missão não fosse abortada. Permitiria também ter maior impulso sem a necessidade de desenvolver uma estrutura renovada.

Durante a realização dos testes notou-se que o impulso debitado não era tão elevado quanto os cálculos teóricos anunciavam. A possibilidade de introduzir hélices de maiores dimensões e motores menos rotativos é um caso a ser estudado, visto que a aeronave desenvolvida terá missões com velocidades de deslocamento muito reduzidas e porque seu peso é significativamente superior.

Uma das grandes debilidades das aeronaves elétricas centra-se na pouca autonomia das baterias. Para suprimir esta debilidade, propõe-se o estudo da possibilidade de introduzir um motor a combustão simplesmente com a função de gerador.

No seguimento dos testes realizados e os resultados obtidos no que ao efeito de solo respeita, surge a possibilidade de estudar os benefícios que poderiam advir da introdução de uma base na conduta. Assim, o efeito de solo seria constante, tal como os seus benefícios.

Também no que se refere aos testes realizados, os mesmos testes poderiam ser realizados para diferentes tipos de hélice. Variando o passo e a forma da ponta da pá, poderia ser realizado um estudo para otimização das características da pá para utilização nas condutas. Nomeadamente, a utilização de hélices com ponta quadrada.

Ainda no que se relaciona com os testes estáticos, durante os testes da configuração com conduta notou-se que próximo da velocidade de rotação de $11000RPM$, o veio do motor não rodava de forma centrada. Isto faz parecer que a essa velocidade se atinge a frequência de vibração natural da estrutura de fixação do motor e conduta. Propõe-se assim o estudo dos malefícios que podem advir do voo com esta velocidade de rotação das hélices.

No final do projeto, após a construção da estrutura, verificou-se que a utilização de uma aeronave monocoque seria melhor para acomodar os componentes e seria mais vistoso. Sendo assim proposta a tentativa de desenvolver uma aeronave desse tipo.

Bibliografia

- [1] J. M. McMichael and C. M. S. Francis. Micro air vehicles - toward a new dimension in flight. *U. S. Departement of Defense Weapons Systems Technology Information Analysis Center (WSTIAC)*, 1, 1997.
- [2] T. J. Mueller and R.-G. Professor. Aerodynamic measurements at low reynolds numbers for fixed wing micro-air vehicles. In *Development and Operation of UAVs for Military and Civil Applications [Development et utilisation des avions sans pilote [UAV] pour des applications civiles et militaires]*.
- [3] C. M. de Bernard de Fauconval Martins Simões. Otimização de um sistema de propulsão coaxial e análise estrutural. Master's thesis, Instituto Superior Técnico, Junho 2014. [https : //fenix.tecnico.ulisboa.pt/downloadFile/566729524644717/CedricSimoesThesis.pdf](https://fenix.tecnico.ulisboa.pt/downloadFile/566729524644717/CedricSimoesThesis.pdf).
- [4] Q. Quan. *Introduction to multicopter design and control*. Springer Nature, 152 Beach Road, Gateway East, Singapore, December 2016. [http : //rfly.buaa.edu.cn/course/en/Lesson02BasicComposition.pdf](http://rfly.buaa.edu.cn/course/en/Lesson02BasicComposition.pdf).
- [5] J. L. Pereira. *Hover and Windtunnel Testing of Shrouded Rotors for Improved Micro Air Vehicle Design*. partial fulfillment of the requirements for the degree of doctor of philosophy, University of Maryland, University of Maryland, College Park, 2008.
- [6] H. Carvalho, A. Vale, R. Marques, R. Ventura, Y. Brouwer, and B. Gonçalves. Remote inspection with multi-copters, radiological sensors and slam techniques. In *EPJ Web Conferences*, volume 170. EDP Sciences, 2017. <https://doi.org/10.1051/epjconf/201817007014>.
- [7] Público. Radiação em fukushima é 18 vezes maior do que foi medido, Setembro 2013. <https://www.publico.pt/2013/09/01/portugal/noticia/radiacao-em-fukushima-e-18-vezes-maior-do-que-foi-medido-1604593>.
- [8] H. W. Zhao. Development of a dynamic model of a ducted fan vtol uav. Master's thesis, School of Aerospace, Mechanical and Manufacturing Engineering, 2009.
- [9] G. Hamel. Aeroplane. Technical report, United States Patent Office, 1923.
- [10] G. Hamel. Aeroplane. Technical report, United States Patent Office, 1923.
- [11] L. Stipa. Stipa monoplane with venturi fuselage. Technical report, National Advisory Committee for Aeronautics, 1933.

- [12] J. Robert J. Platt. Static tests of a shrouded and an unshrouded propeller. Technical report, National Advisory Committee for Aeronautics, 1948.
- [13] L. P. Parlett. Aerodynamic characteristics of a small-scale shrouded propeller at angles of attack from 0 deg to 90 deg. Technical report, National Advisory Committee for Aeronautics, 1955.
- [14] A. I. of Aeronautics and Astronautics. Same propulsion system for hover and forward flight.
- [15] L. M. Corporation. How it works: F-35b hover.
- [16] A. Rey. How does the f-35 take off vertically without flipping forward.
- [17] J. G. Leishman. *Principles of Helicopter Aerodynamics*. Cambridge University Press, 40 West 20th Street, New York, NY 10011-4211 USA, 2006.
- [18] L. M. Myers. Aerodynamics experiments on a ducted fan in hover and edgewise flight. Master's thesis, The Pennsylvania State University, 2009.
- [19] S. Balakrishnan. Duct fanned shielding design for quadrotors. Master's thesis, Norges Aektiske Universitet, July 2016.
- [20] W. E. Graf. Effects of duct lip shaping and various control devices on the hover and forward flight performance of ducted fan uavs. Master's thesis, Virginia Polytechnic Institute and State University, May 2005.
- [21] P. Gelhausen and D. Enns. Improving control system effectiveness for ducted fan vtol uavas operating in crosswinds, September 2013.
- [22] F. S. Cunha. *Teoria do Momento Linear*. Instituto Superior Técnico, Lisboa, .
- [23] R. B. Richards. Principles of helicopter performance. Technical Report USNTPS-T-NO. 1, U. S. Naval Test Pilot School, Naval Air Test Center Patuxent River, Maryland 20670, March 1968.
- [24] N. Aeronautics and S. Administration. Propeller thrust. <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/propth.html>, May 2015. seen: 29/May/2018.
- [25] F. M. de Sousa Pedro. Projeto preliminar de um quadrirotor desenho, análise e optimização de plataforma com múltiplos graus de liberdade. Master's thesis, Academia da Força Aérea, Outubro 2009.
- [26] F. S. Cunha. *Desempenho do Helicóptero*. Instituto Superior Técnico, Lisboa, .
- [27] F. P. Beer, J. E. Russell Johnston, J. T. Dewolf, and D. F. Mazurek. *Mechanics of Materials*. McGraw-Hill, sixth edition edition, 2012.
- [28] K. Agrawal and P. Shrivastav. Multi-rotors: A revolution in unmanned aerial vehicle. *International Journal of Science and Research*, Volume 4(Issue 11):1800 – 1804, November 2015.

- [29] DJI. Inside a drone - brushless motors. <https://www.dji.com/newsroom/news/inside-a-drone-brushless-motors>.
- [30] V. Kadamatt. How quadcopters work & fly: An intro to multicopters. <http://www.droneybee.com/how-quadcopters-work/>.
- [31] Q. Quan. Introduction to multicopter design and control. [http :
//rfly.buaa.edu.cn/course/en/Lesson02BasicComposition.pdf](http://rfly.buaa.edu.cn/course/en/Lesson02BasicComposition.pdf), December 2016.
- [32] J. Reid. Multirotor motor guide. <https://www.rotordronemag.com/guide-multirotor-motors/>, October 2017.
- [33] A. Jacobs. How to choose the right size motors and escs for your drone, quadcopter, or multi-rotor build. <https://quadquestions.com/blog/2017/02/22/choose-right-size-motors-drone/>, February 2017.
- [34] T. . Drones. How to choose motor and propeller for quadcopter. <https://top-10-drones.com/blog/choose-motor-propeller-quadcopter/>, December 2016.
- [35] V. Kadamatt. Chosing motors and propellers for multi-rotors. <http://www.droneybee.com/choosing-motors-and-propellers-for-multirotors/>, August 2017.
- [36] James. Miniquad propeller buyers guide. <https://www.propwashed.com/miniquad-propeller-buyers-guide/>, August 2016.
- [37] Guillaume. 2-blade vs 3-blade and 4-blade propellers. <http://aerotrash.over-blog.com/2015/02/2-blade-vs-3-blade-and-4-blade-propellers.html>, February 2015.
- [38] A. M. Harrington. Optimal propulsion system design for a micro quad rotor. Master's thesis, University of Maryland, College Park, 2011.
- [39] Gualzaar. What to consider when buying a esc for your multirotor. <https://fpvfrenzy.com/best-esc-for-quadcopters/>, 2018.
- [40] Sam. Best esc for quadcopters(buying guide and info). <https://www.dronetrest.com/t/what-to-consider-when-buying-a-esc-for-your-multirotor/1305>, October 2015.
- [41] Hobbyking. What is esc, sbec, ubec, bec and opto? <https://hobbyking.com/media/file/57396352X1338440X50.pdf>.
- [42] O. Liang. What are esc, ubec and bec. <https://oscarliang.com/what-is-esc-ubec-bec-quadcopter/>, June 2015.
- [43] R. A. Victor. how to choose your electronic speed controller (esc). <https://www.youtube.com/watch?v=irXKHZNlw58>, June 2016.
- [44] O. Liang. How to choose esc for racing drones and quadcopters. <https://oscarliang.com/choose-esc-racing-drones/>, August 2017.

- [45] O. Liang. How to choose battery capacity for longer flight time. <https://oscarliang.com/how-to-choose-battery-for-quadcopter-multicopter/>, February 2014.
- [46] J. Salt. Understanding rc lipo batteries. <https://www.rchelicopterfun.com/rc-lipo-batteries.html>, August 2018.
- [47] Jack. How to choose the best lipo battery for quadcopter. <http://www.rcdronegood.com/how-to-choose-battery-for-quadcopter/>, June 2017.
- [48] B. Donnelly. How to use meshing in solidworks flow simulation - part 2, August 2015. <https://www.gsc-3d.com/articles/2015/08/meshing-in-flow-simulation-part-2>.
- [49] R. J. C. Veríssimo. Best practice guidelines in external aerodynamics cfd. Master's thesis, Academia da Força Aérea, July 2016.
- [50] B. Donnelly. How to use meshing in solidworks flow simulation - part 3, November 2015. <https://www.gsc-3d.com/articles/2015/11/meshing-in-flow-simulation-part-3>.
- [51] *Technical Documentation "Wind tunnel balance - AeroComp2"*.

Apêndice A

Listagem dos componentes pesquisados

Modelos	KV	Max Amp [A]	Tensão Max [V]	Potência [W]	Thrust [g] 8s/prop18x4 ->4200	Bat Cell	Diâmetro [mm]	RPMPmax	Altura [mm]	Adaptador/Compativel/Shaft	Peso [g]	Pieço
Multistar Elite 5010-274KV	274	28	22	630	-	6-8s	55	6028		4mm	211	41.13
Multistar Elite 5008-330KV	330	27	22	610	-	6s	50	7260		4mm	183	39.72
Turnigy Multistar 4014-320KV	320	26	15	720	-	4-8s	45	4800		5mm	163	32.6
Turnigy Multistar 4010-485KV	485	26	15	500		4-6s	45	7275	28	4mm	128	27.87
Turnigy Multistar 4010-580KV	580	32	15	550		4-5s	45	8700	28	4mm	128	27.87
Turnigy Multistar 4112-320KV	320	20	15	660		4-8s	46.6	4800	29.8	5mm	147	29.32
Turnigy Multistar 4112-400KV	400	24	15	680		4-8s	46.7	6000	29.7	5mm	147	26.91
Turnigy Multistar 4112-485KV	485	28	15	700		4-8s	46.6	7275	29.8	5mm	147	26.91
Turnigy Multistar 4822-390KV	390	15	22	300		6s	47.5	8580	25	3mm	98	24.77
Turnigy Multistar 4220-650KV	650	17	15	240		4s	42	9750	25	3mm	65	17.65
Turnigy Multistar 2814-700KV	700	23	15	340		2-4s	35	10500	35.5	Rosca M3/3,5m	102	19.05
Multistar Elite 2205-2350KV	2350	25	14	420		3-4s	27	32900		3mm	30	19.14
Multistar Elite 2810-750KV	750	21.5	11	320		3-4s	28	8250	10	4mm	56	19.48
Turnigy Multistar 3525-650KV	650	14	15	250		4s	35	9750	25	4mm	58	19.6
Turnigy Multistar 3508-640KV	640	30	19	550		2-5s	42	12160	23	M3	98	20.26
Turnigy Multistar 4225-610KV	610	22	15	330		4s	42	9150	24.5	3mm	86	21.37
Turnigy Multistar 3508-380KV	380	14	15	320		4-6s	42.2	5700	25.7	4mm	102	21.56
Turnigy Multistar 4108-600KV	600	26	11	400		3-4s	42	9000	26	4mm	111	21.56
Turnigy Multistar 3508-580KV	580	26	11	580		3-4s	42	6380	26	4mm	102	23.85
Turnigy Multistar 4822-490KV	490	17	22	300		4-6s	48	10780	25	6mm	98	24.77
Turnigy Multistar 4822-690KV	690	16	22	320		4s	47.5	15180	25	3mm	95	25.47
Multistar Elite 3510-350KV	350	15	25	330		4-6s	42	8750	10	4mm	121	25.59
Multistar Elite 34006-740KV	740	27	17	250		3-4s	40	12580	6	5mm	93	25.85
Turnigy Multistar 3525-850KV	850	23	11	550		4-5s	45	9350	25	4mm	58	26.78
Turnigy Multistar 4010-580KV	580	32	15	550		4-5s	45	8700	28	4mm	128	27.87
LDPower M2810-720KV	720	27	15	399	8583	4s	34.5	10800	35	M3/4mm	88	13.53
Multistar V-Spec 2205-2350KV	2350		11	420		3-4s	22	25850		3mm	30	7.85
AX-4008Q-620KV Brushless	620	30	19	555		4-5s	45	11780		4mm	88	22.2
Multistar Elite 2306-2150KV	2150	20	8	160		2-4s		17200		M3/3mm	37.5	11.91
Multistar Elite 2308-1400KV	1400		8	69.6		2-3s	27.5	1540	16.5	4mm	45	13.52
Quannum MT Series 2204 2300KV Brushless	2300	9.4	11	228.5		3-4s		25300		M3/2mm	26	12.11
Quannum BE1806-2300KV Brushless	2300	13.6	14.4	630			22	37440		M5/3mm	21	7.89
Multistar Viking 2208-2600KV CW	2600	39.1		400		3-4s		14800		5mm	38	18.31
NTM Prop 28-36	1000	30		1240		2-3s	28	13640	80	4mm	89	11.67
Turnigy Aerodrive SK3 2826	1240	16	11	150			35	23800	77	M3	45	15.2
NTM Prop 35-30	1400	37	17	560		3-4s	28.3	26400	30.1	5mm	90	14.21
Emax RS2306 Racer Motor	2400		11	740	1552		28.5			Rosca M5	33.84	22.9
Emax XA2212 Brushless Motor	820							0		1147, 1047, 9060, 8040, 8061	52	13.9
Emax XA2212 Brushless Motor	1400					2-3s	28.5			1147, 1047, 9060, 8040, 8061		15.9

Tabela A. 1: Listagem dos motores pesquisados

Nome	Nº de pás	Material	Diâmetro [in]	Pitch [in]	Adaptador	Peso [g]	Preço
Hobbykig Hélice 7x3,8	2	Carbono + Nylon	7	3.8		6.8	1.83
Turnigy Slowfly Hélice	2	Plástico	7	3.8		7.5	2.57
Auto aberto Hélice 7039	2	Plástico	7		5mm	8.2	1.52
Multirotor Carbon Fiber T-style	2	Fibra de Carbono	7	2.4	4mm	3.1	3.6
Hobbykig Hélice 7x4,5	2	Plástico	7	4.5		6	2.09
Quanium Auto aberto Nylon Hélice	2	Plástico	7	3.9	5mm	8	1.44
Quanium Carbon Fiber T-style Hélice	2	Fibra de Carbono	7	2.4	4mm	3.5	4.07
GWS Estilo Sofffly Hélice 8x4,5	2	Plástico	8	4.5		8	2
GWS Estilo Sofffly Hélice 9x4,7	2	Plástico	9	4.7		12	2.78
GWS Estilo Sofffly Hélice 10x4,5	2	Plástico	10	4.5		13	3.04
Turnigy DJI e Walkera Estilo Hélice 8x4,5	2	Plástico	10	4.5	6mm	15	3.13
Hobbyking Fina E-hélice 10x5	2	Plástico	10	5		10.9	1.91
Drone 9443 Auto-aberto Nlon Hélices	2	Plástico	9.4	4.3	6mm	8.5	2.39
Multirotor Carbon Fiber T-style 10x5'5	2	Fibra de Carbono	10	5.5	4mm	6.1	7.14
Gemtan QX350 PC 8020	2	Plástico	8	2		10	1.29
8045 SF Props	2	Plástico	8	4.5		9	3.04
Fibra de Carbono 10x3,8	2	Fibra de Carbono	10	3.8		12.5	14.31
Gemfan vidro Nylon Hélice 9x4,5	2	Plástico	9	4.5		8.6	2.52
Fibra de Carbono Multistar com DJI Fitting Hélice	2	Fibra de Carbono	9	4.7	8mm	15.7	5.06
Gemfan vidro Nylon Hélice 10x4,5	2	Plástico	10	4.5		12.8	1.63
Master Airscrew 10x4,5 Multirotor Propeller Set	2	Fibra de Vidro	10	4.5	6mm		4.62
DJI Hélices 8x4,5 L&R	2	Plástico	8	4.5		3.9	3.9
DJI Mavic - 8330 Quick-release Folding Propellers	2		8.3	3		9.9	9.9
DJI Snail 7027 Quick-Release Propellers	2	Plástico	7	2.7		8	8
Emax Par Hélices 8x4,5	2	Plástico	8	4.5		4.9	4.9
APC Hélice 8x3,8 Elétrica SlowFly	2	Plástico	8	3.8		4.9	4.9
APC Hélice 8x3,8 SlowFly Pusher	2	Plástico	8	3.8		3.9	3.9

Tabela A.2: Listagem das hélices pesquisadas para *quad-copter*

Nome	Nº de pás	Material	Diâmetro [in]	Pitch [in]	Adaptador	Peso [g]	Preço
Gemfan Carbon/Nylon 5030	2	Plástico	5	3	5mm/ 4/3	6	1.71
Gemfan Propeller 5x4 black	2	Plástico	5	4	5mm/ 4/3	6	1.64
Quantum Carbon Fiber Propeller 5x3	2	Fibra de Carbono	5	3	5mm/ 4/3	5.3	3.82
Quantum Carbon Fiber T-StylePropeller 5x3	2	Fibra de Carbono	5	3	4mm	2.5	3.16
Quantum Carbon Fiber Propeller 5x3	2	Fibra de Carbono	5	3	5mm/ 4/3	3.2	4.14
Carbon Fiber Propellers 5040	2	Fibra de Carbono	5	4	5mm/ 4/3	3.1	3.16
Quantum Carbon Fiber Propeller 5x4,5	2	Fibra de Carbono	5	4.5	5mm/ 4/3	5	3.47
Quantum Carbon Fiber Propeller 6x4,5	2	Fibra de Carbono	6	4.5	8mm	4.5	3.19
Quantum Carbon Fiber Propeller 6x4,5 Self-Locking	2	Fibra de Carbono	6	4.5	??	6.5	3.7
Gemfan 6030 GRP/Nylon Propellers	2	Plástico	6	3	4,9/3mm/3,8	6.5	1.56
Carbon Fiber propellers 6040 Self Tightening	2	Fibra de Carbono	6	4	5mm	6.4	3.9
Carbon Fiber propellers 6040	2	Fibra de Carbono	6	4	5mm/4mm	4.4	3.16
GemFan 6040 Bullnose Polycarbonate Propellers	2	Plástico	6	4		4.1	1.01
Diatone Self Tightening Polycarbonate Bullnose 6045	2	Plástico	6	4.5	5mm	6.8	1.77
Quantum carbon Fiber T-style Propeller 7x2,4	2	Fibra de Carbono	7	2.4	4mm	3.5	4.05
Self Tightening Propeller 7039	2	Plástico	7	3.9	5mm	8.2	1.51

Tabela A.3: Listagem das hélices pesquisadas para *hexa-copter*

Eletronic Speed Controller (ESC)	Bat Cells	Amperes [A]	Comprimento [mm]	Largura [mm]	Altura [mm]	BEC	Peso[g]	Preço
KingKong 5V 3A Switching Power	2-4s	3	53	17	7	ubec	12	3.02
Turnigy Plush 60A Brushless	2-4s	60	80	31	14	Switching 5V/3A	60	24.36
Turnigy Multistar 32 bit 12A	2-4s	12	22	12		não OPTO bec	6	7.79
Turnigy Multistar 32 bit 20A	2-4s	20	22	12		OPTO	6	8.14
Turnigy Multistar 32 bit 30A	2-4s	30	22	12		OPTO	6	9.32
Turnigy Multistar 32 bit 20A	2-6s	20	35	20	10	OPTO	15	7.28
Turnigy Multistar 32 bit 30A (Despida)	2-4s	30	28	14	5	OPTO	10	9.32
Turnigy Multistar 32 bit 30A	2-6s	30	35	20	10	OPTO	15	14.45
Flycolor 4-in1 30A c/ F3 flight controller	2-4s	30*4	102	43	16.5	5V/3A , 12V/1A	47.2	51.78
Turnigy Plush 60A Brushless	2-4s	30	45	24	11	Switching 5V/2A	25	10.14
Turnigy Multistar Race Spec 4in1 30A	2-6s	30	36	36	3		25	38.42
Turnigy Multistar Race Spec 33A	2-5s	33	29	16	5		3	7.88
Hobbywing X-Rotor	2-6s	40	32	24	10	OPTO	13	8.82
Hobbywing X-Rotor Pro 3D	3-6s	40	66	22	11	OPTO	50	13.52
Turnigy Multistar Race Spec 4in1 35A	2-4s	35	36	36	3		35	28.17
Turnigy Multistar Multi-rotor	2-6s	60	68	32	6	OPTO	62	16.27
Flycolor Raptor Mini 30A F330	2-4s	30	27	12	11	OPTO	8.6	8.83
Turnigy Plush 25A Brushless	2-4s	25	24	45	7.2	Linear 5V/2A	22	9.1
DYS Mini (SN40A)	2-6s	40	60	17	5	OPTO	20	9.29
Turnigy Multistar Race Spec 41A	2-5s	41	31	19	3		10.8	8.74
Turnigy Multistar Ver	2-4s	40	32	15	3		9.6	9.33
Turnigy Plush 12A	2-4s	12	32	24	10	5V/2A	13	8.6
ZTW Series Aranha	2-6s	30	60	20	8	OPTO	23	14.01
Turnigy Multistar Race Spec 4in1 31A	2-4s	31*4	36	36	5	OPTO	13	26.84
Afro Race spec 20A 4in1 c/ CC3D flight controller	2-4s	20*4				1A	~77	47.68
Hobbyking BlueSeries Brushless 40A	2-6s	40	52	25	10	5,5V/5A	36	23.49
Q-Brain 4x25A Brushless	2-4s	25*4	69	62	11	5,25V/3A	112	16.9
Hobbyking BlueSeries Brushless 50A	2-6s	50	58	31	11	5,5V/5A	45	19.18
Hobbyking BlueSeries Brushless 60A	2-6s	60	58	31	11	5,5V/5A	45	25.83
Hobbyking BlueSeries Brushless 70A	2-6s	70	62	36	16	5,5V/5A	75	31.96
Hobbyking BlueSeries Brushless 85A	2-6s	85	62	36	16	5,5V/5A	77	32.17
Emax UBEC 5A HV	3-10s	5				UBEC		28.9
Emax Bullet Series 35A ESC		35					6.3	21.9
Quantum 30A Brushless ESC		30					26	18.9
Quantum 40A Brushless ESC		40					64	24.9

Tabela A.4: Listagem de *Electronic Speed Controllers* pesquisados

Bateria	Bat Cells	Voltagem	Capacidade mínima (mAh)	Descarga [C]	Corrente [A]	Capacidade [Wh]	Comprimento [mm]	Largura [mm]	Altura[mm]	Densidade [mAh/g]	Plug descarga	Plug carregamento	Peso [g]	Preço	Valor
Multistar Multi-Rotor Lipo	3s	11.1	5200	10	52	57.72	108	36	47	14.28571429	XT60	JST-XH	364	22.91	226.97512
Multistar Multi-Rotor Lipo	3s	11.1	3000	10	30	33.3	107	36	28	11.76470588	XT60	JST-XH	255	18.33	163.6661211
Multistar Multi-Rotor Lipo	3s	11.1	4000	10	40	44.4	108	35	38	11.239595506	XT60	JST-XH	356	15.95	250.7836991
Multistar Series Racer	3s	11.1	2200	40	88	24.42	105	35	27	8.1481148148	XT60	JST-XH	270	15.25	144.2622951
Multistar Series Racer	3s	11.1	4000	10	40	44.4	112	34	30	12.08459215	XT60	JST-XH	331	13.5	296.2962963
Multistar Multi-Rotor Lipo	4s	14.8	5200	10	52	76.96	110	36	61	11.32897603	XT60	JST-XH	459	27.14	191.5991157
Multistar Multi-Rotor Lipo	4s	14.8	10000	10	100	148	160	65	36	11.24859393	XT90	JST-XH	889	40.54	246.6899556
Multistar Multi-Rotor Lipo	4s	14.8	16000	10	160	236.8	173	74	45	11.51079137	XT90	JST-XH	1390	46.85	341.5154749
Multistar Multi-Rotor Lipo	4s	14.8	8000	10	80	118.4	142	49	43	11.34751773	XT90	JST-XH	705	24	333.3333333
Multistar Multi-Rotor Lipo	4s	14.8	16000	10	160	236.8	181	77	43	12.62825572	Nil	JST-XH	1267	46.84	341.588386
Multistar Multi-Rotor Lipo	4s	14.8	20000	10	200	296	200	90	40	11.52737752	XT90	JST-XH	1735	89.12	224.4165171
Multistar Multi-Rotor Lipo	6s	22.2	5200	10	52	115.44	148	52	45	6.280193237	XT90	JST-XH	828	20.31	256.0315116
Multistar Multi-Rotor Lipo	6s	22.2	8000	10	80	177.6	142	49	63	7.804878049	XT90	JST-XH	1025	40.46	197.7261493
Multistar Multi-Rotor Lipo	6s	22.2	6600	10	66	146.52	143	50	53	7.64774044	XT90	JST-XH	863	31.73	208.0050425
Multistar Multi-Rotor Lipo	6s	22.2	10000	10	100	222	156	65	53	6.510416667	XT90	JST-XH	1536	44.9	222.7171492
Multistar Multi-Rotor Lipo	6s	22.2	16000	10	160	355.2	173	74	68	7.82778865	XT90	JST-XH	2044	65.86	242.9395688
Multistar Multi-Rotor Lipo	6s	22.2	20000	10	200	444	200	90	60	7.939658595	XT90	JST-XH	2519	105.3	188.9335233
Turnigy nano-tech	8s	29.6	5000	65	325	148	153	49	71.7	3.607503608	XT90	JST-XH	1386	93.88	58.5948019
Zippy Compact	8s	29.6	5800	25	158	171.68	158	45	70	4.957264957	XT90	JST-XH	1170	68.95	84.11892676
Turnigy Gratierno Professional	4s	14.8	10000	15	150	148	168	69	40	7.987220447	XT90	JST-XH	1252	65.45	152.7883881
Zippy Compact	7s	25.9	5800	25	145	150.22	157	45	61	4.957264957	XT90	JST-XH	1170	64.5	89.92248062
Turnigy Gratierno Professional	6s	22.2	12000	15	180	266.4	183	77	57	6.211180124	XT90	JST-XH	1932	134.32	89.3388922
Bateria Lipo MR			1600	45	72	0	70	35	28	11.18881119			143	25.9	61.77606178
Gens Ace Bateria Lipo 4S1P			2500	25	62.5	0	136	43	26	8.267195767			302.4	35.9	69.63788301
Hi-Energy Bateria Lipo			3200	30	96	0	130	25	43	10.88435374			294	39.9	80.20050125
Gens Ace Bateria Lipo 4S1P			3300	25	82.5	0	136	43	31	9.016393443			366	47.9	68.89352818
Gens Ace Bateria Lipo 4S1P			4000	25	100	0	136	41	36	8.124087591			438.4	55.9	71.55635063
Gens Ace Bateria Lipo 4S1P			5300	30	159	0	139	42	43	9.636363636			550	76.9	68.9206762
Gens Ace Bateria Lipo 4S1P			5500	25	137.5	0	190	46	34	9.046052632			608	82.5	66.66666667
Gens Ace Bateria Lipo			6000	35	210	0	144	45	40	10.11804384			593	98.9	60.66734075
TATTU Bateria Lipo 4S1P			10000	25	250	0	166	64	41	10.61683831			941.9	119	84.03961345
TATTU Bateria Lipo 4S1P			16000	15	240	0	180	74	44	12.89282836			1241	179	89.38547486

Tabela A.5: Listagem das baterias pesquisadas

Apêndice B

Gráficos para Avaliação da Função de Custo

B.1 Gráficos resultantes das combinações para *quad-copter*

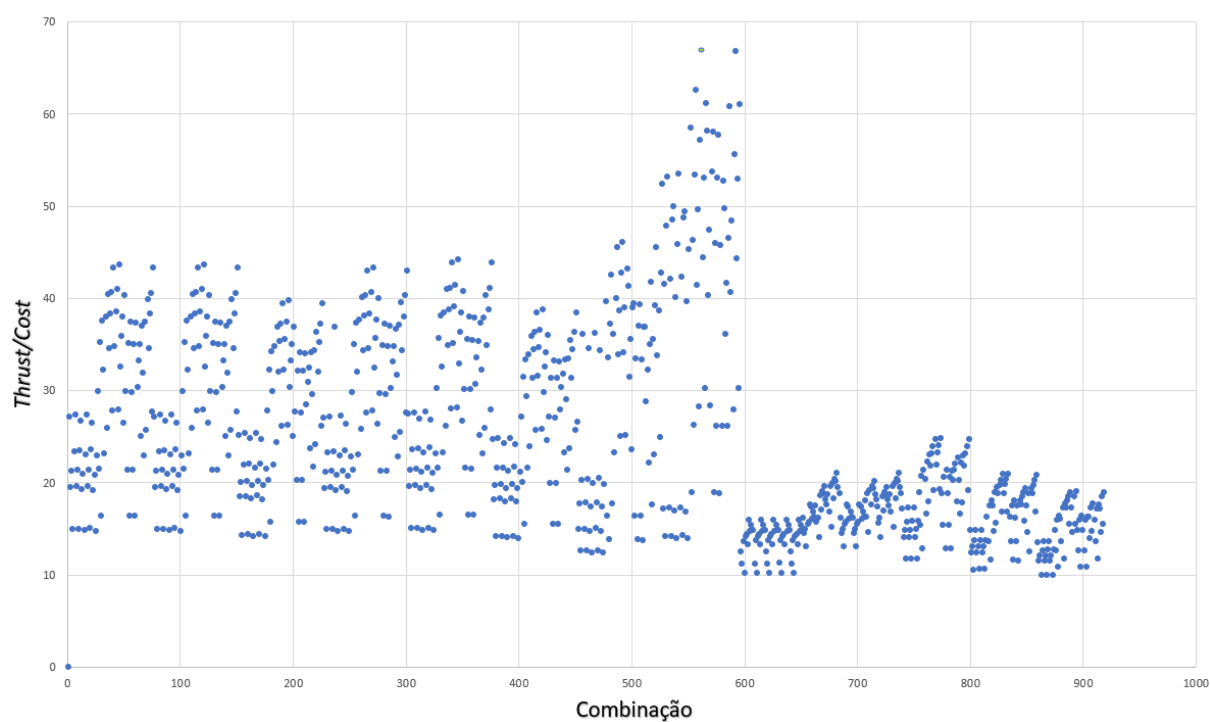


Figura B.1: Gráfico da relação *Thrust/Cost* das combinações possíveis para *quad-copter*

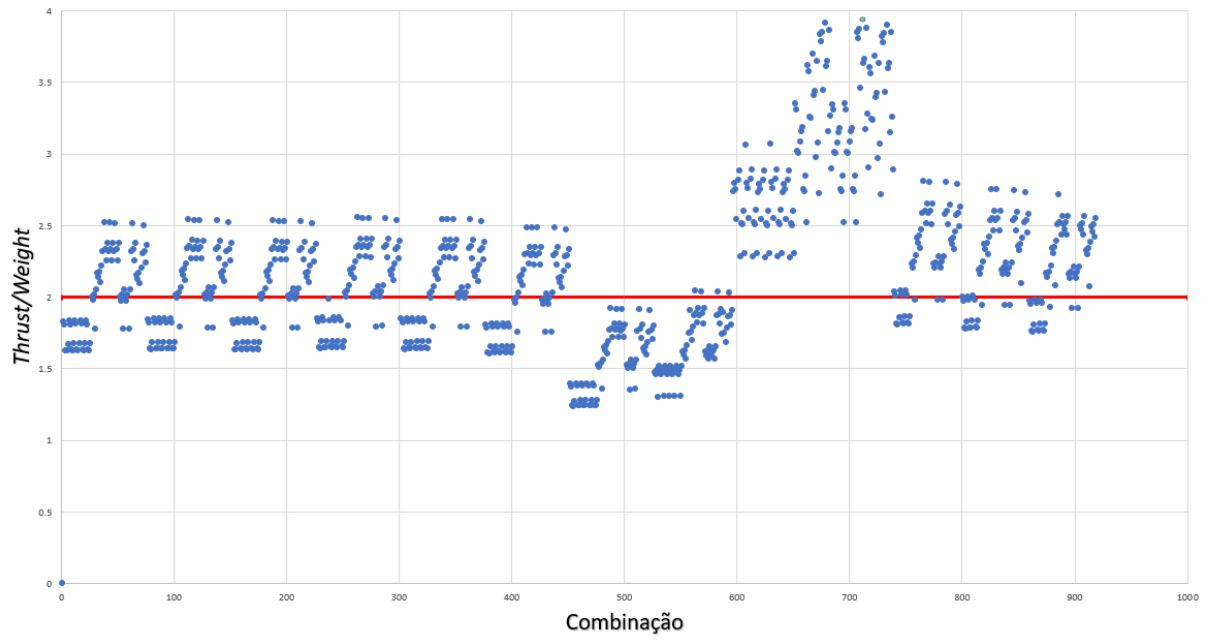


Figura B.2: Gráfico da relação $Thrust/Weight$ das combinações possíveis para *quad-copter* (A linha vermelha marca o rácio $T/W = 2$ valor que a bibliografia considera mínimo para ter uma aeronave bastante manobrável)

B.2 Gráficos resultantes das combinações para *hexa-copter*

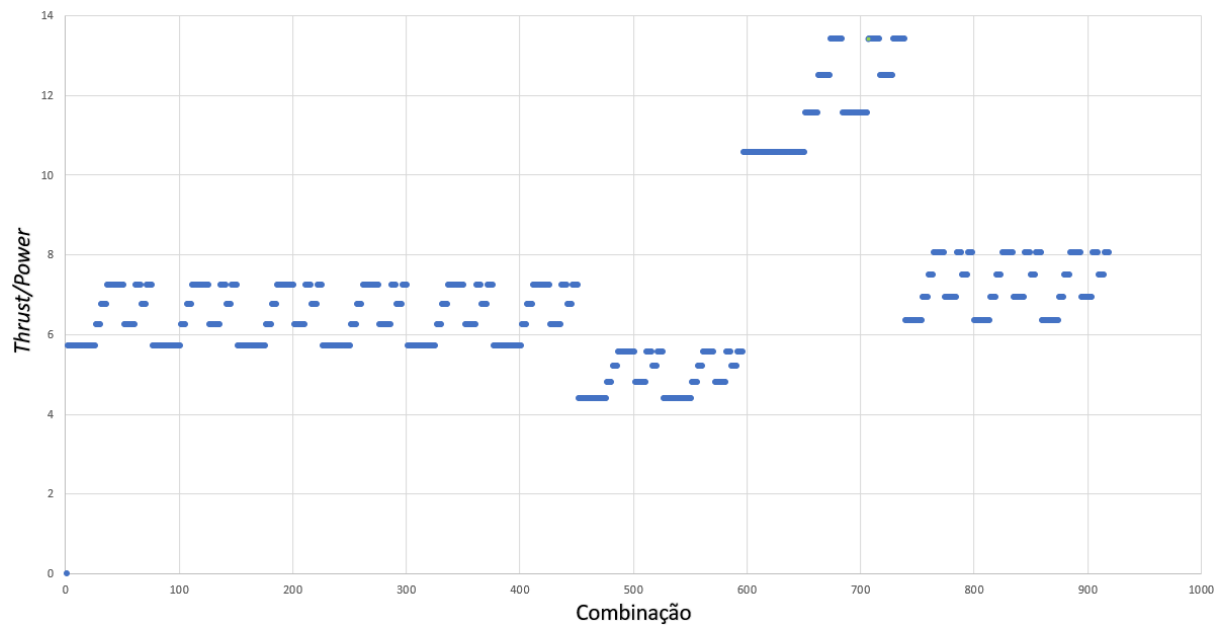


Figura B.3: Gráfico da relação $Thrust/Power$ das combinações possíveis para *quad-copter*

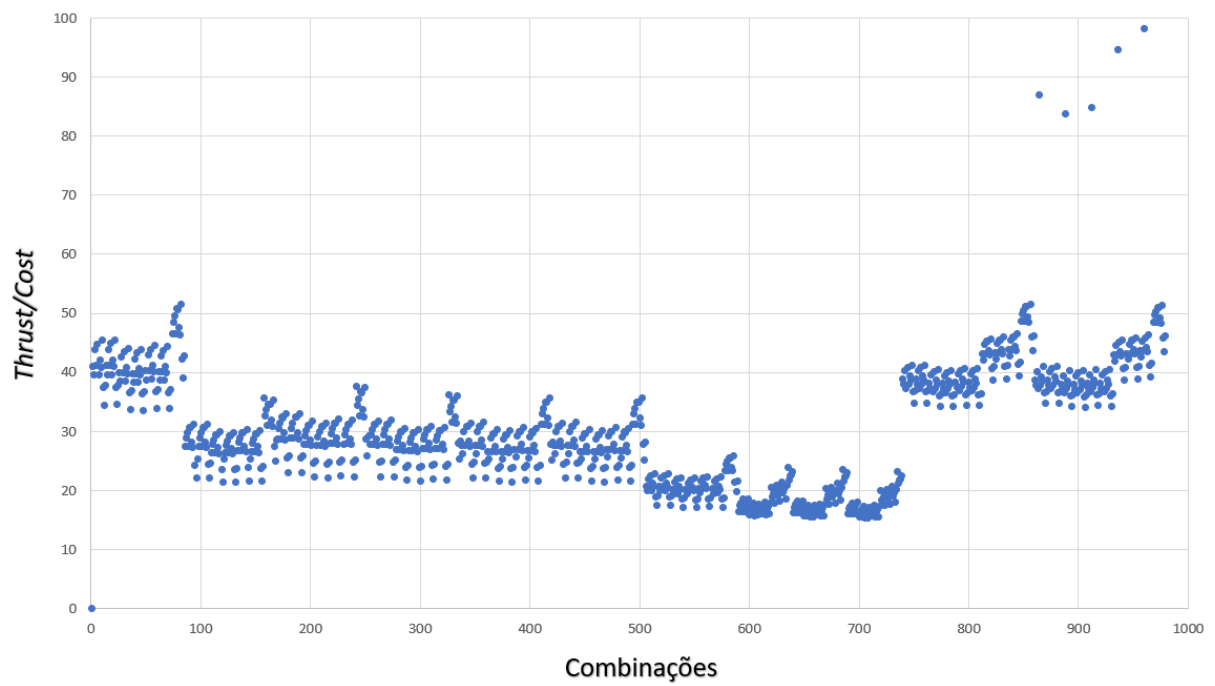


Figura B.4: Gráfico da relação $Thrust/Cost$ das combinações possíveis para *hexa-copter*

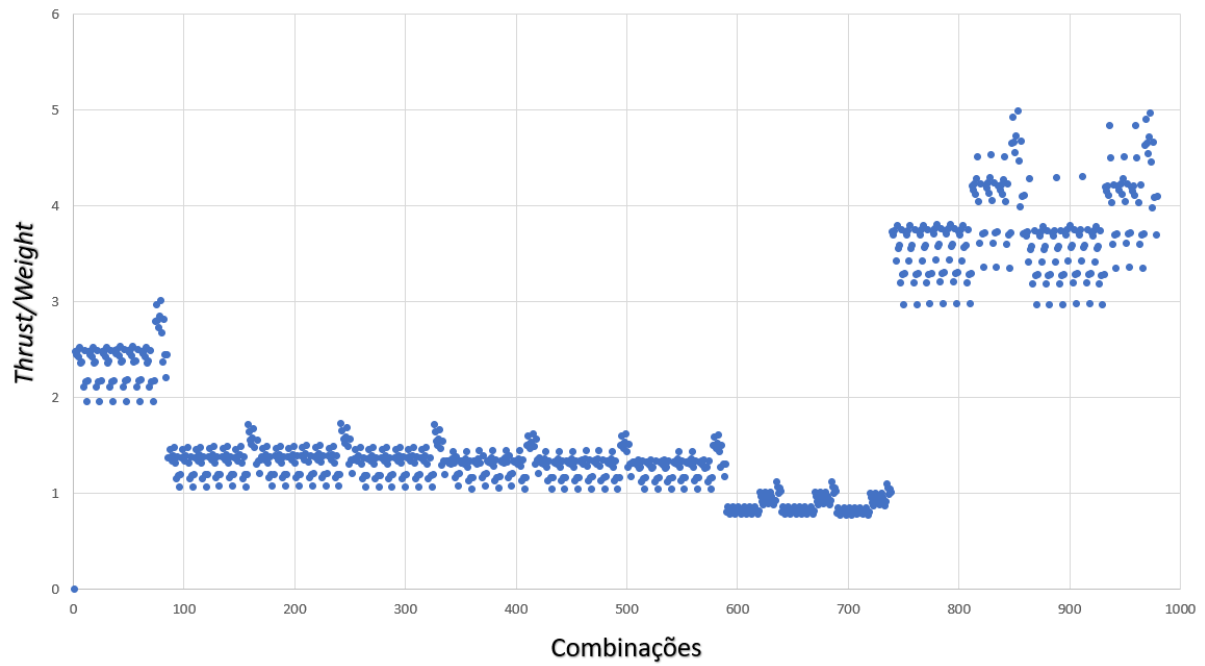


Figura B.5: Gráfico da relação $Thrust/Weight$ das combinações possíveis para *hexa-copter*

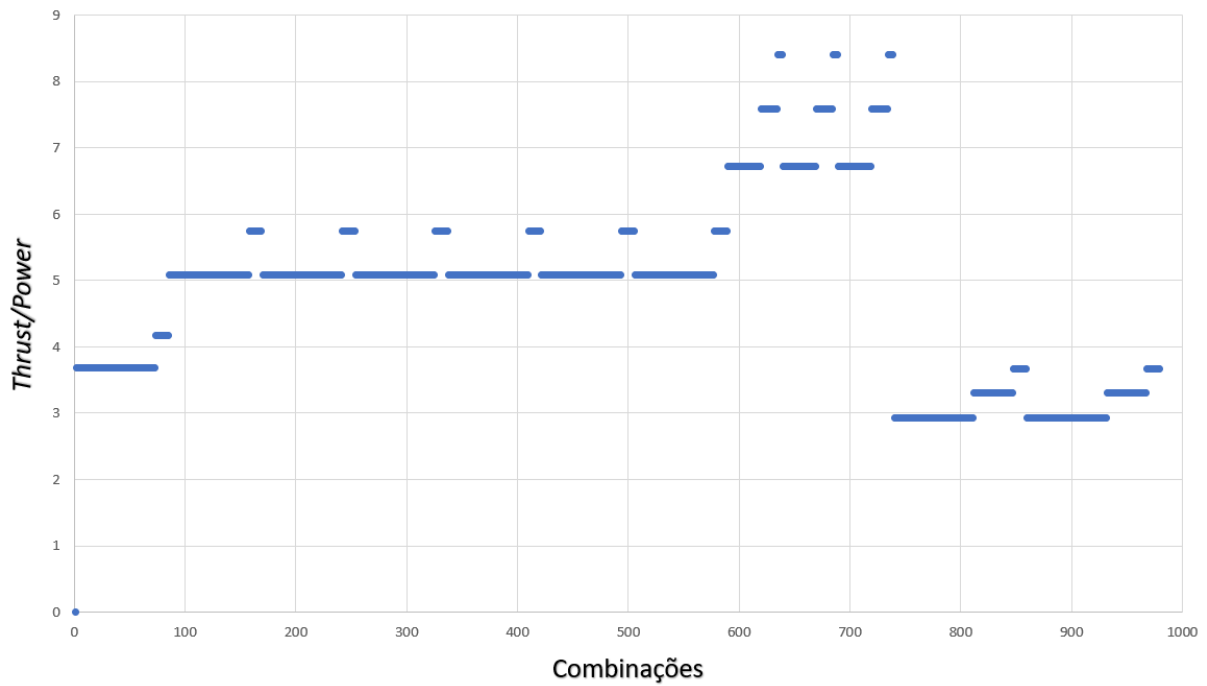
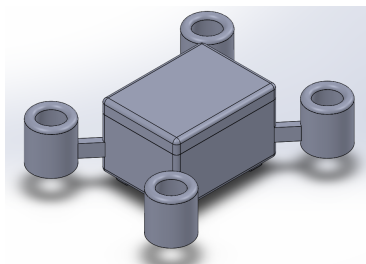


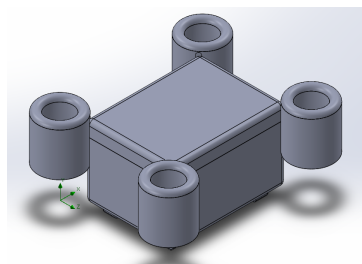
Figura B.6: Gráfico da relação $Thrust/Power$ das combinações possíveis para *hexa-copter*

Apêndice C

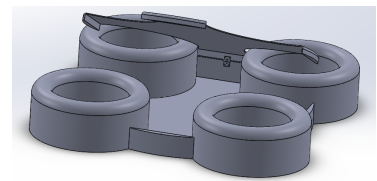
Iterações para alcançar o melhor *design* do *quad-copter*



(a) Primeiro *design* desenvolvido

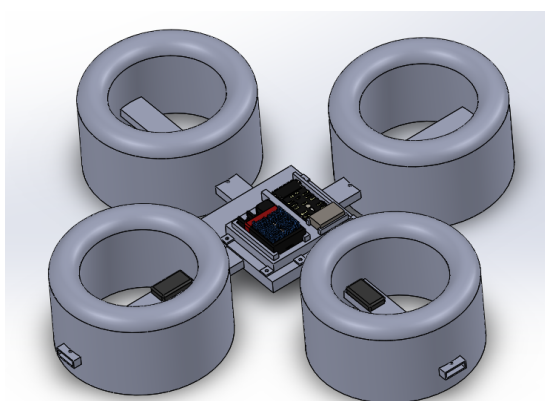


(b) Segundo *design* desenvolvido

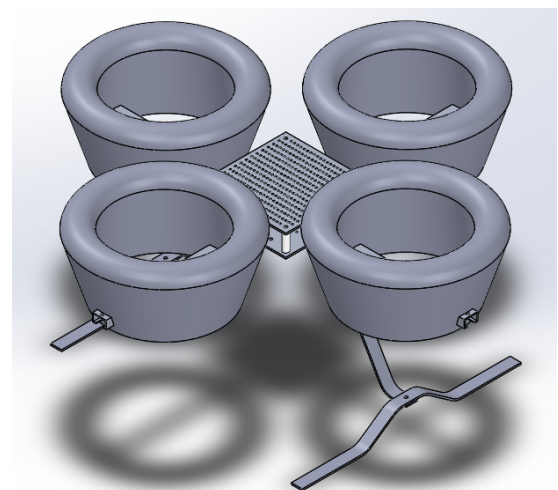


(c) Terceiro *design* desenvolvido

Figura C.1: Primeiras modelações do *quad-copter*



(a) Quarto *design* desenvolvido

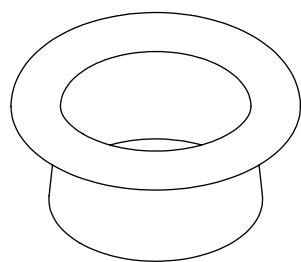
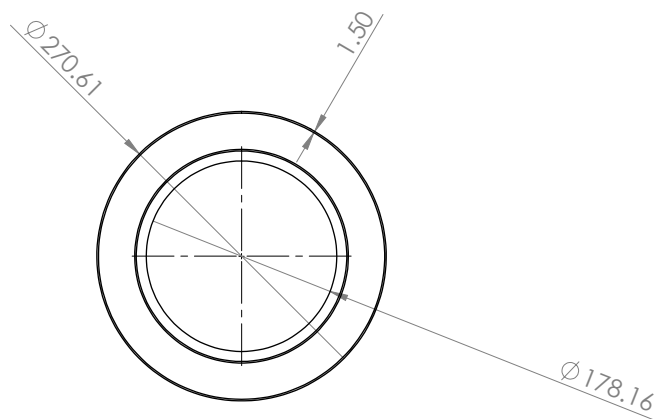
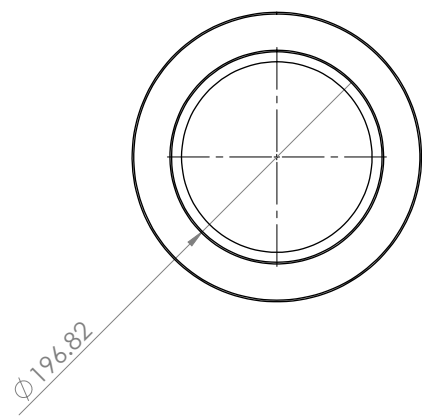
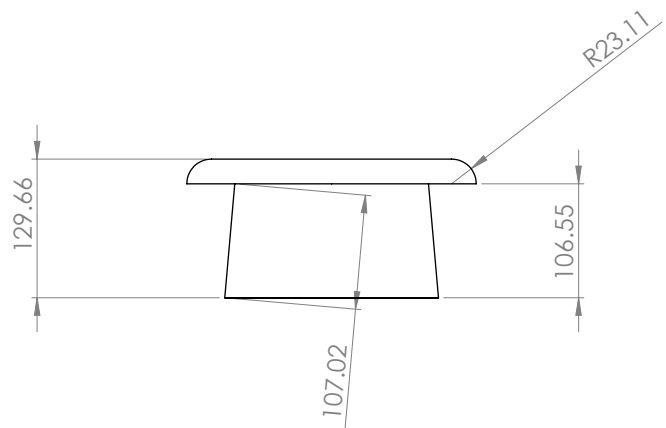


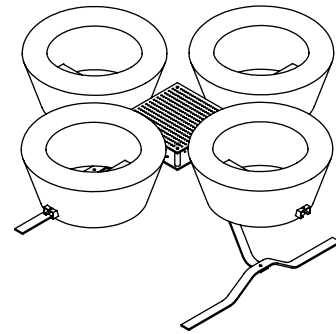
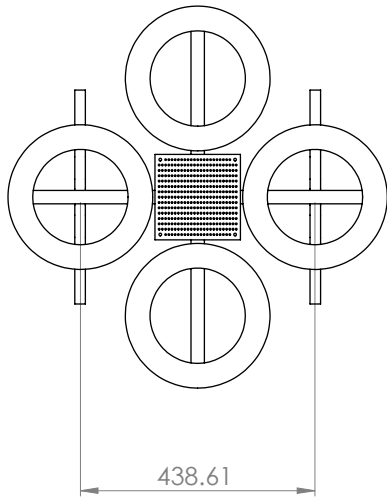
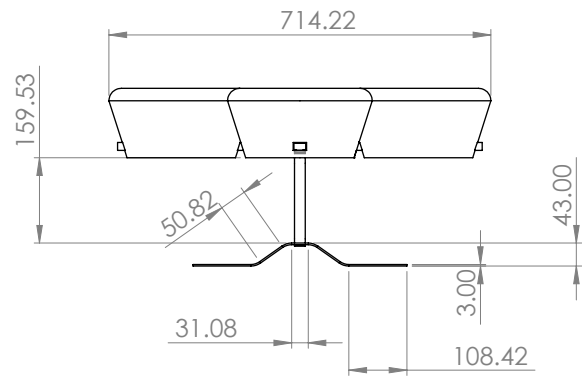
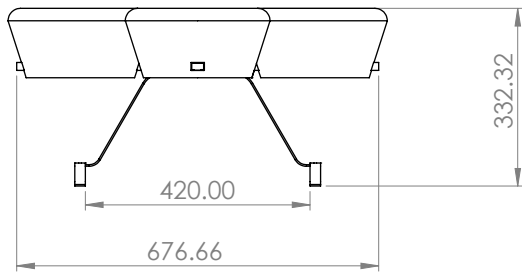
(b) *Design* que se tentou construir

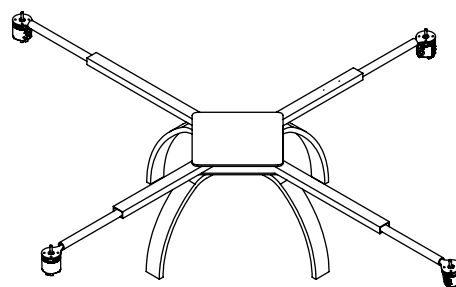
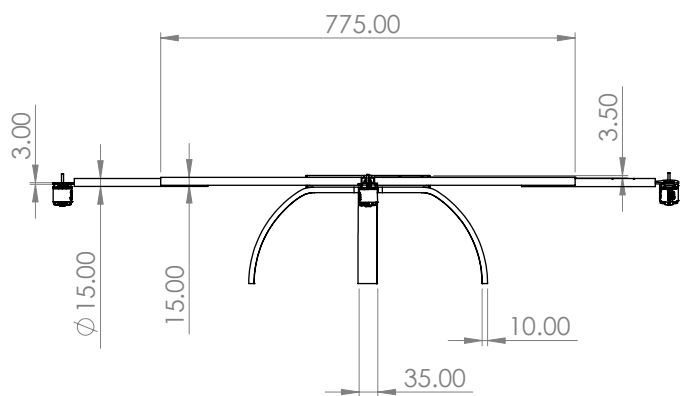
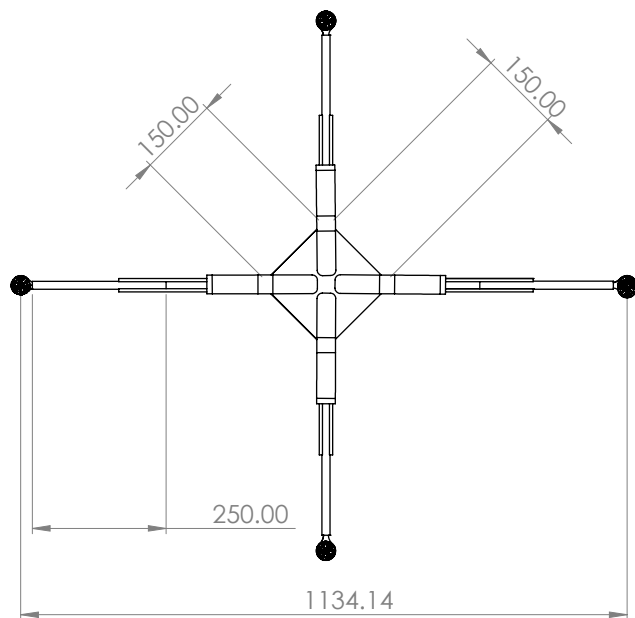
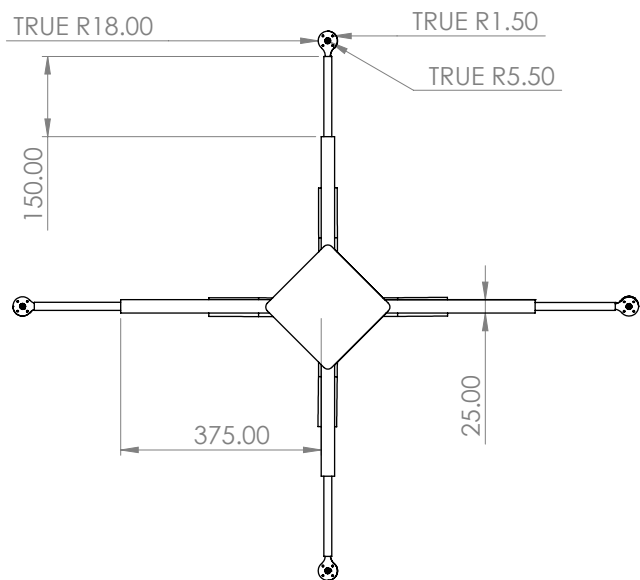
Figura C.2: Primeiras modelações do *quad-copter*

Apêndice D

Desenhos Técnicos







Apêndice E

Procedimentos para Testes Experimentais

E.1 Testes na ausência de efeito de solo

Estes procedimentos são repetidos de igual forma para todas as configurações e posições do motor e da conduta, ou seja, para as configurações:

- Motor sem conduta na posição normal.
- Motor sem conduta na posição invertida.
- Motor com conduta na posição normal.
- Motor com conduta na posição invertida.

Ligação do Sistema

1. Instalar fixação de carbono na balança.
2. Instalação do motor ou motor e conduta na placa de carbono.
3. Conexão do *Electronic Speed Controller* (ESC) ao motor.
4. Conexão do ESC a uma fonte de tensão (definindo a tensão máxima de uma bateria 4S, 15V, e a corrente máxima de 35A, máxima corrente aceite pelo motor) e a um gerador de sinais *Pulse Width Modulation* (PWM).

Procedimentos para ensaios experimentais

1. Fixação do rotor no sistema do motor.
2. Proceder à Ligação do Sistema.
3. "Zerar" a balança.

4. Instalar um taquímetro para medição da velocidade de rotação da hélice.
5. Com o gerador de PWM aumentar as rotações do motor até à velocidade pretendida.
6. Inicializar o programa da balança que regista os valores medidos.
7. Registar os valores da tensão [V], corrente [A] e potência [W] fornecidos ao motor.
8. Exportar os dados recolhidos para um documento *excel*, da *Microsoft*.
9. Repetir estes procedimentos para todas as velocidades e configurações pretendidas.
10. Tratar os dados recolhidos.

E.2 Testes com efeito de solo, proximidade a paredes ou obstáculos superiores

Estes procedimentos são repetidos de igual forma para as seguintes configurações:

- Motor sem conduta na posição normal.
- Motor com conduta na posição normal.

Ligação do Sistema

1. Instalar fixação de carbono na balança.
2. Instalação do motor ou motor e conduta na placa de carbono.
3. Conexão do *Electronic Speed Controller* (ESC) ao motor.
4. Conexão do ESC a uma fonte de tensão (definindo a tensão máxima de uma bateria 4S, 15V, e a corrente máxima de 35A, máxima corrente aceite pelo motor) e a um gerador de sinais *Pulse Width Modulation* (PWM).

Procedimentos para ensaios experimentais

1. Fixação do rotor no sistema do motor.
2. Proceder à Ligação do Sistema.
3. Colocar a(s) placa(s) de espuma à distância pretendida.
4. "Zerar" a balança.
5. Com o gerador de PWM aumentar as rotações do motor até à velocidade pretendida.
6. Utilizando um taquímetro verificar se as rotações por minuto correspondem às rotações pretendidas.

7. Inicializar o programa da balança que regista os valores medidos.
8. Registrar os valores da tensão [V], corrente [A] e potência [W] fornecidos ao motor.
9. Exportar os dados recolhidos para um documento *excel*, da *Microsoft*.
10. Repetir estes procedimentos para todas as velocidades e configurações pretendidas.
11. Tratar os dados recolhidos.

E.3 Testes Dinâmicos

Ajuste dos Ganhos dos Motores

- Montar o sistema com ou sem condutas.
- Prender o RPAS ao solo através de fios.
- Instalar bateria.
- Ligar o piloto automático ao *Mission Planner*, por telemetria.
- Tentar voar com o RPAS e averiguar em que movimentos este não está estabilizado.
- Através de um canal pré-definido, do rádio controlador, ajustar os ganhos dos motores e do controladores.

Preparação do Sistema

1. Montar o sistema com ou sem condutas.
2. Verificar carregamento da bateria.
3. Instalar bateria.
4. Conectar por telemetria ao *Mission Planner*.
5. Proceder ao Ajuste dos Ganhos dos Motores.
6. Armar o piloto automático.
7. Ligar o sistema.

Ensaios Experimentais

- Proceder à Preparação do Sistema.
- Escolher um dos tipos de voo a testar:
 1. Voo pairado → Definir uma altitude de teste, ligar um fio da aeronave ao solo para garantir a mesma altitude de voo em ambas as configurações.

2. Voo frontal e lateral → Definir uma altitude de voo e deslocar o RPAS nas várias direções.
 3. Voo axial → Definir uma altitude máxima, através de um fio que liga o RPAS ao solo, e fazer o RPAS variar a altitude desde o solo até à altitude definida repetidas vezes.
- Testar o tipo de voo durante 3 minutos.
 - Verificar a percentagem de bateria consumida.
 - Recarregar a bateria.
 - Realizar teste para outra configuração ou tipo de voo.