

Otimização de um Sistema de Propulsão Coaxial e Análise Estrutural

Cédric Maria de Bernard de Fauconval Martins Simões

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em

Engenharia Mecânica

Orientadores: Prof. Virgínia Isabel Monteiro Nabais Infante e Prof. André Calado
Marta

Júri

Presidente: Prof. Luís Manuel Varejão Oliveira Faria
Orientadora: Prof. Virgínia Isabel Monteiro Nabais Infante
Vogal: Prof. Pedro Vieira Gamboa

Junho de 2014

Agradecimentos

Quero agradecer aos meus orientadores, Professora Virgínia Infante e Doutor André Marta, pelo apoio, disponibilidade demonstrada e orientação científica ao longo da elaboração da dissertação de mestrado.

Ao João Noéme e ao Nuno Simões pelo conhecimento que me foi transmitido na UAVision e pelo reconhecimento que foi dado ao meu trabalho.

A toda a equipa da UAVision pelo fantástico acolhimento e pelos momentos que me proporcionaram.

Ao Pedro Lopes por toda a ajuda prestada e pela amizade desenvolvida.

Ao Professor António Ribeiro pela orientação científica relacionada com vibrações em estruturas.

Agradeço por último à minha família e amigos pelos momentos difíceis que me ajudaram a superar e por todo o apoio que me deram.

Resumo

A presente dissertação apresenta um estudo de sistemas de propulsão coaxiais em UAVs (*Unmanned Aerial Vehicles*) e a análise estrutural de um quadcopter (UAV com quatro braços dispostos radialmente em torno de um corpo central) quando equipado com este sistema de propulsão. Este sistema foi pensado como alternativa a sistemas compostos por dois motores em funcionamento isolado devido ao facto de apresentar maior força de impulsão por volume ocupado.

Utilizou-se a teoria de Glauert de forma a prever o comportamento dos diversos sistemas de propulsão coaxiais estudados. Elaboraram-se diversos ensaios experimentais de forma a otimizar o sistema de propulsão coaxial para um quadcopter. O sistema de propulsão coaxial otimizado foi comparado com um sistema de propulsão composto por um único motor e uma hélice 14x4.7 (sistema de base).

Seguidamente, procedeu-se à análise estrutural de um quadcopter equipado com o sistema de propulsão coaxial otimizado anteriormente. Elaboraram-se as análises estática e modal utilizando o *software* de elementos finitos Ansys. Seguidamente, uma análise dinâmica da estrutura foi realizada ao acoplar um acelerómetro ao sistema de propulsão coaxial otimizado que foi operado a diferentes patamares de potência.

Concluiu-se da presente dissertação que os principais parâmetros que influenciam a eficiência de um sistema de propulsão coaxial foram o diâmetro e o ângulo de ataque geométrico das hélices. Concluiu-se que qualquer alteração no ângulo de ataque geométrico da hélice superior resulta na diminuição da eficiência do sistema de propulsão. Adicionalmente, concluiu-se que a eficiência do sistema de propulsão coaxial diminui com a diminuição do ângulo de ataque geométrico da hélice inferior e aumenta com o aumento do mesmo. Seguidamente, concluiu-se que ao variar o diâmetro da hélice superior a eficiência do sistema coaxial permanecia aproximadamente inalterada. No entanto, o mesmo não ocorreu na variação do diâmetro da hélice inferior. Ao aumentar o diâmetro da hélice inferior concluiu-se que a eficiência do sistema de propulsão aumentava e, contrariamente, ao diminuir o diâmetro da hélice inferior a eficiência apresentou-se inferior. Por último, concluiu-se que o tempo de resposta das duas hélices do sistema de propulsão dependia diretamente do diâmetro das hélices sendo que aumentar o diâmetro das hélices resulta no aumento do tempo de resposta e, contrariamente, diminuir o diâmetro das hélices resulta na diminuição do tempo de resposta.

PALAVRAS-CHAVE: Sistema de propulsão coaxial, Teoria de Glauert, UAV, Quadcopter, Análise estrutural.

Abstract

This dissertation discusses the optimization of coaxial propulsion systems in UAVs (Unmanned Aerial Vehicles) and the structural analysis of a quadcopter (UAV with four arms equally spaced around the center body) equipped with the optimized coaxial system. This propulsion system is usually used because it presents a good thrust to volume ratio since the two engines are near and the total output thrust is higher than in a single engine.

The Glauert's theory was used to predict the behavior of coaxial propulsion systems. Finally, several experimentations were realized to test coaxial systems and conclude the influence of certain parameters on the efficiency of the propulsion system. The optimized coaxial system was compared to a propulsion system composed of a single engine and a 14x4.7 propeller (base system).

A structural analysis was performed on a quadcopter equipped with the optimized coaxial system obtained from the previous experimental tests. A static and a modal analysis were realized using Ansys, a finite elements *software*. Then, a dynamic analysis was realized by attaching an accelerometer to the propulsion system, which was operated at different power consumptions.

We concluded from the present dissertation that the main parameters that influence the efficiency of a coaxial propulsion system were the diameter and the pitch of the propellers. Any variation of the pitch of the upper propellers resulted in a decrease of the efficiency of the propulsion system. Regarding the lower propeller's pitch, when this parameter is increased the efficiency of the propulsion system increases but when this parameter is decreased the efficiency decreases. We also concluded that the variation of the upper propeller's diameter had no influence on the efficiency of the coaxial propulsion system. However, the same results were not observed upon the study of the variation of the lower propeller's diameter. Increasing the lower propeller's diameter resulted in an increase of the efficiency of the propulsion system and, contrarily, decreasing the lower propeller's diameter resulted in a decrease of the efficiency of the coaxial propulsion system. Lastly, we observed that the response time of the two propellers of the propulsion system was directly related to the diameter of the propellers. Increasing the diameter of the propellers resulted in an increase of the response time while decreasing the diameter resulted in a decrease of the response time.

KEY WORDS: Coaxial propulsion system, Glauert's theory, UAV, Quadcopter, Structural analysis.

Índice

Agradecimentos.....	i
Resumo.....	iii
Abstract.....	v
Índice.....	vii
Lista de Figuras.....	ix
Lista de Tabelas.....	xiii
Lista de Símbolos.....	xv
Abreviaturas.....	xvii
1. Introdução.....	1
1.1. Enquadramento.....	1
1.2. Objetivos.....	4
1.3. Estrutura.....	5
Parte I – Otimização de um sistema de propulsão coaxial.....	7
2. Fundamento teórico de sistemas de propulsão coaxial.....	9
2.1. Vantagens e desvantagens dos sistemas coaxiais em quadcopters.....	9
<u>Vantagens</u>	9
<u>Desvantagens</u>	9
2.2. Análise aerodinâmica.....	10
2.2.1. Teoria de Glauert aplicada a um único motor.....	10
2.2.2. Teoria de Glauert aplicada a um sistema de propulsão coaxial.....	16
2.3. Conclusões e escolha dos parâmetros a analisar.....	23
3. Configuração do dispositivo de ensaios experimentais.....	25
3.1. Bancada de testes.....	26
3.2. Sensores acoplados à bancada de testes.....	28
3.3. <i>Software</i> de leitura e armazenamento de dados.....	30
3.4. Fonte de alimentação em corrente contínua.....	31
3.5. Motor elétrico.....	32

3.6.	Hélices	33
4.	Resultados experimentais e Discussão	37
4.1.	Configuração de base	37
4.2.	Otimização da distribuição de potência.....	40
4.2.1.	Sentidos de rotação idênticos	41
4.2.2.	Sentidos de rotação opostos	41
4.3.	Otimização do sentido de rotação das hélices.....	42
4.4.	Otimização do espaçamento entre hélices	45
4.5.	Otimização das hélices	45
4.5.1.	Ângulo de ataque geométrico	46
4.5.2.	Diâmetro	49
4.5.3.	Otimização final das hélices	54
4.6.	Comparação entre o sistema coaxial otimizado e o sistema de base.....	58
4.7.	Otimização do tempo de voo.....	60
Parte II – Análise estrutural de um quadcopter equipado com o sistema de propulsão coaxial otimizado		65
5.	Estrutura analisada	67
6.	Análise estrutural	69
6.1.	Análise estática	71
6.2.	Análise modal	74
6.3.	Análise dinâmica	81
7.	Conclusões e trabalhos futuros.....	85
8.	Bibliografia	89

Lista de Figuras

Figura 1: UAV do tipo asa fixa [7]	2
Figura 2: UAV do tipo asa móvel [1].....	2
Figura 3: UAV do tipo asa móvel equipado com sistemas de propulsão coaxiais [1]	3
Figura 4: Campo de velocidades em modo de levitação [13]	11
Figura 5: Modelo do escoamento no modo de levitação [13]	12
Figura 6: Modelo de escoamento de um sistema de propulsão coaxial onde as hélices partilham o mesmo plano [8].....	17
Figura 7: Modelo de escoamento de um sistema de propulsão coaxial onde a hélice inferior opera na vena contracta da hélice superior [8]	19
Figura 8: Circuito elétrico utilizado na bancada de testes	25
Figura 9: Posicionamento dos motores (Motor superior – Tractor & Motor inferior – Pusher) [5]	26
Figura 10: Bancada de testes em alumínio.....	27
Figura 11: Bancada de testes em aço	27
Figura 12: Sensor de força 108BA de 10kg [15]	28
Figura 13: Imagem térmica dos motores	29
Figura 14: Variadores concebidos pela UAVision.....	29
Figura 15: Aspeto visual do programa MotorTester.....	30
Figura 16: Aspeto visual do programa MotorTester-MultiDataAquisition.....	31
Figura 17: Fonte de alimentação em corrente contínua S1200 da Chargery Power [16]	32
Figura 18: Motor brushless Axi 2826/12 [17]	33
Figura 19: Hélices utilizadas nos ensaios experimentais	35
Figura 20: Força de impulsão total – Sistema de propulsão com um motor e uma hélice 14x4.7	38
Figura 21: Temperatura alcançada com uma chapa de fixação em fibra de carbono – Sistema de propulsão com um motor e uma hélice 14x4.7 a 375W	38
Figura 22: Temperatura alcançada com uma chapa de fixação em alumínio – Sistema de propulsão com um motor e uma hélice 14x4.7 a 375W.....	39
Figura 23: Imagem térmica do motor com uma chapa de fixação em fibra de carbono	39
Figura 24: Imagem térmica do motor com uma chapa de fixação em alumínio	40
Figura 25: Força de impulsão em função da distribuição de potência - Sistema de propulsão coaxial com duas hélices 14x4.7 e sentidos de rotação idênticos	41
Figura 26: Força de impulsão em função da distribuição de potência - Sistema de propulsão coaxial com duas hélices 14x4.7 e sentidos de rotação opostos	42
Figura 27: Força de impulsão em função do sentido de rotação das hélices - Sistema de propulsão coaxial com duas hélices 14x4.7	43

Figura 28: Temperatura dos motores num sistema de propulsão coaxial operado a 375W com sentidos de rotação das hélices opostos e uma temperatura ambiente de 22°C.....	43
Figura 29: Temperatura dos motores num sistema de propulsão coaxial operado a 375W com sentidos de rotação das hélices idênticos e uma temperatura ambiente de 22°C.....	44
Figura 30: Força de impulsão em função da distância entre hélices - Sistema de propulsão coaxial com duas hélices 14x4.7.....	45
Figura 31: Variação da força de impulsão em função da diminuição do ângulo de ataque geométrico da hélice superior ou da inferior.....	46
Figura 32: Variação da força de impulsão em função do aumento do ângulo de ataque geométrico da hélice superior ou da inferior.....	48
Figura 33: Variação da força de impulsão em função do diâmetro das duas hélices	49
Figura 34: Variação da força de impulsão em função do aumento do diâmetro da hélice superior.....	50
Figura 35: Variação da força de impulsão em função da diminuição do diâmetro da hélice superior.....	51
Figura 36: Variação da força de impulsão em função do aumento do diâmetro da hélice inferior	52
Figura 37: Variação da força de impulsão em função da diminuição do diâmetro da hélice inferior	53
Figura 38: Comparação da força de impulsão entre os três sistemas de propulsão coaxiais otimizados	54
Figura 39: Modulação de largura de pulso com PWM a 80% e uma tensão de entrada de 15.2V	55
Figura 40: Tempo de resposta do sistema de propulsão 1 - Hélice superior a azul e hélice inferior a vermelho	56
Figura 41: Tempo de resposta do sistema de propulsão 2 - Hélice superior a azul e hélice inferior a vermelho	56
Figura 42: Tempo de resposta do sistema de propulsão 3 - Hélice superior a azul e hélice inferior a vermelho	57
Figura 43: Comparação do tempo de resposta dos três sistemas de propulsão coaxiais - Sistema de propulsão 1 a verde, hélice superior do sistema de propulsão 2 a azul, hélice inferior do sistema de propulsão 2 a vermelho e sistema de propulsão 3 a preto	58
Figura 44: Comparação da força de impulsão do sistema de base e do sistema de propulsão coaxial otimizado.....	59
Figura 45: Comparação do tempo de resposta do sistema de base e do sistema de propulsão otimizado - Sistema de propulsão de base a verde, hélice superior do sistema de propulsão otimizado a azul, hélice inferior do sistema de propulsão otimizado a vermelho.....	60
Figura 46: Quadcopter Spyro [20]	67

Figura 47: Dimensões máximas do quadcopter Spyro Mini	67
Figura 48: Molde da estrutura do quadcopter Spyro	68
Figura 49: Estrutura em fibra de carbono obtida através do molde da Figura 48 .	68
Figura 50: Condições de fronteira a azul e carregamento aplicado na análise estática a vermelho	70
Figura 51: Modelo obtido através do Solidworks	71
Figura 52: Convergência da malha - Deslocamento máximo em Z em função do tamanho dos elementos	72
Figura 53: Convergência da malha - Tensão máxima registada de Von Mises em função do tamanho dos elementos.....	72
Figura 54: Análise estática - Deslocamentos em Z (mm)	73
Figura 55: Análise estática - Tensão de Von Mises (MPa)	73
Figura 56: Primeiro modo de vibração - Deslocamento em Z (mm _N)	75
Figura 57: Segundo modo de vibração - Deslocamento em Z (mm _N)	75
Figura 58: Terceiro modo de vibração - Deslocamento em X e em Y (mm _N)	76
Figura 59: Quarto modo de vibração - Deslocamento em Z (mm _N).....	76
Figura 60: Quinto modo de vibração - Deslocamento em X e em Y (mm _N)	77
Figura 61: Sexto modo de vibração - Deslocamento em X e em Y (mm _N).....	78
Figura 62: Sétimo modo de vibração - Deslocamento em X e em Y (mm _N).....	79
Figura 63: Oitavo modo de vibração - Deslocamento em Z (mm _N).....	80
Figura 64: Resumo dos dados acima apresentados	80
Figura 65: Acelerómetro acoplado ao sistema de propulsão coaxial otimizado	81
Figura 66: Aceleração obtida a aproximadamente 24Hz em diferentes patamares de potência	84
Figura 67: Aceleração obtida a aproximadamente 15Hz em diferentes patamares de potência	84

Lista de Tabelas

Tabela 1: Temperatura do motor superior e do inferior nos três sistemas de propulsão coaxiais otimizados quando operados a 625W e com uma temperatura ambiente de 14°C	55
Tabela 2: Tempo de voo do sistema de propulsão de base	61
Tabela 3: Tempo de voo do sistema de propulsão coaxial otimizado	61
Tabela 4: Tempo de voo do sistema de propulsão coaxial otimizado com uma bateria suplementar.....	62
Tabela 5: Análise modal - Frequências naturais para cada modo de vibração	74
Tabela 6: Forças dinâmicas em função da potência consumida pelo sistema de propulsão coaxial.....	83

Lista de Símbolos

A	Área do disco atuador
C_p	Coefficiente da potência
C_T	Coefficiente da força de impulsão
D	Diâmetro da hélice
$d\vec{S}$	Vetor unitário normal à superfície S
\vec{F}	Força criada pelo fluido
FM	Figura de mérito
H	Distância entre as duas hélices
\dot{m}	Fluxo de massa
P	Potência
p	Pressão do fluido
R	Raio da hélice
S	Superfície do volume de controlo
T	<i>Thrust</i> (Força de impulsão da hélice)
\vec{V}	Velocidade local
v_i	Velocidade induzida pela hélice na secção i
W	Trabalho do fluido
w	Velocidade do fluido na <i>vena contracta</i>
κ	Fator de correção
κ_{int}	Fator de interferência da potência induzida
ρ	Densidade do fluido
Ω	Velocidade de rotação

Abreviaturas

GPS *Global Positioning System* (Sistema de Posicionamento Global)

MatWeb *Material Property Data* (Base de dados de propriedades de materiais)

mm_N Milímetros normalizados através da matriz de massas

NASA *National Aeronautics and Space Administration*

PWM *Pulse Width Modulation* (Modulação de largura de pulso)

UAV *Unmanned Aerial Vehicle* (Veículo Aéreo Não-Tripulado)

1. Introdução

1.1. Enquadramento

A área relacionada com o desenvolvimento de aeronaves autónomas não tripuladas (UAVs – *Unmanned Aerial Vehicles*) apresentou um elevado crescimento na última década, tanto a nível tecnológico como a nível mecânico. A utilização de UAVs está associada a diversas aplicações destacando-se as que pertencem ao ramo civil e ao ramo militar. No ramo civil são maioritariamente utilizados no apoio à coordenação no combate a incêndios, operações de busca e salvamento, agricultura de precisão, manutenção de estruturas, cobertura jornalística de eventos, proteção ambiental e inspeção de zonas críticas [1, 2, 3]. No ramo militar são utilizados para reconhecimento de terreno, ataque, vigilância de fronteiras e controlo de manifestações; sendo as duas últimas aplicações maioritariamente utilizadas pela polícia [2, 3, 4]. A tecnologia relacionada com os UAVs evoluiu exponencialmente na última década devido ao investimento feito pelo ramo militar que necessitava de uma evolução tecnológica a nível de vigilância e reconhecimento. Hoje em dia os UAVs têm a capacidade de suportar voos mais longos (cerca de uma hora em quadcopters, utilizando baterias de polímero de lítio) e podem ser equipados com sistemas de navegação GPS, sensores de elevada qualidade e/ou aparelhos equiparados, ou mesmo armas. Uma das componentes mais importantes de um UAV é o sistema de propulsão, que é responsável por 90% do consumo energético do veículo. É necessário utilizar um sistema de propulsão eficiente e adequado à massa do UAV por forma a garantir tempos de voo superiores e maior segurança na eventualidade de ocorrer um imprevisto durante o voo [5].

Os UAVs estão divididos em duas classes: os de asa fixa e os de asa móvel, como podemos observar nas Figuras 1 e 2. Os UAVs do tipo asa fixa apresentam uma forma e funcionamento similares aos de um avião e um sistema de propulsão colocado na horizontal. Contrariamente, os UAVs do tipo asa móvel apresentam uma forma e funcionamento similares aos de um helicóptero [3]. Num UAV do tipo asa móvel o sistema de propulsão é colocado na vertical e é responsável pela força de impulsão que se opõe diretamente ao peso do UAV. Devido à forma e à orientação do sistema de propulsão, os UAVs do tipo asa fixa são maioritariamente utilizados em reconhecimento de terreno e mapeamento aéreo do mesmo em grandes áreas. Devido à orientação do sistema de propulsão dos UAVs do tipo asa móvel, este tem a possibilidade de ficar imóveis no ar, em modo de levitação. Assim, estes UAVs são maioritariamente utilizados para realizar inspeções detalhadas ou para aceder a zonas de difícil acesso [6].



Figura 1: UAV do tipo asa fixa [7]



Figura 2: UAV do tipo asa móvel [1]

Num UAV, o volume e a massa do sistema de propulsão são parâmetros de elevada importância. Assim, o sistema de propulsão de um UAV deve apresentar uma eficiência elevada atendendo também ao facto de se tratar de um veículo não tripulado de pequena escala pelo que o rácio da força de impulsão sobre o volume, ou a massa, deve ser otimizado. De modo a garantir que este rácio é elevado pensou-se em desenvolver sistemas de propulsão com rotores coaxiais: dois motores e as suas respetivas hélices são colocados no mesmo eixo, mas mantendo uma certa distância entre eles, como podemos observar na Figura 3. Neste sistema as duas hélices podem rodar em sentidos opostos de modo a haver anulação do momento criado pela rotação das pás; esta foi a principal razão pela qual este sistema foi inventado em helicópteros pois permite o controlo aerodinâmico sem ser necessário a existência de um sistema de estabilização na cauda do helicóptero, de forma a anular o momento criado pela hélice e estabilizar o helicóptero. O sistema de propulsão coaxial apresenta diversas vantagens comparativamente ao sistema de propulsão composto por um único rotor, como iremos ver posteriormente.



Figura 3: UAV do tipo asa móvel equipado com sistemas de propulsão coaxiais [1]

O conceito de rotores coaxiais não é recente sendo que a sua utilização remete às primeiras experiências realizadas em helicópteros no século XIX. O primeiro projeto de um sistema de propulsão coaxial foi patenteado em 1861 por Bright, em Inglaterra. Seguidamente, surgiram diversos modelos tais como os de Amècourt em 1862, Igor Sikorsky em 1910 e Emile Berliner, Corradino d'Ascanio e Louis Breguet em 1930, que construíram um protótipo de um helicóptero com sistema de propulsão coaxial e com a capacidade de transportar pessoas [8]. Tendo por base referências contemporâneas, assume-se que terão sido construídos aproximadamente 35 protótipos de helicópteros com sistemas de propulsão coaxial antes de 1945, sendo que nem todos estes protótipos apresentaram resultados positivos nos testes de voo [9, 10]. Depois de 1945 vários protótipos foram construídos e aprovados nos testes de voo tais como os protótipos de Hiller, Bendix, Gyrodyne e Kamov. Em 1970 Sikorsky projetou um sistema de propulsão coaxial equipado com um mecanismo que permitiria que o tamanho das pás aumentasse ou diminuísse em função da rotação das mesmas de modo a evitar a instabilização do helicóptero (Advancing Blade Concept – ABC), no entanto este conceito nunca entrou em produção [11]. Por último, apenas uma companhia chamada Kamov, na Rússia, apresentou resultados positivos no fabrico de helicópteros com sistemas de propulsão coaxial antes do ano 2000 sendo que em 1940 produziram o modelo Ka-6/8 e em 1990 o Ka-50 [8].

Em relação aos UAVs, a sua evolução tecnológica data da última década, como foi dito anteriormente, pelo que apenas recentemente se pensou equipar estas aeronaves com sistemas de propulsão coaxial. Num sistema de propulsão coaxial de um quadcopter (aeronave de funcionamento similar a um helicóptero e que apresenta quatro braços dispostos radialmente à volta do corpo central do UAV) a necessidade das hélices rodarem em sentidos opostos pode ser suprimida sendo que o controlo de voo de um quadcopter (coaxial ou não) pode ser realizado sem a obrigação de haver anulação dos momentos criados pelos rotores. O controlo é elaborado pela imposição de diferentes rotações nos quatro motores, permitindo assim a anulação do momento criado por estes na aeronave. Não havendo referências sobre o comportamento de um sistema de propulsão coaxial em que as duas hélices rodem no mesmo sentido, este ponto será tido em conta nos ensaios realizados no decorrer do presente trabalho de modo a concluir quanto às propriedades do sistema de propulsão relacionadas com o sentido de rotação das hélices. Adicionalmente, segundo Stephen D. Prior e Jonathon C. Bell: “é difícil prever o comportamento de um sistema de propulsão coaxial pelo que é igualmente difícil otimizá-lo” [5]. Esta afirmação foi feita com base no facto de existirem poucas referências e estas apresentarem resultados conflituosos, tal como é possível observar num relatório técnico da NASA

publicado por Colin P. Coleman em 1997 [12] onde foram compilados uma grande parte dos artigos de todas as regiões do mundo relativos a sistemas de propulsão coaxial. Destes artigos, vários apresentam conclusões matemáticas enquanto outros se baseiam em dados experimentais, no entanto, várias destas conclusões são de carácter conflituoso, sendo que apenas algumas se verificam concordantes tais como: existe uma relação adimensional entre dois sistemas de propulsão coaxial sendo esta calculada pelo rácio da distância entre as duas hélices (H) e o diâmetro da hélice utilizada (D); o diâmetro da hélice superior deve ser reduzido de modo a possibilitar a entrada de ar livre no escoamento criado pela hélice inferior, existe uma interação entre os escoamentos das duas hélices que não pode ser menosprezada e, por último, o ângulo de ataque geométrico da hélice superior deve ser aumentado de forma a obter um melhor comportamento por parte do sistema de propulsão coaxial. É de notar que S.D.Prior e J.C.Bell [5] afirmam que segundo as referências o ângulo de ataque geométrico da hélice superior deve ser aumentado, no entanto, reportes obtidos junto de empresas que produzem UAVs com sistemas de propulsão coaxial relatam que se deve aumentar o ângulo de ataque geométrico da hélice inferior. Frente a este resultado conflituoso, S.D.Prior e J.C.Bell construíram uma bancada de testes e, derivado dos ensaios elaborados a diversos tipos de sistemas de propulsão coaxial, concluíram que o ângulo de ataque geométrico da hélice superior deve ser aumentado, mais precisamente em 33.3%.

1.2. Objetivos

O objetivo principal da dissertação baseou-se em otimizar um sistema de propulsão coaxial. O presente trabalho foi realizado em parceria com a UAVision, uma empresa sediada em Torres Vedras especializada no projeto e fabrico de UAVs. Desta forma, o presente trabalho atende às necessidades da empresa pelo que o sistema de propulsão coaxial foi otimizado para o tipo de UAVs fabricado na empresa: quadcopters. De modo a caracterizar diversos tipos de sistemas coaxiais construiu-se uma bancada de ensaios equipada com uma variedade de sensores de forma a registar todos os parâmetros associados ao funcionamento dos motores tais como a velocidade de rotação das hélices, a força de impulsão, a temperatura dos motores e a potência elétrica consumida pelos motores. Realizaram-se vários ensaios variando a distância entre as duas hélices, a distribuição da potência consumida por cada motor, o sentido de rotação das hélices e o tipo de hélices utilizadas (diâmetro e ângulo de ataque geométrico), com o objetivo de compilar e comparar estes resultados, obtendo assim um sistema de propulsão coaxial otimizado. Seguidamente, estudou-se a possibilidade de acrescentar baterias ao quadcopter de modo a aumentar o tempo de voo do mesmo, tendo em conta que o peso da bateria seria compensado por um aumento da força de impulsão dos motores que originaria igualmente um aumento da potência elétrica consumida. Por último, realizou-se um conjunto de análises estruturais utilizando o *software* de elementos finitos ANSYS. O quadcopter equipado com o sistema de propulsão coaxial otimizado foi analisado de três formas diferentes. A primeira diz respeito à análise estática da estrutura onde se calculam reações, tensões e deformações relacionadas com o carácter estático da estrutura. A segunda diz respeito às frequências naturais da estrutura e aos seus modos de vibração,

sendo estes resultados utilizados na terceira análise. Finalmente, a terceira análise trata da análise dinâmica da estrutura onde se prevê o comportamento estrutural do quadcopter quando os motores se encontram em funcionamento.

1.3. Estrutura

A presente dissertação de mestrado está dividida em duas partes. A primeira parte está relacionada com a otimização de um sistema de propulsão coaxial e a segunda com a análise estrutural de um quadcopter equipado com um sistema de propulsão coaxial. Mais detalhadamente, a presente dissertação é constituída por sete capítulos. No capítulo 1 é feita uma breve introdução ao trabalho e são apresentados os objetivos principais. No capítulo 2 são expostos os conceitos teóricos fulcrais para a perceção dos vários temas abordados e é apresentada uma revisão bibliográfica do funcionamento de sistemas de propulsão. No capítulo 3 descreve-se o material utilizado no decorrer dos ensaios experimentais, explicando-se pormenorizadamente as características de cada componente selecionado. No capítulo 4 apresentam-se os resultados dos ensaios experimentais realizados e procede-se a uma discussão dos mesmos, concluindo desta forma qual a influência de certos parâmetros no comportamento de um sistema de propulsão coaxial, e concluindo igualmente quanto às características do sistema de propulsão otimizado. No capítulo 5 procede-se a uma breve apresentação da estrutura a analisar, o quadcopter. No capítulo 6 procede-se à discussão dos resultados obtidos nas análises estruturais, concluindo quanto à resistência mecânica da estrutura e quanto às forças dinâmicas impostas pelo sistema de propulsão a diferentes patamares de potência consumida. Por último, no capítulo 7 apresentam-se as principais conclusões e propostas de trabalhos futuros.

Parte I – Otimização de um sistema de propulsão coaxial

2. Fundamento teórico de sistemas de propulsão coaxial

2.1. Vantagens e desvantagens dos sistemas coaxiais em quadcopters

A otimização de um sistema de propulsão coaxial num helicóptero não é idêntica à otimização deste sistema num UAV de tipo quadcopter. De modo a entender os diferentes aspetos desta otimização é primeiro necessário compreender as vantagens e desvantagens associadas a este sistema de propulsão quando otimizado para um quadcopter.

Vantagens

- O momento angular criado por um sistema de propulsão coaxial sobre o quadcopter é nulo se as hélices rodarem em sentidos opostos. Deste modo não é necessário controlar a rotação dos oito motores para que a aeronave se mantenha estável (em termos de rotação sobre si própria). No entanto, quando as hélices rodam em sentidos opostos o controlo de voo é mais complexo do que quando as hélices rodam no mesmo sentido pois o controlador deve ter em conta que para o quadcopter rodar sobre ele próprio é necessário originar uma diferença entre a rotação da hélice de cima e a rotação da hélice de baixo. A anulação do momento pode ser uma desvantagem pois o controlo de voo torna-se complexo.
- O uso de veios concêntricos permite obter um rácio maior entre a força de impulsão e o volume ocupado, assim como um rácio maior entre a força de impulsão e a massa do avião, visto que este apresenta apenas quatro braços e não oito para suportar os oito motores.
- A força de impulsão máxima fornecida por um sistema de propulsão coaxial é superior à força de impulsão máxima fornecida por um único motor, permitindo assim que o quadcopter possa ser mais pesado ou alcance maiores velocidades ou acelerações.
- É possível equipar o quadcopter com hélices menores que forneçam a mesma impulsão com o mesmo consumo energético.

Desvantagens

- Como foi dito anteriormente, no caso de as hélices de cada braço rodarem em sentidos opostos existe uma anulação do momento imposto na aeronave, mas o controlo de voo do quadcopter torna-se mais complexo do que se as hélices rodassem no mesmo sentido.
- Existe uma interação entre os escoamentos criados pelas duas hélices que resulta numa diminuição de eficiência por parte dos motores; o sistema de propulsão coaxial é normalmente menos eficiente do que um único motor.
- De modo a diminuir o efeito da interação dos dois escoamentos é necessário aumentar a distância entre as duas hélices possibilitando assim que um escoamento de ar livre seja absorvido pela hélice inferior (ar que não provem do escoamento criado pela hélice superior); de modo a que o

funcionamento dos dois motores se aproxime do funcionamento de dois motores separados, sem interação.

2.2. Análise aerodinâmica

O comportamento de um sistema de propulsão coaxial pode ser previsto por diversas teorias. Devido à complexidade de certas teorias que se baseiam em cálculos matemáticos complexos, utilizou-se neste trabalho a teoria unidimensional do momento, também conhecida como teoria de Glauert. Esta teoria foi validada por Colin P. Coleman [12] que afirma que os resultados previstos teoricamente divergiram apenas em 5% dos resultados experimentais, podendo esta teoria ser caracterizada como uma boa primeira aproximação do comportamento de um sistema coaxial.

2.2.1. Teoria de Glauert aplicada a um único motor

A teoria de Glauert (*momentum theory*) foi inicialmente desenvolvida para propulsores navais por W.J.M. Rankine em 1865, R.E. Froude em 1885, e estendida em 1920 por A. Betz que incluiu a velocidade de rotação do escoamento de ar [13]. Esta teoria aplica as leis básicas de conservação da mecânica dos fluidos, mais precisamente, utiliza as equações de conservação de massa, momento e energia, nas suas formas integrais, é uma análise global que relaciona as diferenças de velocidade do escoamento de ar com a força de impulsão e a potência. Estas equações podem ser resolvidas num volume de controlo de maneira completamente analítica, sem ter que recorrer a soluções numéricas, uma vantagem que possui sobre as outras teorias que são quase unicamente computacionais. É de notar que a teoria de Glauert exclui a possibilidade de perdas viscosas ou de compressibilidade do fluido pelo que os resultados obtidos por esta teoria são caracterizados por perdas de potência/impulsão mínimas. A teoria de Glauert permite estudar diversos modos de voo (ascendente, descendente, levitação, etc), tendo-se escolhido analisar apenas o modo de levitação (*hover*) visto ser o modo de voo mais frequente nos quadcopters. Antes de proceder ao estudo teórico do comportamento de um sistema de propulsão coaxial é necessário analisar a teoria de Glauert quando aplicada a um único motor [14].

A levitação (*hover*) é um modo de voo único onde a velocidade horizontal e a vertical são nulas. Observando a Figura 4 é possível concluir que no modo de levitação a velocidade do ar inicialmente em repouso aumenta progressivamente à medida que este é sugado e passa pela hélice. Não se tendo observado uma variação acentuada da velocidade do ar ao passar pela hélice conclui-se que a força de impulsão origina de uma diferença de pressão do ar, antes e depois de este passar pela hélice. Adicionalmente, observa-se a existência de uma esteira, estando o ar fora desta aproximadamente em repouso. No interior da esteira, o perfil de velocidades do escoamento é distribuído de forma não uniforme. Por último, é possível observar uma contração no diâmetro da esteira que resulta num aumento global da velocidade do escoamento no interior da esteira. Tendo uma ideia geral do

comportamento do escoamento de ar no modo de levitação, é possível obter uma solução matemática para o problema.

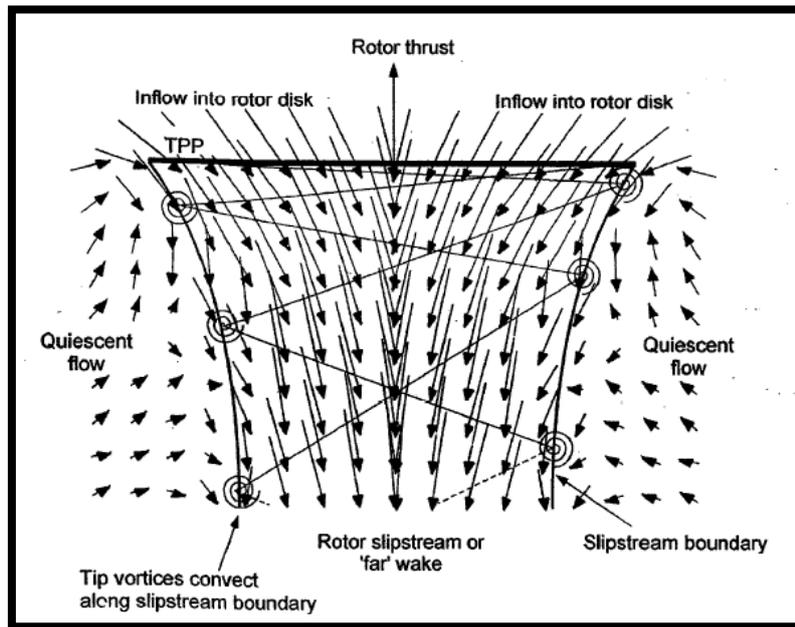


Figura 4: Campo de velocidades em modo de levitação [13]

A teoria de Glauert baseia-se na assunção de que a hélice pode ser aproximada por um disco atuador de espessura desprezável onde existe uma diferença de pressão e onde é exercida a força de impulsão. Adicionalmente, considera-se que o escoamento de ar é unidimensional, incompressível e invíscido. Por último, assume-se que o volume de controlo tem a forma apresentada na Figura 5, começando ligeiramente acima da hélice, onde a velocidade do ar é nula, acabando por debaixo da hélice onde a velocidade do escoamento é uniforme e estando limitado lateralmente pela esteira criada pelo escoamento.

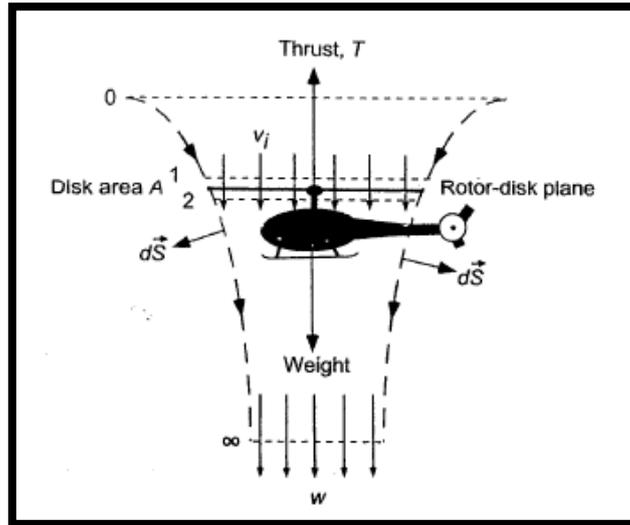


Figura 5: Modelo do escoamento no modo de levitação [13]

Considerando que o volume de controle, que isola a hélice e a sua esteira, tem como área total S , e sendo $d\vec{S}$ o vetor unitário normal à superfície S , orientado sempre para o exterior do volume de controle, é possível aplicar a equação de conservação de massa ao volume de controle estudado:

$$\int \int_S \rho \vec{v} \cdot d\vec{S} = 0 \quad (1)$$

onde \vec{v} é a velocidade local e ρ a densidade do fluido. Esta equação indica que o fluxo mássico à entrada e à saída do volume de controle são idênticos. De igual forma, é possível aplicar a equação de conservação de momento ao volume de controle:

$$\vec{F} = \int \int_S p d\vec{S} + \int \int_S (\rho \vec{v} \cdot d\vec{S}) \vec{v} \quad (2)$$

Ainda que a equação de conservação de momento seja vetorial, esta pode ser simplificada através da assunção de um escoamento unidimensional, ou seja, assumindo uma variação uniforme da pressão através da hélice que origina uma distribuição de velocidades uniforme em qualquer secção horizontal do volume de controle. Adicionalmente, a força do fluido provém da hélice pelo que, utilizando a terceira lei de Newton, o fluido exerce uma força idêntica na hélice, mas no sentido oposto. Esta força é a força de impulsão da hélice, T (*Thrust*). Finalmente, é possível aplicar a lei de conservação de energia ao volume de controle:

$$W = \int \int_S \frac{1}{2} (\rho \vec{v} \cdot d\vec{S}) |\vec{v}|^2 \quad (3)$$

Esta equação afirma que o trabalho exercido no fluido pela hélice é manifestado como um ganho de energia cinética pelo fluido no interior da esteira, por unidade de tempo. Tendo relembado as equações de conservação de massa, momento e energia, é possível aplicá-las ao problema em questão, a um quadcopter em modo de levitação. Utilizando a Figura 5 de forma a identificar o número das secções estudadas (0, 1, 2 e ∞), assume-se que secção 0 diz respeito ao plano situado acima da hélice onde a velocidade do ar é nula, por se tratar do modo de levitação, as secções 1 e 2 representam os planos exatamente por cima e por debaixo da hélice, respetivamente, e, por último, a secção ∞ representa um plano da esteira onde o perfil de velocidade está plenamente desenvolvido, não podendo a distância entre este plano e a hélice ser superior ao raio desta. Adicionalmente, nas secções 1 e 2 assume-se que a velocidade induzida pela hélice no escoamento de ar é v_i . Na secção ∞ (*vena contracta*), assume-se que a velocidade será superior a v_i , sendo esta denotada w . Por último, a área do disco atuador será denotada A .

Da hipótese que o escoamento é quase-estático e pelo princípio de conservação de massa, o fluxo de massa (\dot{m}) deve ser constante no volume de controlo. Desta forma, e assumindo incompressibilidade, a equação de conservação de massa pode ser escrita da seguinte forma:

$$\dot{m} = \int_{\infty} \int \rho \vec{V} \cdot d\vec{S} = \int_2 \int \rho \vec{V} \cdot d\vec{S} = \rho A_{\infty} w = \rho A_2 v_i = \rho A v_i \quad (4)$$

Seguidamente, a equação do princípio de conservação de momento na direção vertical relaciona a força de impulsão (T) com a variação da quantidade de movimento do fluido. A força de impulsão é igual mas oposta à força do fluido:

$$T = -F_g = \int_{\infty} \int (\rho \vec{V} \cdot d\vec{S}) \vec{V} = \dot{m} w \quad (5)$$

onde se assumiu pressão constante em toda a fronteira e, sendo o modo de levitação, a velocidade do fluido na secção 0 é nula.

Por último, a equação do princípio de conservação de energia relaciona o trabalho realizado pela hélice e a energia ganha pelo fluido por unidade de tempo. O trabalho por unidade de tempo realizado pela hélice é igual a $T v_i$, pelo que a equação de conservação de energia pode ser escrita da seguinte forma:

$$T v_i = \int_{\infty} \int \frac{1}{2} (\rho \vec{V} \cdot d\vec{S}) |\vec{V}|^2 - \int_0 \int \frac{1}{2} (\rho \vec{V} \cdot d\vec{S}) |\vec{V}|^2 = \frac{1}{2} \dot{m} w^2 \quad (6)$$

onde novamente se assume que a velocidade do fluido na secção 0 é nula.

Combinando as equações (5) e (6) obtém-se:

$$w = 2v_i \quad (7)$$

Conclui-se desta forma que a velocidade na secção ∞ , na *vena contracta*, é duas vezes superior à velocidade induzida pela hélice. Utilizando a equação acima é possível reescrever a equação de conservação de energia relativa à potência ideal (P):

$$P = T v_i = T \sqrt{\frac{T}{2\rho A}} = \frac{T^{3/2}}{\sqrt{2\rho A}} = 2\dot{m} v_i^2 = 2\rho A v_i^3 \quad (8)$$

Desta equação conclui-se que a potência requerida para levantar varia com o cubo da velocidade induzida pelo disco atuador. No entanto, para que haja levitação com a menor potência consumida é necessário que a velocidade induzida pelo disco atuador seja diminuta. Assim, o fluxo mássico através do disco atuador deve ser grande, requerendo conseqüentemente que a área do disco atuador seja igualmente grande. Este conceito é fundamental no projeto de qualquer helicóptero.

Adicionalmente, utilizando a Equação (7) associada com a equação de conservação de massa é possível concluir quanto ao rácio de contração da esteira:

$$\frac{r_\infty}{R} = \frac{1}{\sqrt{2}} = 0.707 \quad (9)$$

No entanto, devido à viscosidade do fluido, ensaios experimentais realizados por Leishman [8, 13] demonstraram que na realidade este valor é aproximadamente 0.78, sendo a contração menos acentuada do que teoricamente previsto.

Por último, ao utilizar a equação de Bernoulli é possível relacionar a diferença de pressão existente no disco atuador e força de impulsão obtida. Aplicando a equação de Bernoulli às secções 0 e 1, e às secções 2 e ∞ , resulta respetivamente:

$$p_0 = p_\infty = p_1 + \frac{1}{2}\rho v_i^2 \quad (10)$$

$$p_2 + \frac{1}{2}\rho v_i^2 = p_\infty + \frac{1}{2}\rho w^2 \quad (11)$$

Devido à variação de pressão no disco atuador ser uniforme ao longo de todo este, a diferença de pressão deve ser igual a T/A , logo:

$$\frac{T}{A} = p_2 - p_1 = \left(p_\infty + \frac{1}{2}\rho w^2 - \frac{1}{2}\rho v_i^2 \right) - \left(p_\infty - \frac{1}{2}\rho v_i^2 \right) = \frac{1}{2}\rho w^2 \quad (12)$$

Logo, combinando as Equações (10) a (12):

$$p_1 = p_\infty - \frac{1}{4}\left(\frac{T}{A}\right) \quad (13)$$

$$p_2 = p_0 + \frac{3}{4} \left(\frac{T}{A} \right) \quad (14)$$

Conclui-se que a pressão estática é reduzida em $\frac{1}{4} \left(\frac{T}{A} \right)$ na parte superior da hélice e aumentada em $\frac{3}{4} \left(\frac{T}{A} \right)$ na parte inferior da hélice.

Ao analisar o comportamento de um helicóptero é comum utilizarem-se coeficientes adimensionais, o coeficiente da força de impulsão (C_T) ou da potência (C_P):

$$C_T = \frac{T}{\rho A V_{max}^2} = \frac{T}{\rho A \Omega^2 R^2} \quad (15)$$

$$C_P = \frac{P}{\rho A V_{max}^3} = \frac{P}{\rho A \Omega^3 R^3} \quad (16)$$

Logo:

$$C_P = \frac{C_T^{3/2}}{\sqrt{2}} \quad (17)$$

Onde a velocidade máxima corresponde à velocidade na extremidade da hélice, podendo esta variável ser substituída pela equação $V_{max} = \Omega R$, sendo Ω a velocidade de rotação e R o raio da hélice.

Por último, as equações obtidas anteriormente estão relacionadas com o comportamento ideal do helicóptero. Desta forma, é necessário introduzir um fator de correção de forma a representar o comportamento real. Este fator é a figura de mérito e define o fator de eficiência do helicóptero através da seguinte equação:

$$FM = \frac{\text{Potência ideal para levantar}}{\text{Potência real para levantar}} < 1 \quad (18)$$

A potência real é composta pela soma da potência induzida pela hélice ($P_{induzida}$) e a potência relacionada com a força de arrasto (P_0). Adicionalmente, a potência induzida pode ser relacionada com a potência ideal pela fórmula $P_{induzida} = \kappa P_{ideal}$, sendo κ o fator de correção da potência induzida. Este valor foi definido experimentalmente por Leishman [9] como sendo aproximadamente 1.15. Desta forma, a Equação (18) pode ser rescrita da seguinte forma:

$$FM = \frac{P_{ideal}}{P_{induzida} + P_0} = \frac{P_{ideal}}{\kappa P_{ideal} + P_0} \quad (19)$$

Na prática, sistemas de propulsão que apresentem figura de mérito entre 0.7 e 0.8 são considerados eficientes no modo de voo de levitação.

2.2.2. Teoria de Glauert aplicada a um sistema de propulsão coaxial

A teoria de Glauert divide-se em quatro casos de interesse quando aplicada a sistemas de propulsão coaxial. O primeiro caso estuda um sistema coaxial em que as duas hélices partilham aproximadamente o mesmo plano, sendo estas operadas de forma a fornecerem a mesma força de impulsão. O segundo caso, que é similar ao primeiro, estuda um sistema coaxial em que as duas hélices partilham aproximadamente o mesmo plano, sendo estas operadas com o mesmo torque mas em sentidos opostos; a mesma potência é consumida pelos dois motores. O terceiro caso estuda um sistema de propulsão coaxial em que a mesma força de impulsão é fornecida por cada hélice, sendo que a hélice inferior opera na *vena contracta* do escoamento de ar criado pela hélice superior. Por último, o quarto caso, que é similar ao terceiro, estuda um sistema de propulsão coaxial em que o mesmo torque é fornecido a cada hélice, a mesma potência é consumida em cada motor, sendo que a hélice inferior roda em sentido oposto na *vena contracta* do escoamento de ar criado pela hélice superior. É de notar que em todos os casos as duas hélices apresentam o mesmo diâmetro e o mesmo ângulo de ataque geométrico.

Caso 1

No primeiro caso assume-se que as duas hélices rodam em planos suficientemente próximos e fornecem a mesma força de impulsão, como podemos observar na figura que segue. Desta forma, a força de impulsão total (T_{total}) é igual ao dobro da força de impulsão de um motor (T):

$$T = T_{Cima} = T_{Baixo} = \frac{T_{total}}{2} \quad (20)$$

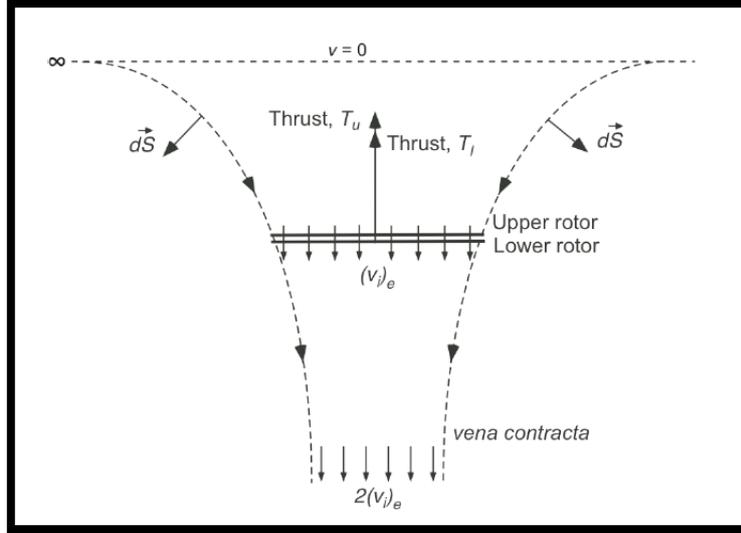


Figura 6: Modelo de escoamento de um sistema de propulsão coaxial onde as hélices partilham o mesmo plano [8]

Assim, a velocidade efetiva induzida pelo sistema dual pode ser obtida utilizando a equação (8) como:

$$(v_i)_{ef} = \sqrt{\frac{T_{Total}}{2\rho A}} = \sqrt{\frac{2T}{2\rho A}} = \sqrt{\frac{T}{\rho A}} \quad (21)$$

Seguidamente, é possível calcular a potência induzida pelo sistema coaxial:

$$(P_i)_{coaxial} = T_{Total}(v_i)_{ef} = T_{Total} \sqrt{\frac{T_{Total}}{2\rho A}} = \frac{(2T)^{3/2}}{\sqrt{2\rho A}} = \frac{2\sqrt{2} \times T^{3/2}}{\sqrt{2\rho A}} \quad (22)$$

A base da teoria de Glauert quando aplicada a sistemas coaxiais é de comparar o funcionamento destes com o comportamento de dois motores isolados. Assim, a potência induzida pelos dois motores isolados é igual à soma da potência induzida por cada um destes, ou seja o dobro da potência induzida por um motor isolado:

$$(P_i)_{isolados} = 2T v_i = 2 \frac{T^{3/2}}{\sqrt{2\rho A}} \quad (23)$$

É possível comparar o comportamento de um sistema de propulsão coaxial com o de um sistema de propulsão composto por dois motores isolados através do fator de interferência da potência induzida (κ_{int}), que é um parâmetro adimensional:

$$\kappa_{int} = \frac{(P_i)_{coaxial}}{(P_i)_{isolados}} = \sqrt{2} = 1.414 \quad (24)$$

E, utilizando este fator é possível calcular a velocidade efetiva induzida:

$$(v_i)_{ef} = \kappa_{int} v_i = \sqrt{2} v_i \quad (25)$$

Conclui-se destes resultados que o sistema coaxial do caso 1 é menos eficiente do que se os motores forem isolados sendo que se observou que a mesma força de impulsão é obtida para uma potência consumida superior em 41.4%. É de notar que no caso 1, o resultado do fator de interferência permaneceria inalterado se a distribuição da força de impulsão entre os motores não fosse idêntica (mas mantendo $T_{Cima} + T_{Baixo} = 2T$).

Por último, a velocidade na secção ∞ (w) é de elevado interesse no estudo de sistemas de propulsão coaxial. Recorrendo À Equação (7), esta pode ser obtida por:

$$w_{coaxial} = 2(v_i)_{ef} = 2\sqrt{2}v_i = \sqrt{2}w_{isolados} = 1.414w_{isolado} \quad (26)$$

Conclui-se do resultado acima apresentado que a velocidade na secção ∞ do escoamento de ar de um sistema de propulsão coaxial é superior à velocidade obtida para um único motor, mais precisamente, é superior em 41.4%.

Caso 2

No segundo caso assume-se que a hélice inferior e a hélice superior rodam em sentidos opostos e em planos suficientemente próximos e apresentam o mesmo torque, a mesma potência. Utilizando a equação da força de impulsão em conjunto com a equação da potência e sabendo que as duas hélices apresentam a mesma potência, o mesmo plano e o mesmo disco atuador, conclui-se que a força de impulsão de cada hélice é idêntica. Assim, o caso 2 remete diretamente ao caso 1.

Caso 3

No terceiro caso assume-se que a hélice inferior está colocada na *vena contracta* do escoamento de ar produzido pela hélice superior e que as duas fornecem a mesma força de impulsão, como podemos observar na figura que segue. Adicionalmente, assume-se que a hélice inferior não tem qualquer influência na contração do escoamento de ar proveniente da hélice superior. Desta forma, é possível concluir que metade da área do disco atuador inferior opera na *vena contracta* da hélice superior. Esta conclusão remete à equação de conservação de massa e ao facto da velocidade à saída

do volume de controlo ser o dobro da velocidade à entrada, obrigando desta forma que a área à saída seja metade da área à entrada.

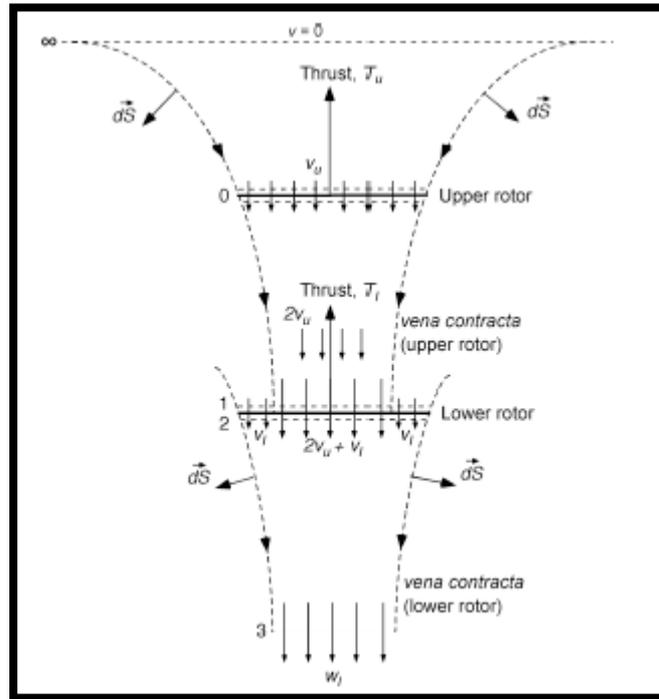


Figura 7: Modelo de escoamento de um sistema de propulsão coaxial onde a hélice inferior opera na *vena contracta* da hélice superior [8]

A força de impulsão total (T_{Total}) é igual ao dobro da força de impulsão de um motor (T):

$$T = T_{Cima} = T_{Baixo} = \frac{T_{Total}}{2} \quad (27)$$

Adicionalmente, recorrendo à Equação (8), a velocidade induzida pela hélice superior é dada por:

$$v_{Cima} = \sqrt{\frac{T}{2\rho A}} \quad (28)$$

Na hélice inferior, metade do disco atuador encontra-se na *vena contracta* da hélice superior pelo que a velocidade de entrada do ar nesta metade do disco atuador é igual a $w_{cima} = 2v_{Cima}$. Desta forma, na parte inferior da metade do disco atuador da hélice inferior a velocidade induzida é igual a $v_{Baixo} + 2v_{Cima}$, enquanto que na outra metade da parte inferior do disco atuador a velocidade induzida é igual a v_{Baixo} ; sendo v_{Baixo} a velocidade induzida pela hélice inferior do sistema de propulsão coaxial.

Utilizando como volume de controlo a zona delimitada e as secções apresentadas e numeradas na Figura 7, proceder-se-á à aplicação dos princípios de conservação de massa, momento e energia no sistema de propulsão coaxial em questão. O fluxo mássico na hélice inferior (\dot{m}_{Baixo}) pode ser obtido

pela soma do fluxo mássico obtido na zona da vena contracta da hélice superior e do fluxo mássico proveniente de ar livre:

$$\dot{m}_{Baixo} = \rho \frac{A}{2}(v_{Baixo} + 2v_{Cima}) + \rho \frac{A}{2}(v_{Baixo}) = \rho A(v_{Baixo} + v_{Cima}) \quad (29)$$

Seguidamente, aplicando o princípio de conservação de momento à hélice inferior conclui-se que a força de impulsão fornecida por esta (T_{Baixo}) é igual à subtração do momento do fluido obtido na secção 3 pelo momento do fluido obtido na secção 1, proveniente do escoamento criado pela hélice superior:

$$T_{Baixo} = \dot{m}_{Baixo}w_{Baixo} - \dot{m}_{Cima}w_{Cima} = \rho A(v_{Baixo} + v_{Cima})w_{Baixo} - 2\rho Av_{Cima}^2 \quad (30)$$

sendo w_{Baixo} a velocidade do escoamento na vena contracta da hélice inferior, w_{Cima} a velocidade do escoamento na vena contracta da hélice superior e \dot{m}_{Cima} o fluxo mássico na hélice superior.

Aplicando o princípio de conservação de energia entre as secções 1 e 3 obtém-se:

$$\begin{aligned} P_{Baixo} = T_{Baixo}(v_{Baixo} + v_{Cima}) &= \frac{1}{2}\dot{m}_{Baixo}w_{Baixo}^2 - \frac{1}{2}\dot{m}_{Cima}w_{Cima}^2 \\ &= \frac{1}{2}\rho A(v_{Baixo} + v_{Cima})w_{Baixo}^2 - 2\rho Av_{Cima}^3 \end{aligned} \quad (31)$$

Seguidamente, sendo a força de impulsão das duas hélices idêntica obtém-se:

$$T = T_{Baixo} = T_{Cima} = \dot{m}_{Cima}w_{Cima} = 2\rho Av_{Cima}^2 \quad (32)$$

Desta forma, substituindo a Equação (32) na Equação (30) obtém-se:

$$T = T_{Baixo} = \frac{1}{2}\rho A(v_{Baixo} + v_{Cima})w_{Baixo} \quad (33)$$

E, substituindo a Equação (32) na Equação (31) obtém-se:

$$T_{Baixo}(v_{Baixo} + 2v_{Cima}) = \frac{1}{2}\rho A(v_{Baixo} + v_{Cima})w_{Baixo}^2 \quad (34)$$

Das equações (33) e (34) conclui-se que $w_{Baixo} = (v_{Baixo} + 2v_{Cima})$, pelo que a equação (33) pode ser reescrita na forma:

$$4\rho Av_{Cima}^2 = \rho A(v_{Baixo} + v_{Cima})w_{Baixo} = \rho A(v_{Baixo} + v_{Cima})(v_{Baixo} + 2v_{Cima}) \quad (35)$$

Resolvendo a equação acima apresentada conclui-se que:

$$v_{Baixo} = \left(\frac{-3 + \sqrt{17}}{2} \right) v_{Cima} = 0.562v_{Cima} \quad (36)$$

E

$$w_{Baixo} = 2.562v_{Cima} = 1.281w_{Cima} \quad (37)$$

A potência correspondente à hélice superior (P_{Cima}) é igual a Tv_{Cima} , que por sua vez é igual a $Tv_{isolado}$, sendo $v_{isolado}$ a velocidade induzida num motor isolado. A potência que corresponde à hélice inferior (P_{Baixo}) é igual a $T(v_{Baixo} + v_{Cima})$, que por sua vez é igual a $1.562Tv_{isolado}$, pelo que a potência total do sistema de propulsão coaxial é igual a $2.562Tv_{isolado}$. Assim, é possível calcular o fator de interferência da potência induzida (κ_{int}), que é um parâmetro adimensional:

$$\kappa_{int} = \frac{(P_i)_{coaxial}}{(P_i)_{isolados}} = \frac{2.562Tv_{isolado}}{2Tv_{isolado}} = 1.281 \quad (38)$$

Conclui-se destes resultados que o sistema coaxial do caso 3 é menos eficiente do que se os motores forem isolados sendo que se observou que a mesma força de impulsão é obtida para uma potência consumida superior em 28.1%. É de notar que este caso se apresenta mais eficiente do que os anteriores que apresentavam uma potência consumida superior em 41.4%. Conclui-se igualmente que a velocidade na secção ∞ do escoamento de ar de um sistema de propulsão coaxial é superior à velocidade obtida para um único motor, mais precisamente, é superior em 28.1%.

Caso 4

No quarto caso assume-se que a hélice inferior está colocada na *vena contracta* do escoamento de ar produzido pela hélice superior e que as duas apresentam a mesma potência, o mesmo torque. Desta forma, é possível utilizar as equações obtidas no caso 3, tendo em atenção que a potência é idêntica nas duas hélices mas a força de impulsão é diferente.

A potência total (P_{Total}) é igual ao dobro da potência de uma hélice (P):

$$P = P_{Cima} = P_{Baixo} = \frac{P_{Total}}{2} \quad (39)$$

E, do caso 3 sabemos que:

$$P_{Cima} = T_{Cima}v_{Cima} \quad (40)$$

E

$$P_{Baixo} = T_{Baixo}(v_{Cima} + v_{Baixo}) \quad (41)$$

Logo

$$T_{Cima}v_{Cima} = T_{Baixo}(v_{Cima} + v_{Baixo}) \quad (42)$$

Seguidamente, multiplicando a equação (30) do caso 3 por $(v_{Cima} + v_{Baixo})$ esta pode ser rescrita da seguinte forma:

$$P_{Baixo}(2v_{Cima} + v_{Baixo}) = \rho A(v_{Cima} + v_{Baixo})^2 v_{Cima} w_{Baixo} \quad (43)$$

Adicionalmente, $P_{Baixo} = P_{Cima} = 2\rho A v_{Cima}^3$ e $P_{Baixo} = T_{Baixo}(v_{Cima} + v_{Baixo})$ logo:

$$P_{Baixo} = \frac{1}{4}\rho A(v_{Cima} + v_{Baixo})w_{Baixo}^2 \quad (44)$$

Assim, ao substituir a equação (44) na equação (43) obtém-se:

$$w_{Baixo} = 4v_{Cima} \left(\frac{v_{Cima} + v_{Baixo}}{2v_{Cima} + v_{Baixo}} \right) \quad (45)$$

Logo:

$$P_{Baixo} = 2\rho A v_{Cima}^3 = 8\rho A(v_{Cima} + v_{Baixo})v_{Cima}^2 \left(\frac{v_{Cima} + v_{Baixo}}{2v_{Cima} + v_{Baixo}} \right)^2 - 2\rho A v_{Cima}^3 \quad (46)$$

Podendo esta equação ser rescrita como:

$$2v_{Baixo}^3 + 5v_{Cima}v_{Baixo}^2 + 2v_{Cima}^2v_{Baixo} - 2v_{Cima}^2 = 0 \quad (47)$$

Resolvendo a equação de terceiro grau acima apresentada conclui-se que:

$$v_{Baixo} = 0.438v_{Cima} \quad (48)$$

A potência correspondente à hélice superior (P_{Cima}) é igual a $T_{Cima}v_{Cima}$, que por sua vez é igual a $T_{Cima}v_{isolado}$, sendo $v_{isolado}$ a velocidade induzida num motor isolado. Adicionalmente, a potência que corresponde à hélice inferior (P_{Baixo}) é igual a $T_{Baixo}(v_{Baixo} + v_{Cima})$, que por sua vez é igual a $1.438T_{Baixo}v_{isolado}$. Assim, é possível calcular o fator de interferência da potência induzida (κ_{int}), que é um parâmetro adimensional:

$$\kappa_{int} = \frac{\left(\frac{P}{T}\right)_{coaxial}}{\left(\frac{P}{T}\right)_{isolados}} = \frac{\left(\frac{P}{T}\right)_{Cima} + \left(\frac{P}{T}\right)_{Baixo}}{\left(\frac{P}{T}\right)_{isolados}} = \frac{2.438v_{isolado}}{2v_{isolado}} = 1.219 \quad (49)$$

Conclui-se destes resultados que o sistema coaxial do caso 4 é menos eficiente do que se os motores forem isolados sendo que se observou que a mesma força de impulsão é obtida para uma potência consumida superior em 21.9%. É de notar que este caso se apresenta mais eficiente do que os anteriores que apresentavam uma potência consumida superior em 41.4% e 28.1%. Conclui-se igualmente que a velocidade na secção ∞ do escoamento de ar de um sistema de propulsão coaxial é superior à velocidade obtida para um único motor, mais precisamente, é superior em 21.9%.

Assim, a teoria de Glauert prevê que o sistema de propulsão coaxial com maior eficiência será aquele em que a hélice inferior funciona na *vena contracta* da hélice superior e em que as duas hélices apresentam a mesma potência.

2.3. Conclusões e escolha dos parâmetros a analisar

Tendo por base os resultados reportados por Colin P. Coleman, Leishman e S.D.Prior e J.C.Bell [8, 12, 13] observou-se que o escoamento proveniente de cada uma das hélices tem a forma de uma esteira contraída chamada *vena contracta* (veia contraída em português). Observou-se igualmente que o sistema de propulsão coaxial é mais eficiente quando a distância entre as duas hélices é aumentada de forma a garantir a entrada de um escoamento de ar livre na hélice inferior, diminuindo deste modo a interferência entre os dois escoamentos. Adicionalmente, diminuir o diâmetro da hélice superior permite que a área da hélice inferior afetada pelo escoamento superior seja menor, possibilitando uma maior entrada de ar livre na hélice inferior que resulta num aumento da eficiência do conjunto coaxial. Seguidamente, foi comprovado por S.D.Prior [5] que o ângulo de ataque geométrico da hélice superior deveria ser aumentado em 33.3% de modo a garantir uma maior eficiência do sistema coaxial. É de notar que S.D.Prior reporta igualmente que a maioria das empresas que fabricam UAVs com sistemas de propulsão coaxial aconselham aumentar o ângulo de ataque geométrico da hélice inferior, no entanto, S.D.Prior provou experimentalmente que esta afirmação está errada, concluindo que se deveria aumentar o ângulo de ataque geométrico da hélice superior.

Por último, os trabalhos de Colin P. Coleman e S.D.Prior [5, 12] permitiram concluir que as velocidades de rotação das duas hélices não são idênticas. A hélice inferior apresenta uma maior velocidade de rotação mas menor contribuição na força de impulsão. Adicionalmente, foi possível concluir que existe uma relação adimensional que define um sistema de propulsão coaxial, sendo esta calculada pelo rácio entre a distância entre as duas hélices e o diâmetro da hélice utilizada. Colin P. Coleman apresentou resultados conflituosos quanto ao valor otimizado da distância entre as duas hélices, mas S.D.Prior apresentou resultados experimentais que indicam que a distância ótima entre as duas hélices está entre 41% e 65% do valor do diâmetro da hélice.

Utilizando os dados enunciados anteriormente, é possível concluir que a presente investigação sobre sistemas de propulsão coaxial irá principalmente basear-se no estudo de cinco variáveis:

- Distribuição de potência entre motores – A distribuição de potência entre os dois motores é uma variável que será testada no presente trabalho. Não foram encontradas referências bibliográficas quanto à distribuição de potência entre os dois motores pelo que é necessário testar o comportamento de um sistema de propulsão coaxial com uma potência elétrica desigualmente distribuída entre os motores;
- Sentido de rotação das hélices – O sentido de rotação das hélices é um parâmetro de grande importância. Desta forma, testar-se-ão dois sistemas de propulsão coaxiais: um com os sentidos de rotação das hélices iguais e outro com os sentidos de rotação das hélices opostos;
- Espaçamento entre hélices – A distância que separa as duas hélices (H) num sistema de propulsão coaxial. Esta variável está diretamente interligada com a interferência dos escoamentos das duas hélices e os efeitos aerodinâmicos associados. O rácio entre a distância entre hélices e o diâmetro da hélice é uma variável adimensional que permite comparar diversos sistemas de propulsão coaxial, independentemente da escala da aeronave:

$$\text{Rácio } \frac{H}{D} = \frac{\text{Distância entre hélices (m)}}{\text{Diâmetro da hélice (m)}}$$

- Diâmetro da hélice – O diâmetro da hélice é uma das variáveis preponderantes no valor da força de impulsão gerada por um sistema de propulsão coaxial. Coleman e S.D.Prior [3, 8] indicam que a eficiência do sistema coaxial é aumentada quando se reduz o diâmetro da hélice superior. É de notar que Colin P. Coleman reporta que é necessário uma diminuição de 8% do diâmetro da hélice superior enquanto S.D.Prior reporta uma diminuição de 11.15%;
- Ângulo de ataque geométrico da hélice – O ângulo de ataque geométrico é igualmente umas das variáveis preponderantes no valor da força de impulsão gerada. S.D.Prior [5] afirma que aumentar o ângulo de ataque da hélice superior origina uma diminuição na interferência existente entre os escoamentos das duas hélices, traduzindo-se num aumento da força de impulsão do sistema coaxial.

3. Configuração do dispositivo de ensaios experimentais

Tendo por base os resultados reportados nas referências bibliográficas, é possível fazer uma previsão do comportamento de um sistema de propulsão coaxial. No entanto, de forma a validar estes resultados é necessário realizar ensaios experimentais, otimizando o sistema coaxial a um quadcopter. Testar-se-ão todas as variáveis de interesse identificadas na secção 2.3, a saber: a distribuição de potência entre os motores, o sentido de rotação das hélices, a distância entre as hélices e, por último, o diâmetro e o ângulo de ataque geométrico das hélices. É de notar que apesar da temperatura e da rotação dos motores não serem variáveis, estas apresentam uma grande importância no funcionamento do sistema sendo que a velocidade de rotação permite compreender o funcionamento dos motores e a temperatura permite-nos saber se o motor alcançará a sua temperatura máxima recomendada, valor após o qual ocorrem danos materiais. Por último, registando a potência consumida pelos motores em função da força de impulsão é possível calcular o tempo de voo máximo de um quadcopter equipado com um sistema de propulsão coaxial. A fim de registar os valores das variáveis estudadas foi necessário construir uma bancada de testes equipada com diversos sensores e acoplada a um software de leitura e armazenamento de dados chamado MotorTester. O circuito elétrico utilizado na bancada de testes pode ser observado na Figura 8.

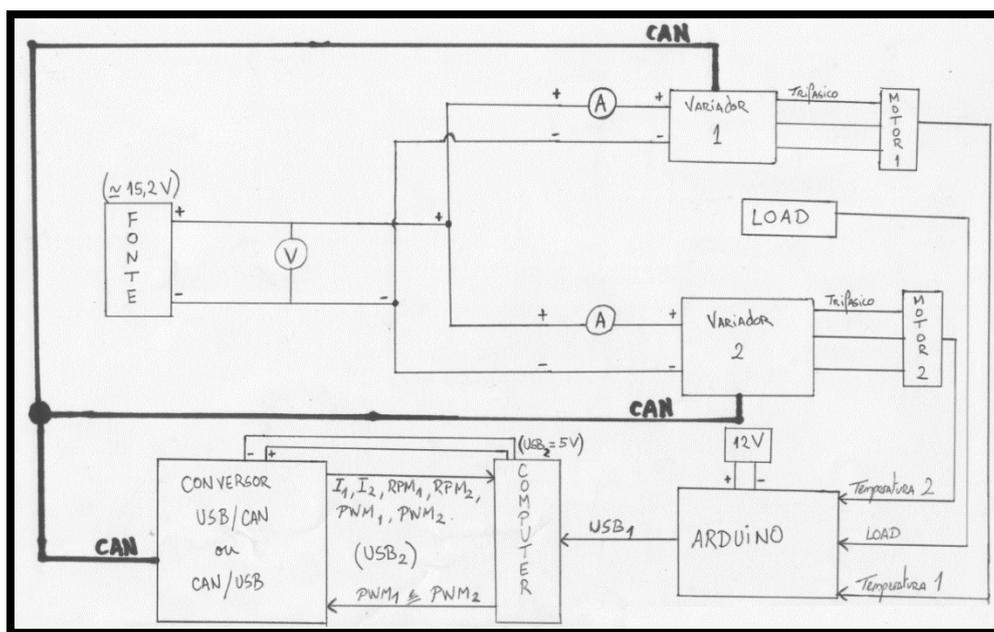


Figura 8: Circuito elétrico utilizado na bancada de testes

Antes de proceder a qualquer ensaio experimental foi necessário estudar a posição dos motores em relação ao braço do quadcopter que os suporta. Considerando que o escoamento de ar criado por um motor vai de cima para baixo, diz-se que um motor/hélice está em configuração *tractor* quando este está colocado acima do braço que o suporta (o veio do motor encontra-se em tração), e em configuração *pusher* quando o motor/hélice está por baixo do braço que o suporta (o veio do motor encontra-se em compressão). Assim, existem três configurações possíveis para colocar o sistema coaxial num único braço de um UAV:

- Motor superior – *Tractor* & Motor inferior – *Tractor*
- Motor superior – *Tractor* & Motor inferior – *Pusher*
- Motor superior – *Pusher* & Motor inferior – *Pusher*

Devido à limitação de espaço existente num UAV de pequenas dimensões, a segunda configuração enunciada (Motor superior – *Tractor* & Motor inferior – *Pusher*) foi utilizada nos ensaios experimentais. Esta configuração possibilita que os motores superior e inferior sejam colocados no mesmo braço do UAV, como podemos observar na Figura 9.

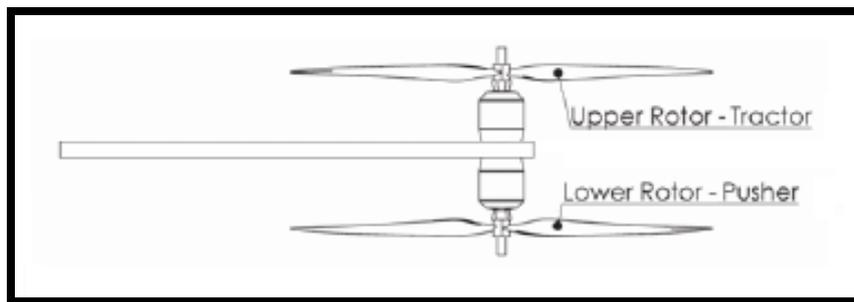


Figura 9: Posicionamento dos motores (Motor superior – *Tractor* & Motor inferior – *Pusher*) [5]

3.1. Bancada de testes

De forma a avaliar o comportamento de um sistema coaxial em função das variáveis previamente enunciadas, foi necessário produzir uma bancada de testes equipada com componentes que possibilitem a aquisição dos dados necessários à comparação de diversos sistemas de propulsão. No local de estágio, e local de testes igualmente, encontrava-se uma bancada que tinha sido previamente construída e equipada com diversos sensores, ilustrada na Figura 10.



Figura 10: Bancada de testes em alumínio

Iniciaram-se os testes nesta bancada mas rapidamente se observou que por esta ser de alumínio e os motores estarem colocados na extremidade de uma viga, o momento criado pelos motores é exercido sobre a estrutura em si, deformando-a elasticamente, e não sobre o sensor de força colocado na bancada. Assim, foi necessário projetar e construir uma bancada com maior rigidez e resistência mecânica. Construiu-se uma bancada composta por vigas de aço e de menor altura, como podemos ver na figura seguinte, garantindo deste modo a resistência mecânica da mesma. Adicionalmente, a bancada foi aparafusada ao solo com o auxílio de buchas e parafusos de aço, garantindo desta forma que toda a força exercida pelo sistema de propulsão é transferida para o sensor de força e não para a bancada sob forma de deformações elásticas. Esta nova bancada pode ser observada na Figura 11.

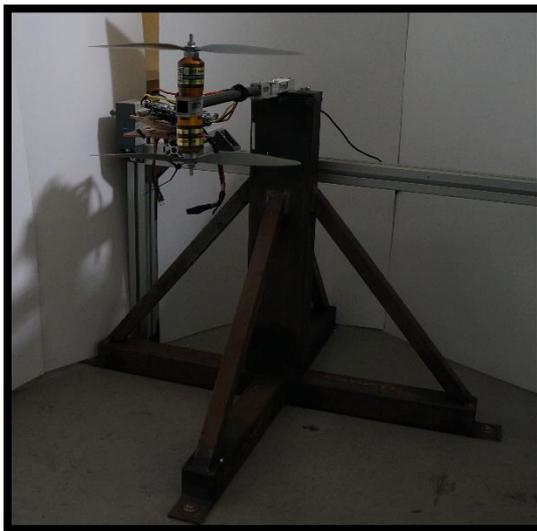


Figura 11: Bancada de testes em aço

3.2. Sensores acoplados à bancada de testes

Estando a bancada construída, foi necessário equipá-la com diferentes sensores que possibilitariam a aquisição dos dados necessários. Os sensores escolhidos foram os seguintes:

- Sensor de Força – Utilizou-se o sensor de força 108 BA de 10kg da empresa Vetek [15], ilustrado na Figura 12. Este sensor é calibrado para funcionar apenas num sentido, por predefinição, podendo ser exercidos 10kg nesse sentido. No entanto, no âmbito dos ensaios realizados foi necessário calibrar novamente o sensor para que este funcionasse nos dois sentidos, podendo medir até 5kg para baixo ou para cima. A força adquirida pelo sensor representa a força de impulsão total do sistema de propulsão coaxial, não se tendo separado as contribuições de cada motor para este resultado. Adicionalmente, devido à forma da bancada, o motor inferior não poderia ser colocado diretamente por baixo do sensor de força pois ao iniciar o seu funcionamento a hélice iria colidir com a bancada e os sensores acoplados. Assim, foi necessário introduzir um braço em fibra de carbono que possibilitasse que os dois motores fossem colocados de forma coaxial, sem que existisse qualquer colisão durante o seu funcionamento. Esta limitação não foi um problema pois utilizou-se o braço existente nos quadcopters em produção, obtendo-se maior realismo nos resultados obtidos.



Figura 12: Sensor de força 108BA de 10kg [15]

- Sensores de Temperatura – Utilizaram-se dois sensores de temperatura, sendo que cada um foi acoplado a um motor. Estes foram colados na parte superior da base não rotativa do motor sendo que se verificou ser um bom local de medição de temperatura pois utilizou-se uma câmara de filmar térmica onde foi possível observar que a principal fonte de calor provinha da separação entre a zona rotativa e a zona não-rotativa do motor, como podemos observar na Figura 13.

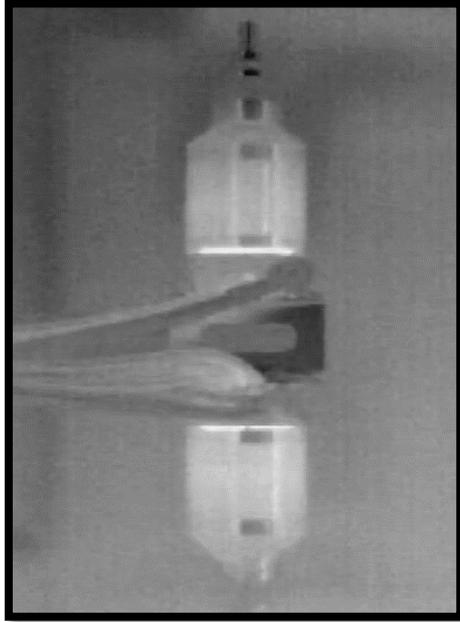


Figura 13: Imagem térmica dos motores

- Variadores – Os variadores pertencem ao circuito elétrico de um sistema de propulsão, mais precisamente, sendo responsáveis pelo controlo do funcionamento dos motores. Adicionalmente, estes podem ser utilizados como sensores, sendo que neste caso foram utilizados como sensores de velocidade de rotação e de corrente. Os variadores utilizados são da propriedade da UAVision, estando exibido na Figura 14 o conjunto de quatro variadores utilizados no controlo do quadcopter.

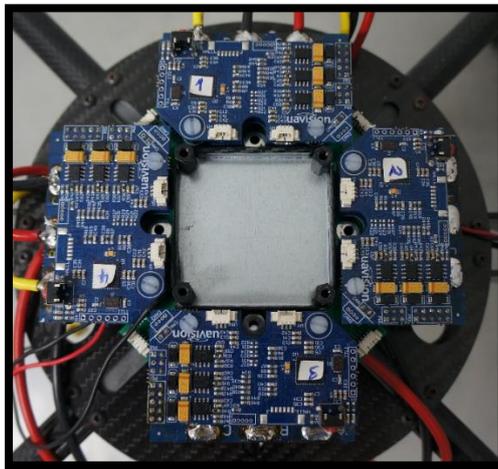


Figura 14: Variadores concebidos pela UAVision

3.3. Software de leitura e armazenamento de dados

A fim de armazenar logicamente os dados fornecidos pelos sensores, a UAVision procedeu à conceção de um *software* chamado MotorTester. Este *software* é dedicado unicamente à leitura dos dados fornecidos pelos sensores, à apresentação de gráficos relativos a estas variáveis e ao armazenamento dos resultados num ficheiro Excel que poderá ser posteriormente visualizado e editado. Na Figura 15 é possível observar a janela de visualização do programa, que está dividida em diversas subjanelas associadas aos dados provenientes de um ou vários sensores.

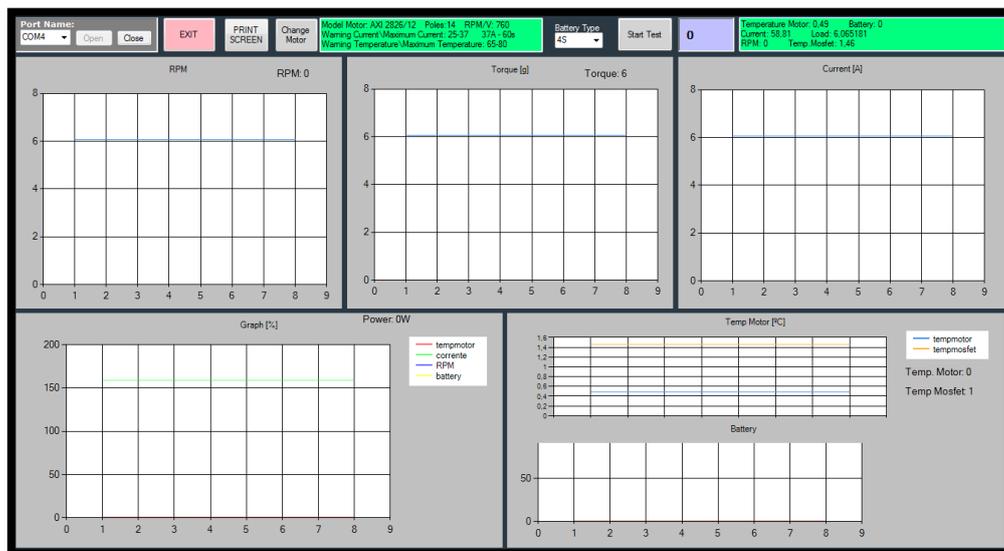


Figura 15: Aspeto visual do programa MotorTester

Após a realização dos primeiros ensaios concluiu-se que seria necessário alterar o programa elaborado pela UAVision pois este foi concebido para registar os resultados de um ensaio de cada vez, tornando-se um processo demasiado demorado para o propósito deste trabalho que implica um conjunto alargado de configurações a ensaiar. De forma a resolver o problema, utilizando o programa Visual Studio em linguagem C#, procedeu-se à programação de um *software* chamado MotorTester-MultiDataAquisition, baseado no programa MotorTester concebido pela UAVision. Programou-se uma máquina de estados utilizando o seguinte algoritmo:

- Identifica o número de ensaios a realizar e as variáveis introduzidas anteriormente pelo utilizador (potência total consumida e a sua distribuição pelos dois motores)
- Introduce as variáveis do primeiro ensaio nos motores
- Verifica que o comportamento dos motores é coincidente com as variáveis desejadas
- Inicia o registo dos resultados do ensaio num ficheiro Excel
- Repete os passos anteriores para os ensaios seguintes
- Regista os resultados de todos os ensaios realizados num ficheiro Excel

O aspeto visual do programa MotorTester-MultiDataAquisition pode ser observado na Figura 16.

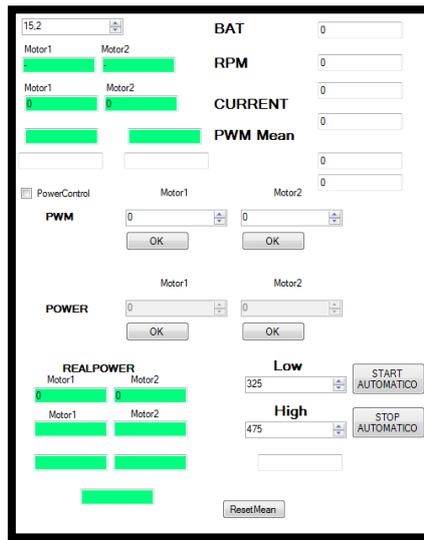


Figura 16: Aspeto visual do programa MotorTester-MultiDataAquisition

Com esta alteração de *software*, os ensaios foram realizados num intervalo de tempo inferior e o facto dos resultados dos diferentes ensaios serem apresentados num único ficheiro Excel facilitou a comparação dos mesmos.

3.4. Fonte de alimentação em corrente contínua

Na realização dos ensaios experimentais pensou-se em utilizar duas baterias de polímero de lítio, de quatro células em serie cada, em paralelo, perfazendo um total de 14.8V nominais, simulando o funcionamento real de um quadcopter. No entanto, no decorrer dos primeiros ensaios concluiu-se que a utilização de baterias não seria a escolha ideal pois durante o ciclo de descarga a sua tensão diminui progressivamente de 16.4V até 14.0V, situação na qual a bateria está descarregada. Desta forma, ensaios realizados no início e no final do ciclo de descarga não poderiam ser comparados devido à diferença de tensão que originaria um desvio considerável nos resultados obtidos. Concluiu-se que a melhor opção seria utilizar uma fonte de alimentação em corrente contínua, garantindo que todos os ensaios seriam realizados com a mesma tensão, com os mesmos parâmetros. Os motores elétricos apresentados no capítulo seguinte apresentam maior eficiência entre os 15A e os 25A e uma tensão de funcionamento média de 15.2V. Num sistema de propulsão coaxial os motores encontram-se em paralelo pelo que a corrente elétrica total poderá atingir 50A. Desta forma, escolheu-se a fonte de alimentação em corrente contínua S1200 da Chargery Power [16] que apresenta uma tensão máxima de 24.5V e uma intensidade máxima de 55A, enquadrando-se estes valores nos requisitos enunciados anteriormente.



Figura 17: Fonte de alimentação em corrente contínua S1200 da Chargery Power [16]

3.5. Motor elétrico

Nos ensaios experimentais realizados utilizaram-se dois motores elétricos Axi 2826/12, do tipo *brushless* [17], ilustrado na Figura 18. Escolheu-se este motor devido ao facto de ser aquele utilizado atualmente pela UAVision e por já ter sido testado previamente, tendo-se concluído que a hélice 14x4.7 seria a adequada para este motor quando utilizado isoladamente.

Este motor apresenta uma eficiência máxima de 84%, sendo que o intervalo de maior eficiência está entre os 15 e os 25A onde se obtém uma eficiência elétrica superior a 78%. A temperatura máxima de funcionamento do motor é de 65°C, após a qual ocorrem danos materiais. A capacidade de corrente máxima é de 37A e o fabricante não aconselha que o motor seja operado a esta intensidade durante mais de 60s, no entanto, a UAVision concluiu dos ensaios realizados anteriormente que não deveria operar o motor a 37A durante mais de 30s. A massa do motor e da sua cablagem é de aproximadamente 225g. Por último, a tensão de funcionamento utilizada nos ensaios experimentais foi de 15.2V, valor equivalente à tensão de funcionamento média do quadcopter.



Figura 18: Motor *brushless* Axi 2826/12 [17]

3.6. Hélices

Diferentes tipos de hélices existem em função dos requisitos desejados. Uma hélice deve ser escolhida em função da força de impulsão, da velocidade de rotação e da velocidade do quadcopter. As hélices concebidas para UAVs de pequenas dimensões apresentam duas pás e estão divididas em cinco classes [18]:

- *Racing Propellers*: Hélices concebidas para motores de competição de elevada velocidade de rotação. Apresentam elevado desempenho para velocidades de rotação próximas mas inferiores a 225000Rpm sobre o diâmetro da hélice em polegadas. Desta forma, tendo por base uma hélice de 14 polegadas, a velocidade de rotação máxima seria de 16072Rpm, obtendo-se melhor desempenho em velocidades de rotação inferiores a esta.
- *Electric Propellers*: Hélices concebidas para motores de elevada velocidade de rotação. Apresentam elevado desempenho para velocidades de rotação próximas mas inferiores a 190000Rpm sobre o diâmetro da hélice em polegadas. Desta forma, tendo por base uma hélice de 14 polegadas, a velocidade de rotação máxima seria de 13172Rpm, obtendo-se melhor desempenho em velocidades de rotação inferiores a esta.
- *Thin Electrics e Folding Electric Propellers*: Hélices concebidas para motores de velocidade de rotação moderada. Apresentam elevado desempenho para velocidades de rotação próximas mas inferiores a 145000Rpm sobre o diâmetro da hélice em polegadas. Desta forma, tendo por base uma hélice de 14 polegadas, a velocidade de rotação máxima seria de 10357Rpm, obtendo-se melhor desempenho em velocidades de rotação inferiores a esta.

- *Multi-Rotor Propellers*: Hélices concebidas para motores de velocidade de rotação moderada. Apresentam elevado desempenho para velocidades de rotação próximas mas inferiores a 105000Rpm sobre o diâmetro da hélice em polegadas. Desta forma, tendo por base uma hélice de 14 polegadas, a velocidade de rotação máxima seria de 7500Rpm, obtendo-se melhor desempenho em velocidades de rotação inferiores a esta.
- *Slow Flyer Propellers*: Hélices concebidas para motores de baixa velocidade de rotação. Apresentam elevado desempenho para velocidades de rotação próximas mas inferiores a 65000Rpm sobre o diâmetro da hélice em polegadas. Desta forma, tendo por base uma hélice de 14 polegadas, a velocidade de rotação máxima seria de 4643Rpm, obtendo-se melhor desempenho em velocidades de rotação inferiores a esta.

Nos ensaios realizados pela UAVision a um único motor concluiu-se que a velocidade de rotação máxima era de aproximadamente 6000Rpm. Desta forma, escolheram-se as classes de hélices *Multi-Rotor* e *Slow Flyer* para serem testadas. No entanto, todas as hélices *Multi-Rotor* existentes apresentam um passo de 5.5 polegadas, pelo que apenas as hélices *Slow Flyer* foram utilizadas no âmbito dos ensaios experimentais. É de notar que as hélices utilizadas correntemente pela UAVision são da classe *Slow Flyer* por terem concluído ao longo de várias horas de voo serem as mais adequadas aos seus quadcopters. As hélices testadas da classe *Slow Flyer* foram as seguintes:

- Hélice 14x4.7
- Hélice 13x4.7
- Hélice 12x6
- Hélice 12x4.7
- Hélice 12x3.8

onde o primeiro número refere-se ao diâmetro e o segundo número ao passo.

O aspeto visual das hélices *Slow Flyer* utilizadas pode ser observado na Figura 19.



Figura 19: Hélices utilizadas nos ensaios experimentais

4. Resultados experimentais e Discussão

Como foi enunciado anteriormente, o principal objetivo deste trabalho é otimizar um sistema de propulsão coaxial em UAVs do tipo quadcopter. Desta forma, o comportamento do sistema coaxial deve ser comparado com o comportamento associado ao funcionamento de um único motor. A UAVision testou previamente o comportamento de um motor Axi 2826/12 com diversas hélices, tendo concluído que a que apresentava melhor rácio entre a força de impulsão e a potência consumida, mantendo uma temperatura aceitável, era a hélice de duas pás da classe *Slow Flyer* de dimensões 14x4.7. Desta forma, utilizou-se esta configuração como termo de comparação com o comportamento dos sistemas de propulsão coaxial. É de notar que ao comparar os diversos sistemas de propulsão coaxial entre eles e com a configuração composta por um único motor, deve ter-se em conta que o valor registado da força de impulsão não inclui o peso dos componentes adicionados. Desta forma, para comparar estes sistemas é necessário retirar à força de impulsão (em gf) o valor correspondente à diferença de massa existente entre o sistema estudado e o sistema composto por um único motor e uma hélice 14x4.7, configuração utilizada como base de comparação. Seguidamente, sendo que um UAV de tipo quadcopter é composto por quatro braços, ou seja quatro motores ou oito motores no caso de se utilizarem propulsores coaxiais, os resultados obtidos nos ensaios experimentais serão multiplicados por quatro, obtendo-se desta forma uma previsão do funcionamento do sistema de propulsão total de um quadcopter e não apenas de um dos braços. Assim, a força de impulsão utilizada na comparação dos sistemas de propulsão coaxial será a força de impulsão útil:

$$Força_{Util} = (4 \times Força_{Registada}) - Massa\ Total\ Adicionada \quad (50)$$

Com

$$Massa\ Total\ Adicionada = Massa_{Coaxial} - Massa_{Base} \quad (51)$$

É de notar que nos capítulos seguintes utilizar-se-á o termo “força de impulsão” para substituir o termo “força de impulsão útil”. Por último, nos ensaios realizados, a potência consumida por motor foi limitada a 445W, evitando quaisquer danos materiais nos motores. Considerando que a tensão de funcionamento imposta pela fonte de alimentação é de 15.2V, o limite de potência imposto equivale a limitar a intensidade de corrente a aproximadamente 30A, englobando desta forma o intervalo de eficiência máxima dos motores elétricos Axi 2826/12 (entre 15A e 25A).

4.1. Configuração de base

Realizou-se um ensaio experimental a um único motor com uma hélice 14x4.7 de forma a obter um registo do comportamento deste sistema de propulsão e este poder servir de comparação com os ensaios experimentais posteriormente realizados a sistemas de propulsão coaxiais. Na Figura 20 é possível observar a força de impulsão de quatro motores em função da potência consumida por estes,

e na Figura 21 a variação de temperatura do sistema quando operado a 375W (equivale a uma força de impulsão de 2000gf por motor) e tendo em conta uma temperatura atmosférica de 22°C.

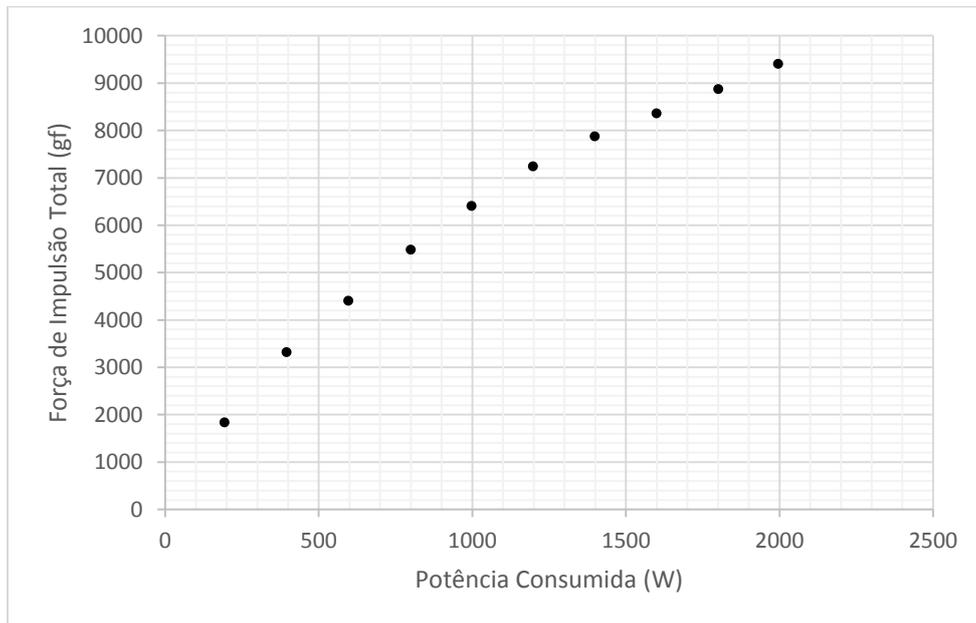


Figura 20: Força de impulsão total – Sistema de propulsão com um motor e uma hélice 14x4.7

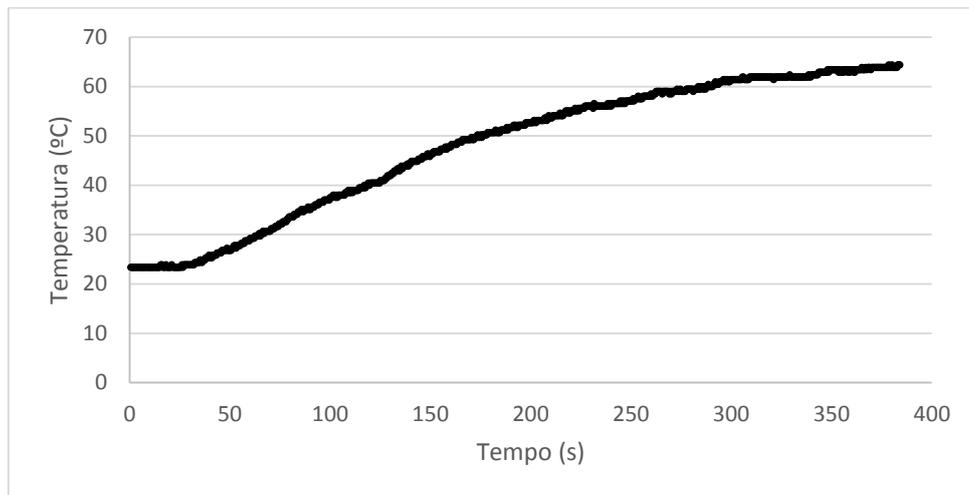


Figura 21: Temperatura alcançada com uma chapa de fixação em fibra de carbono – Sistema de propulsão com um motor e uma hélice 14x4.7 a 375W

Na Figura 21 é possível observar que a temperatura do motor não estabilizou num valor inferior a 65°C, tendo o ensaio sido abortado antes de se observar a estabilização da temperatura pois os motores Axi 2826/12 apresentam danos físicos quando alcançam temperaturas superiores a 65°C. Face a este problema, pensou-se em alterar o material da chapa de ligação entre o motor e o braço do UAV de fibra de carbono para alumínio, garantindo uma maior dissipação de calor por parte dos componentes adjacentes ao motor. O ensaio de temperatura foi realizado novamente e obtiveram-se resultados satisfatórios, como é possível observar na Figura 22, visto que a temperatura do motor estabilizou a 55°C. Adicionalmente, nas imagens térmicas abaixo colocadas podemos observar que a

chapa de carbono não transmite calor para o braço do UAV (Figura 23), ao contrário da chapa de alumínio que garante maior dissipação de calor (Figura 24).

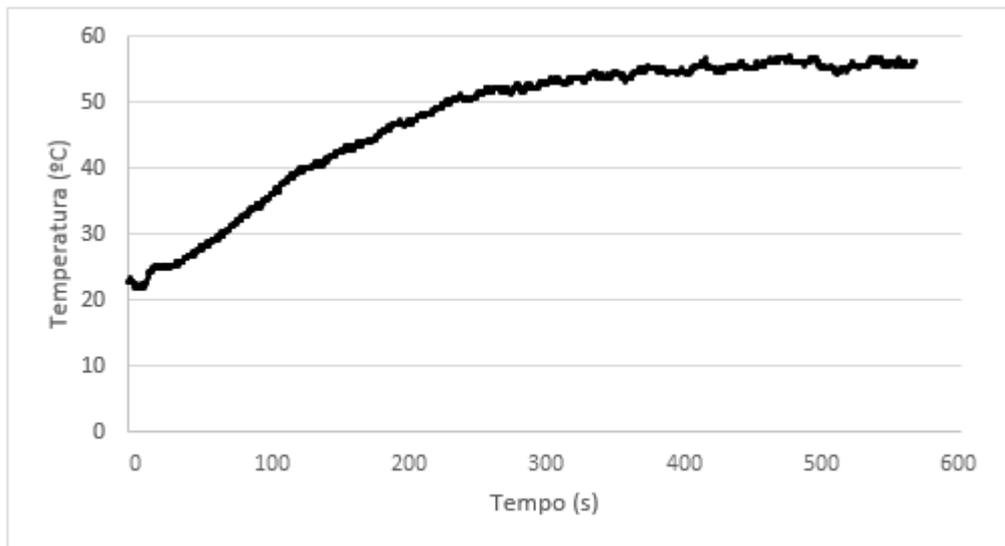


Figura 22: Temperatura alcançada com uma chapa de fixação em alumínio – Sistema de propulsão com um motor e uma hélice 14x4.7 a 375W

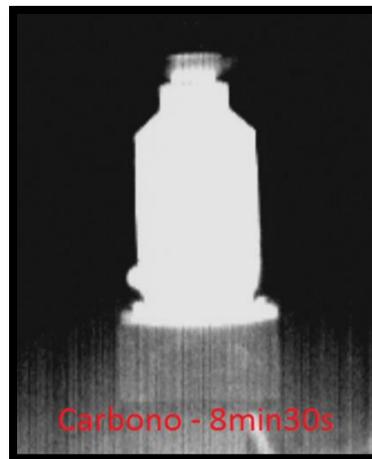


Figura 23: Imagem térmica do motor com uma chapa de fixação em fibra de carbono



Figura 24: Imagem térmica do motor com uma chapa de fixação em alumínio

Utilizar-se-ão os resultados presentes nas figuras 21 e 22 para representar o comportamento do sistema de propulsão de base, de comparação. Tendo-se obtido resultados positivos com a alteração da fixação do motor, utilizou-se a chapa de alumínio em todos os ensaios realizados posteriormente de forma a aumentar a dissipação de calor e diminuir a temperatura de funcionamento dos motores.

4.2. Otimização da distribuição de potência

Não foram encontradas referências bibliográficas quanto à distribuição de potência entre os dois motores pelo que é necessário testar o comportamento de um sistema de propulsão coaxial com uma potência elétrica desigualmente distribuída entre os motores. Testou-se a influência da distribuição de potência antes da influência do sentido de rotação da hélice sendo que existe a possibilidade que a distribuição de potência tenha um efeito diferente em função do sentido de rotação das hélices ser igual ou oposto. Assim, testaram-se cinco distribuições de potência para cada caso:

- 75% da potência total é consumida pelo motor superior e 25% pelo motor inferior
- 60% da potência total é consumida pelo motor superior e 40% pelo motor inferior
- 50% da potência total é consumida pelo motor superior e 50% pelo motor inferior
- 40% da potência total é consumida pelo motor superior e 60% pelo motor inferior
- 25% da potência total é consumida pelo motor superior e 75% pelo motor inferior

Utilizaram-se hélices *Slow Flyer* 14x4.7 nos motores superior e inferior de forma a concluir quanto à influência da distribuição de potência no funcionamento de um sistema de propulsão coaxial.

4.2.1. Sentidos de rotação idênticos

Observando os resultados apresentados na Figura 25 é possível concluir que a distribuição de potência é uma variável que em pouco influencia o comportamento de um sistema de propulsão coaxial, ao contrário do que foi previsto anteriormente pela teoria de Glauert. Devido à proximidade dos resultados obtidos, conclui-se que a distribuição de potência ótima é aquela em que 50% da potência total é consumida pelo motor superior e 50% pelo motor inferior, pois desta forma é possível operar o sistema de propulsão coaxial a uma potência total consumida superior e atingir uma força de impulsão superior, como podemos observar na figura que segue. Numa distribuição de potência de 50% o limite de potência dos motores (445W) é alcançado simultaneamente pelos dois motores. Assim, esta distribuição permite que os dois motores operem a 445W, obtendo-se desta forma uma potência total consumida superior à das outras distribuições e conseqüentemente uma força de impulsão máxima superior igualmente.

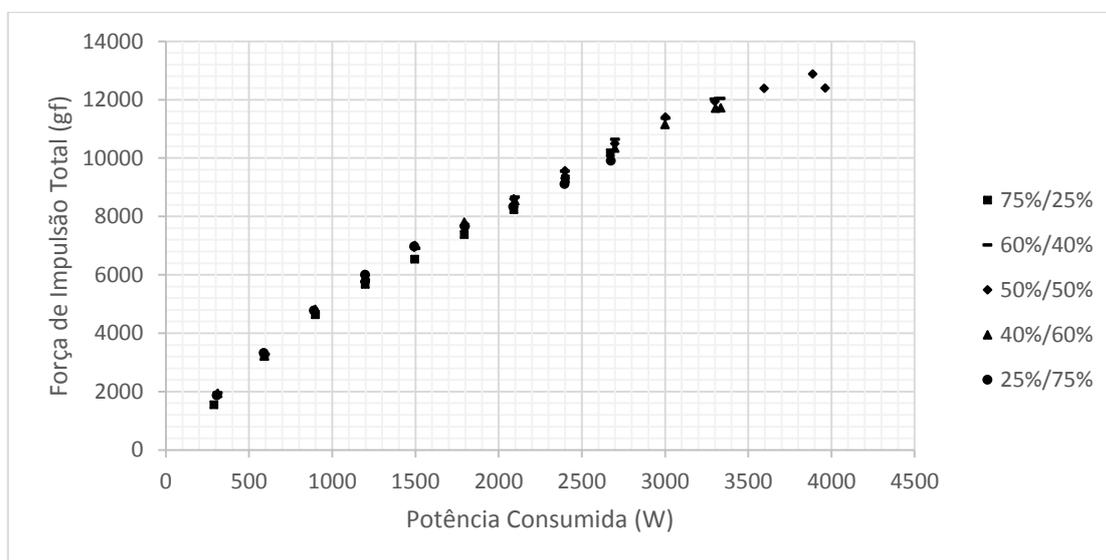


Figura 25: Força de impulsão em função da distribuição de potência - Sistema de propulsão coaxial com duas hélices 14x4.7 e sentidos de rotação idênticos

Na Figura 25 e nas figuras que seguem, na legenda o primeiro valor diz respeito ao motor superior enquanto o segundo valor diz respeito ao motor inferior.

4.2.2. Sentidos de rotação opostos

Observando os resultados apresentados na Figura 26 é possível concluir que, à semelhança do caso apresentado na subsecção anterior, a distribuição de potência apresentou-se como uma variável que em pouco influencia o comportamento de um sistema de propulsão coaxial. Devido à proximidade dos resultados obtidos, conclui-se que a distribuição de potência ótima é novamente aquela em que 50% da potência total é consumida pelo motor superior e 50% pelo motor inferior.

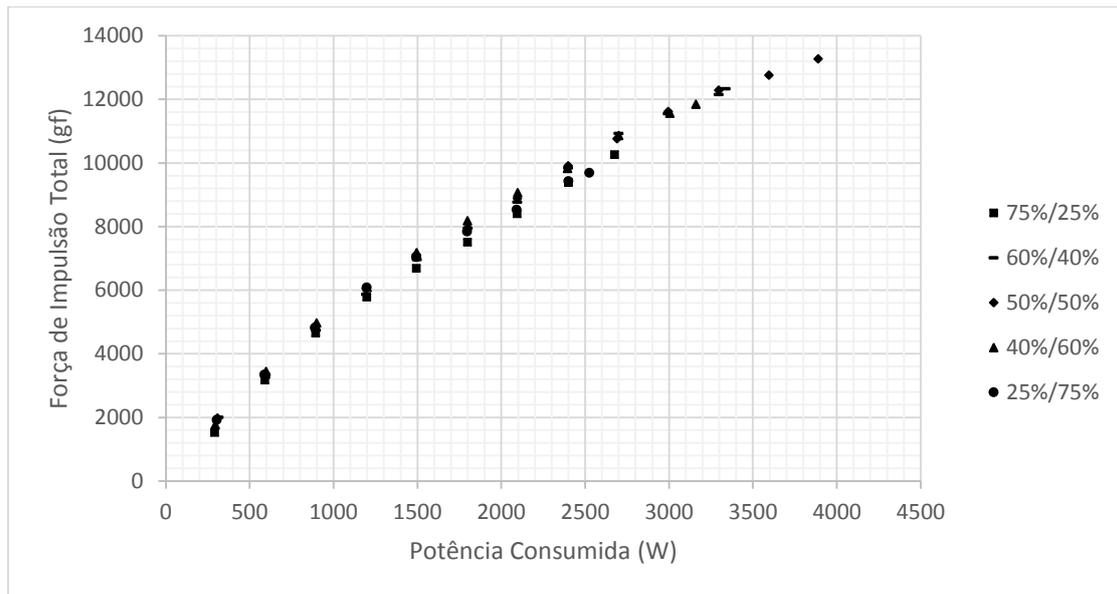


Figura 26: Força de impulsão em função da distribuição de potência - Sistema de propulsão coaxial com duas hélices 14x4.7 e sentidos de rotação opostos

4.3. Otimização do sentido de rotação das hélices

Não foi possível encontrar qualquer referência quanto à influência do sentido de rotação das duas hélices de um sistema de propulsão coaxial. Deste modo, realizaram-se diversos ensaios experimentais comparando o funcionamento de um sistema de propulsão quando as hélices rodam em sentidos idênticos ou opostos. Nos ensaios realizados utilizaram-se hélices *Slow Flyer* 14x4.7 nos motores superior e inferior e uma distribuição de potência idêntica nos dois motores. Os resultados obtidos podem ser observados nas Figuras 27 e 28.

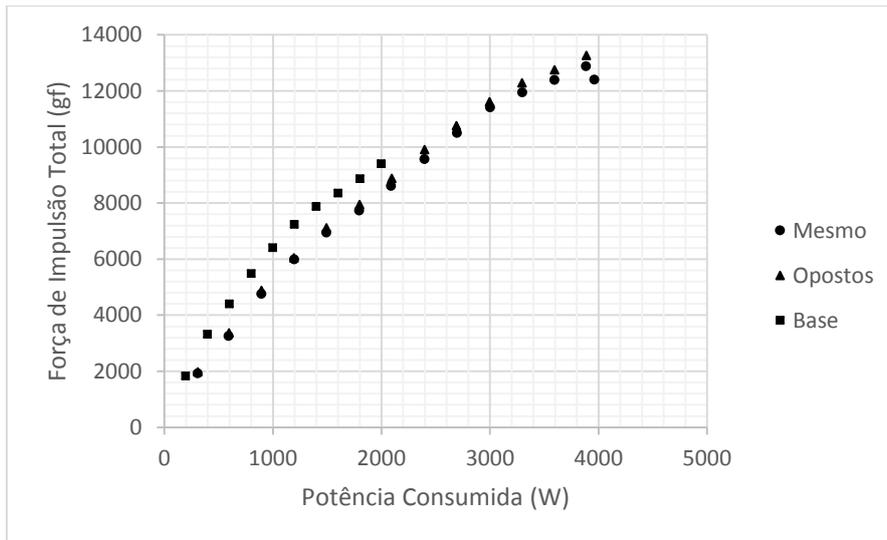


Figura 27: Força de impulsão em função do sentido de rotação das hélices - Sistema de propulsão coaxial com duas hélices 14x4.7

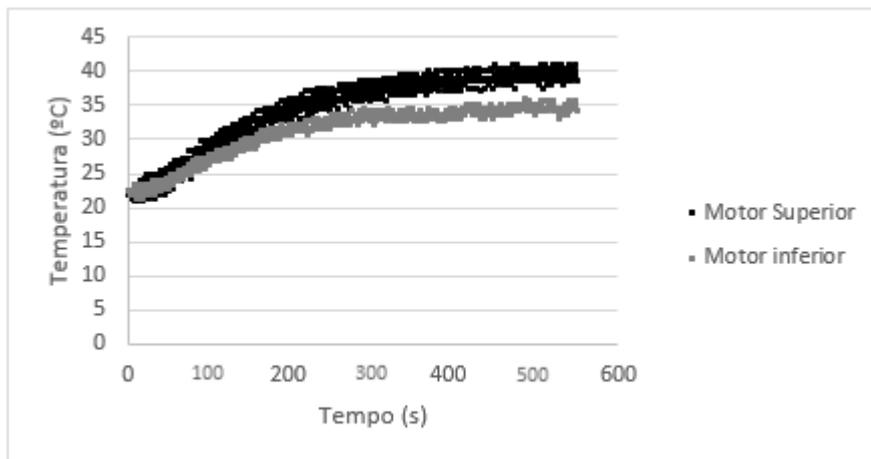


Figura 28: Temperatura dos motores num sistema de propulsão coaxial operado a 375W com sentidos de rotação das hélices opostos e uma temperatura ambiente de 22°C

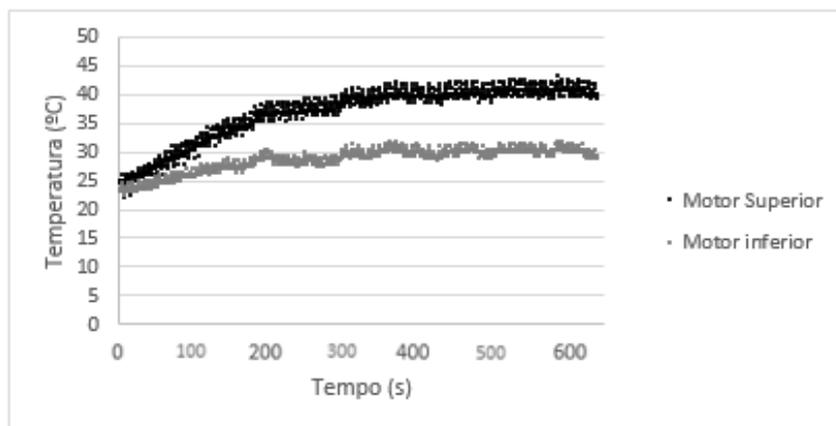


Figura 29: Temperatura dos motores num sistema de propulsão coaxial operado a 375W com sentidos de rotação das hélices idênticos e uma temperatura ambiente de 22°C

Na Figura 27 é possível observar que os dois sistemas de propulsão coaxial estudados apresentaram menor eficiência do que o sistema de propulsão de comparação sendo que a força de impulsão atingida é menor para uma dada potência consumida. É também possível observar dos resultados relativos ao sentido de rotação das hélices que o comportamento dos dois sistemas é semelhante, com vantagem marginal para o caso de sentidos opostos. Adicionalmente, é possível observar nas Figuras 28 e 29 que a temperatura do motor superior é maior que a do motor inferior num sistema de propulsão coaxial. O sistema de propulsão coaxial apresenta uma vantagem sobre o sistema de comparação visto que a temperatura do motor superior estabilizou a 40°C, independentemente do sentido de rotação das hélices. Desta forma, o sistema coaxial apresenta maior segurança do que o sistema de comparação que estabiliza a 55°C, sendo que possibilita que um quadcopter voe em condições de temperatura superiores sem ocorrerem danos materiais no motor por este alcançar temperaturas superiores a 65°C. Adicionalmente, observou-se que no caso de as hélices rodarem no mesmo sentido, a temperatura alcançada pelo motor inferior foi de 30°C, sendo esta inferior ao caso em que as hélices rodam em sentidos opostos onde a temperatura do motor inferior foi de 35°C.

Conclui-se dos resultados anteriores que a eficiência de um sistema de propulsão coaxial é praticamente independente do sentido de rotação das hélices. Adicionalmente, observou-se que a temperatura atingida pelo motor superior é independente do sentido de rotação das hélices e inferior à temperatura alcançada pelo sistema de comparação. Contrariamente, a temperatura alcançada pelo motor inferior depende do sentido de rotação das hélices, tendo-se observado uma temperatura inferior no caso de as hélices rodarem no mesmo sentido. Desta forma, escolheu-se elaborar os ensaios experimentais mantendo o sentido de rotação idêntico nas duas hélices. É de notar que esta escolha apresentou-se benéfica para a UAVision que afirma que o controlo de voo é simples e preciso quando as duas hélices do sistema coaxial rodam no mesmo sentido. Assim, o mesmo controlo de voo de um quadcopter com quatro motores pode ser utilizado para o sistema coaxial quando as hélices rodam no mesmo sentido, não havendo anulação do momento exercido no corpo central do quadcopter.

4.4. Otimização do espaçamento entre hélices

Mantendo o sentido de rotação das hélices idêntico, realizaram-se diversos ensaios experimentais onde foi alterado o espaçamento entre as duas hélices. O primeiro ensaio foi realizado com um espaçamento de 148mm, sendo que este valor é o mínimo possível mantendo os motores em configuração *tractor – pusher*. Nos ensaios realizados aumentou-se o espaçamento entre hélices com o auxílio de espaçadores metálicos colocados entre o braço do UAV e a chapa de fixação do motor inferior. Testaram-se três valores de espaçamento entre hélices com um incremento de 15mm entre ensaios. Os resultados referentes a estes ensaios experimentais podem ser observados na Figura 30.

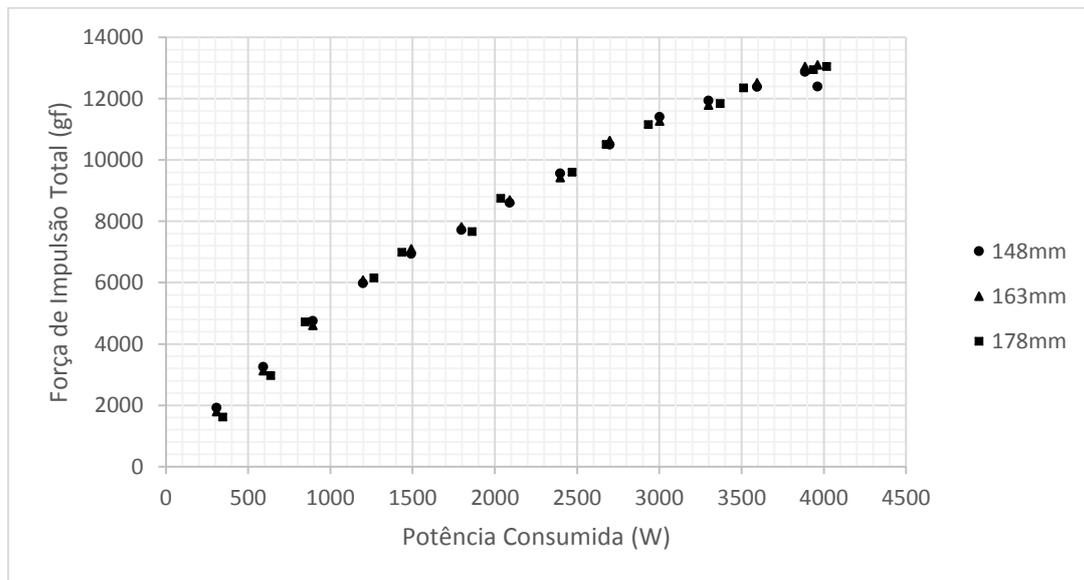


Figura 30: Força de impulsão em função da distância entre hélices - Sistema de propulsão coaxial com duas hélices 14x4.7

Na Figura 30 é possível observar que o espaçamento entre hélices, dentro dos limites estudados, é uma variável que em muito pouco influencia o comportamento de um sistema de propulsão coaxial sendo que os resultados apresentados no gráfico aparentam ser muito semelhantes. Desta forma, escolheu-se utilizar um espaçamento de 148mm nos ensaios seguintes, sendo este o espaçamento mínimo na configuração *tractor – pusher* utilizada. É de notar que este espaçamento entre hélices garante maior resistência mecânica por parte da estrutura onde são colocados os motores, não sendo necessário colocar espaçadores metálicos, garantindo uma fixação mais resistente.

4.5. Otimização das hélices

Utilizando um espaçamento entre hélices de 148mm e mantendo o sentido de rotação das hélices idêntico, diversos ensaios experimentais foram realizados variando as hélices utilizadas nos motores superior e inferior de modo a observar a influência das mesmas no comportamento de um sistema de

propulsão coaxial. Assim, utilizando hélices da classe *Slow Flyer* estudou-se a influência do ângulo de ataque geométrico e do diâmetro das hélices.

4.5.1. Ângulo de ataque geométrico

Utilizaram-se as hélices 12x3.8, 12x4.7 e 12x6 pois, tendo como referência a hélice 12x4.7, é possível estudar a influência do aumento e da diminuição do ângulo de ataque geométrico, alternadamente. É de notar que a classe *Slow Flyer* não apresenta variações de ângulo de ataque geométrico em hélices de diâmetro superior a 12 polegadas, justificando-se desta forma a escolha das três hélices anunciadas no início do parágrafo.

Diminuição do ângulo de ataque geométrico

Utilizando as hélices 12x4.7 e 12x3.8 testou-se a influência da diminuição do passo em 0.9 polegadas (19% de 4.7 polegadas), com a correspondente diminuição do ângulo de ataque geométrico. Os resultados obtidos foram comparados com a configuração coaxial composta por duas hélices 12x4.7, como podemos observar na Figura 31.

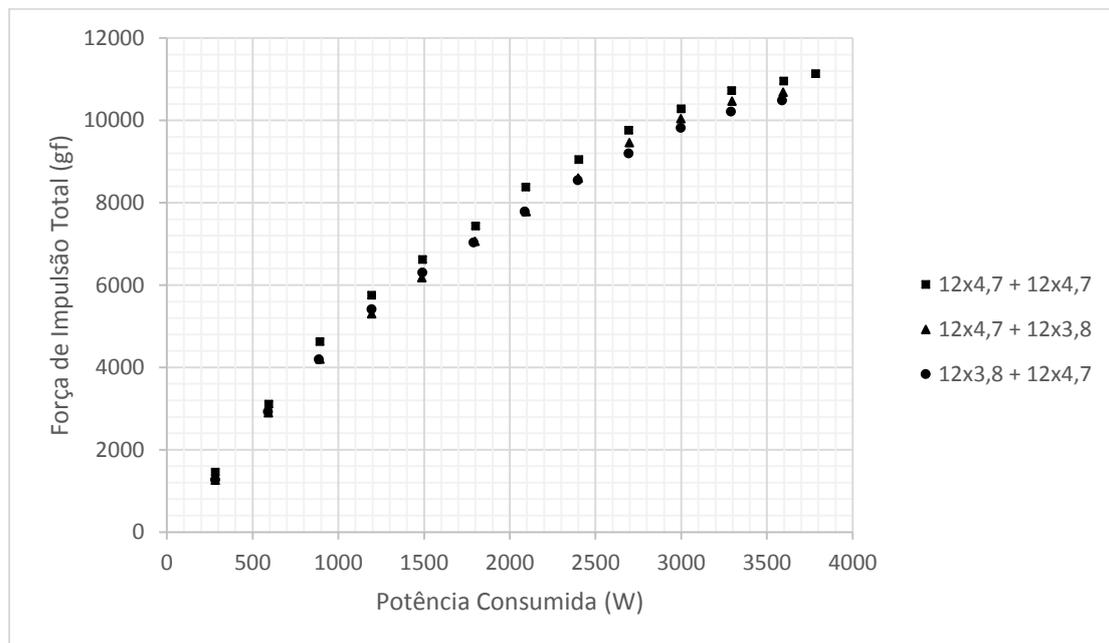


Figura 31: Variação da força de impulsão em função da diminuição do ângulo de ataque geométrico da hélice superior ou da inferior

No gráfico acima é possível observar que a diminuição do ângulo de ataque geométrico de uma hélice influencia o comportamento de um sistema de propulsão coaxial. Ao diminuir o ângulo de ataque geométrico da hélice superior ou da inferior a eficiência do sistema de propulsão coaxial diminui, ainda que de maneira idêntica nos dois casos. No caso de estudarmos apenas um motor prevê-se teoricamente que diminuir o ângulo de ataque de uma hélice resulte na diminuição da força de impulsão.

Esta previsão deve-se ao facto de um hélice com passo de 4.7 polegadas apresentar um deslocamento geométrico de 4.7 polegadas por rotação, enquanto uma hélice com passo de 3.8 polegadas apresenta um deslocamento geométrico de 3.8 polegadas por rotação, resultando numa força de impulsão inferior. Seguidamente, prevê-se que no sistema de propulsão coaxial a diminuição do ângulo de ataque geométrico da hélice superior influencie o comportamento do sistema de propulsão. Esta previsão deve-se ao facto da hélice superior com ângulo de ataque inferior originar uma velocidade inferior na *vena contracta*. Assim, tendo por base a teoria de Glauert conclui-se que uma diminuição da velocidade do ar que passa pela hélice inferior, proveniente da *vena contracta* da hélice superior, resulta na diminuição da interferência entre escoamentos, prevendo-se desta forma um aumento da eficiência da hélice inferior. No entanto, diminuir o ângulo de ataque geométrico da hélice superior, tendo em conta que a hélice inferior não influencia o comportamento da hélice superior num sistema de propulsão coaxial, resulta na diminuição da força de impulsão obtida pela hélice superior. Assim, conclui-se que diminuir o ângulo de ataque geométrico da hélice superior resulta na diminuição da força de impulsão da hélice superior e no aumento da força de impulsão da hélice inferior, sendo que se concluiu da Figura 31 que a diminuição da força de impulsão da hélice superior é mais acentuada do que o aumento da força de impulsão da hélice inferior, sendo que a eficiência do sistema de propulsão coaxial diminuiu. Seguidamente, o mesmo raciocínio pode ser aplicado à previsão teórica do efeito da diminuição do ângulo de ataque da hélice inferior. Assim, assumindo que a hélice inferior não apresenta influência sobre o comportamento da hélice superior conclui-se que a força de impulsão da hélice superior permanece inalterada. No entanto, a hélice inferior apresenta uma diminuição do ângulo de ataque geométrico que resulta na diminuição da força de impulsão obtida pela hélice inferior. Conclui-se desta forma que a diminuição do ângulo de ataque geométrico da hélice inferior resulta na diminuição da eficiência do sistema de propulsão coaxial.

Desta forma, conclui-se que a diminuição do ângulo de ataque geométrico diminui a eficiência de um sistema de propulsão coaxial, sendo este resultado concordante com os trabalhos de S.D.Prior [5] que afirmam ser necessário aumentar o ângulo de ataque geométrico de forma a obter melhor eficiência por parte do sistema de propulsão coaxial.

Aumento do ângulo de ataque geométrico

Utilizando as hélices 12x4.7 e 12x6 testou-se a influência de um aumento do passo em 1.3 polegadas (28% de 4.7 polegadas), com o correspondente aumento do ângulo de ataque geométrico. Os resultados obtidos foram comparados com a configuração coaxial composta por duas hélices 12x4.7, como podemos observar na Figura 32.

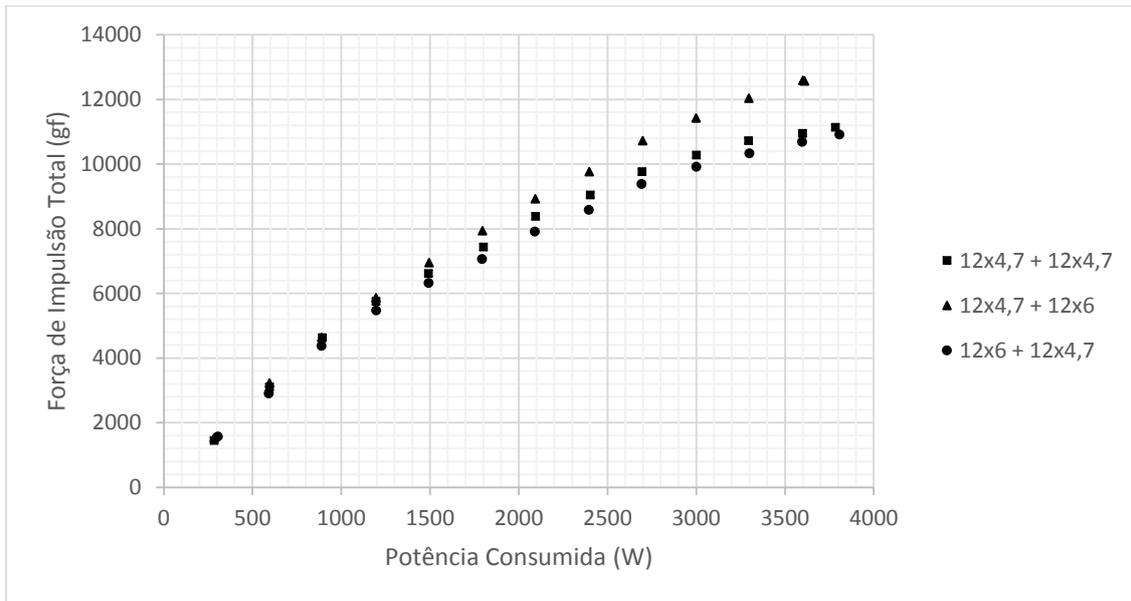


Figura 32: Variação da força de impulsão em função do aumento do ângulo de ataque geométrico da hélice superior ou da inferior

Na Figura 32 é possível observar que o aumento do ângulo de ataque geométrico de uma hélice influencia o comportamento de um sistema de propulsão coaxial. Ao aumentar o ângulo de ataque geométrico da hélice superior, a eficiência do sistema de propulsão coaxial diminuiu ligeiramente. Contrariamente, ao aumentar o ângulo de ataque geométrico da hélice inferior observou-se um aumento da eficiência do sistema de propulsão, sendo este aumento mais acentuado para potência consumidas superiores a 2000W, como podemos concluir do gráfico acima apresentado.

No caso de estudarmos apenas um motor, prevê-se teoricamente que aumentar o passo, que significa aumentar o ângulo de ataque da hélice, resulte no aumento da força de impulsão. Seguidamente, prevê-se que no sistema de propulsão coaxial o aumento do ângulo de ataque geométrico da hélice superior influencie o comportamento do sistema de propulsão. Esta previsão deve-se ao facto da hélice superior com ângulo de ataque superior originar uma velocidade superior na *vena contracta*. Assim, tendo por base a teoria de Glauert conclui-se que um aumento da velocidade do ar que passa pela hélice inferior, proveniente da *vena contracta* da hélice superior, resulta no aumento da interferência entre escoamentos, prevendo-se desta forma uma diminuição da eficiência da hélice inferior. No entanto, aumentar o ângulo de ataque geométrico da hélice superior, tendo em conta que a hélice inferior não influencia o comportamento da hélice superior num sistema de propulsão coaxial, resulta no aumento da força de impulsão obtida pela hélice superior. Assim, conclui-se que aumentar o ângulo de ataque geométrico da hélice superior resulta no aumento da força de impulsão da hélice superior e na diminuição da força de impulsão da hélice inferior, sendo que se concluiu da Figura 32 que a diminuição da força de impulsão da hélice inferior é mais acentuada do que o aumento da força de impulsão da hélice superior, sendo que a eficiência do sistema de propulsão coaxial diminuiu. Seguidamente, o mesmo raciocínio pode ser aplicado à previsão teórica do efeito do aumento do ângulo de ataque da hélice inferior. Assim, assumindo que a hélice inferior não apresenta influência sobre o comportamento da hélice superior conclui-se que a força de impulsão da hélice superior permanece

inalterada. No entanto, a hélice inferior apresenta um aumento do ângulo de ataque geométrico que resulta no aumento da força de impulsão obtida pela hélice inferior. Conclui-se desta forma que o aumento do ângulo de ataque geométrico da hélice inferior resulta no aumento da eficiência do sistema de propulsão coaxial.

Estes resultados apresentam-se divergentes dos trabalhos apresentados por S.D.Prior [5] que concluíam ser mais eficiente aumentar o ângulo de ataque geométrico da hélice superior. No entanto, os resultados apresentados validam a previsão teórica dos fabricantes de UAVs que afirmam ter obtido melhor eficiência aumentando o ângulo de ataque da hélice inferior.

4.5.2. Diâmetro

Utilizaram-se as hélices 12x4.7, 13x4.7 e 14x4.7 de forma a concluir quanto à influência do diâmetro das hélices na eficiência de um sistema de propulsão coaxial. Testar-se-ão configurações com duas hélices idênticas e com um aumento ou diminuição de diâmetro de apenas uma das hélices, tendo por base que os trabalhos de S.D.Prior e Colin P. Coleman [5, 12] que concluíram que a eficiência de um sistema de propulsão coaxial aumenta com a diminuição do diâmetro da hélice superior em 8%, segundo Colin P. Coleman, e em 11.15% segundo S.D.Prior.

Variação idêntica do diâmetro das duas hélices

Utilizando as hélices 12x4.7 e 14x4.7, mantendo os diâmetros idênticos nas hélices superior e inferior, testou-se a influência do diâmetro das hélices na eficiência do sistema de propulsão coaxial. Os resultados dos ensaios realizados apresentam-se na Figura 33.

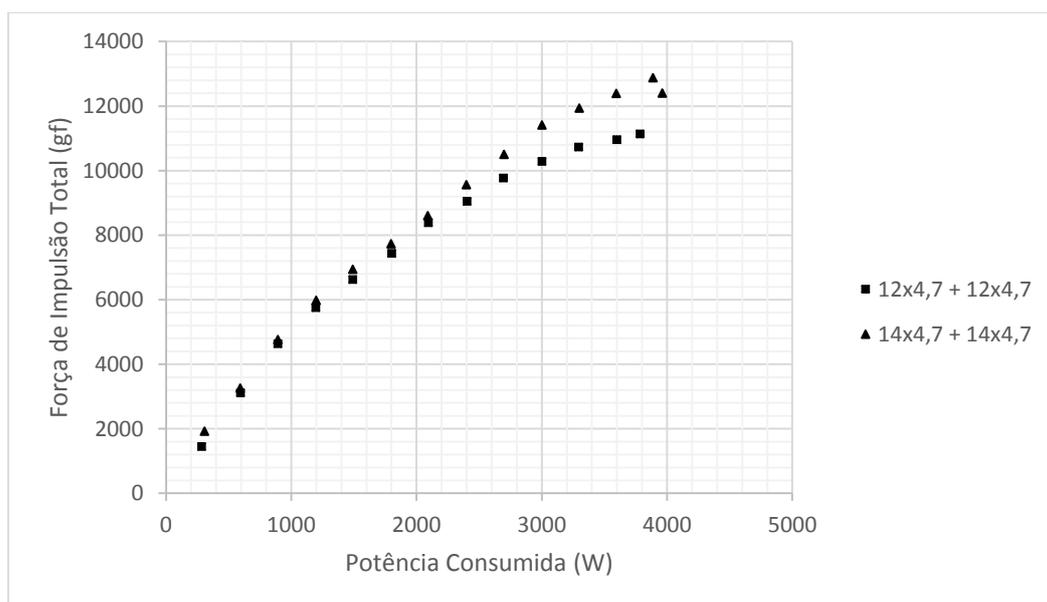


Figura 33: Variação da força de impulsão em função do diâmetro das duas hélices

Na Figura 33 é possível observar que a variação do diâmetro do conjunto de hélices influencia o comportamento de um sistema de propulsão coaxial. Ao aumentar o diâmetro das hélices observou-se um aumento da eficiência do sistema de propulsão, sendo este aumento mais acentuado para potência consumidas superiores a 2500W. Estes resultados apresentam-se concordantes com a previsão teórica enunciada nas secções 2.2 e 2.3.

Variação do diâmetro da hélice superior

Utilizando as hélices 12x4.7, 13x4.7 e 14x4.7 e tendo por base o conjunto de hélices 14x4.7 e o conjunto de hélices 12x4.7, estudou-se a influência da diminuição e do aumento de diâmetro da hélice superior no comportamento de um sistema de propulsão coaxial. Esta análise de resultados foi dividida em duas partes: a primeira trata o estudo do aumento do diâmetro da hélice superior tendo por base de comparação o conjunto de hélices 12x4.7 e a segunda trata o estudo da diminuição do diâmetro da hélice superior tendo por base de comparação o conjunto de hélices 14x4.7. Os resultados referentes à primeira parte encontram-se apresentados na Figura 34.

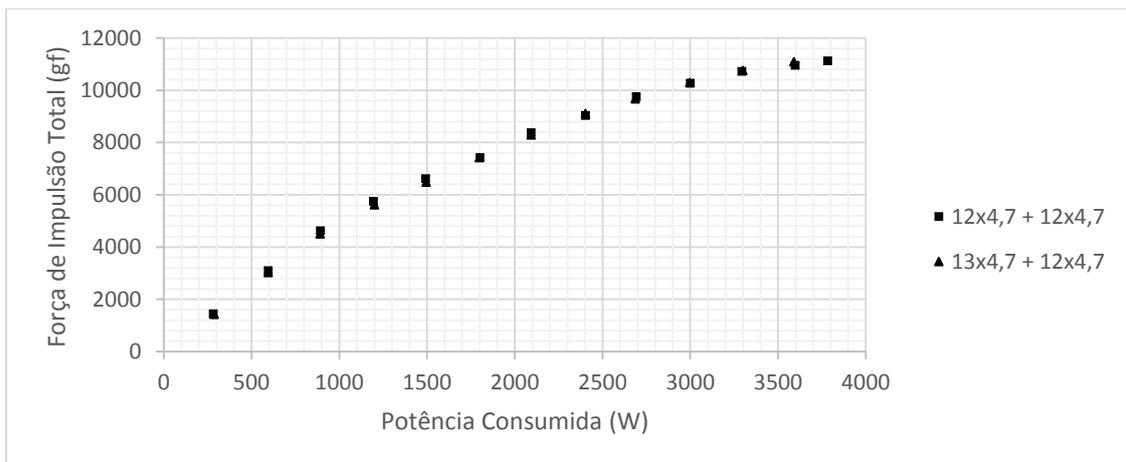


Figura 34: Variação da força de impulsão em função do aumento do diâmetro da hélice superior

Na Figura 34 é possível observar que o aumento do diâmetro da hélice superior (8% de 12 polegadas) pouco influencia o comportamento de um sistema de propulsão coaxial sendo que os resultados se apresentam semelhantes.

Prevê-se que no sistema de propulsão coaxial o aumento do diâmetro da hélice superior influencie o comportamento do sistema de propulsão. Esta previsão deve-se ao facto da hélice superior com diâmetro superior originar uma esteira mais larga, resultando no aumento da área do disco atuador inferior que é afetada pelo escoamento proveniente da hélice superior. Assim, tendo por base a teoria de Glauert, conclui-se que um aumento da área do disco atuador inferior afetada pelo escoamento superior resulta no aumento da interferência entre escoamentos, prevendo-se desta forma uma diminuição da eficiência da hélice inferior. No entanto, aumentar o diâmetro da hélice superior, tendo em conta que a hélice inferior não influencia o comportamento da hélice superior num sistema de

propulsão coaxial, resulta no aumento da força de impulsão obtida pela hélice superior. Assim, conclui-se que aumentar o diâmetro da hélice superior resulta no aumento da força de impulsão da hélice superior e na diminuição da força de impulsão da hélice inferior, sendo que se concluiu da Figura 34 que a diminuição da força de impulsão da hélice inferior é igualmente acentuada do que o aumento da força de impulsão da hélice superior, sendo que a eficiência do sistema de propulsão coaxial se manteve inalterada.

Os resultados referentes à segunda parte encontram-se apresentados na Figura 35.

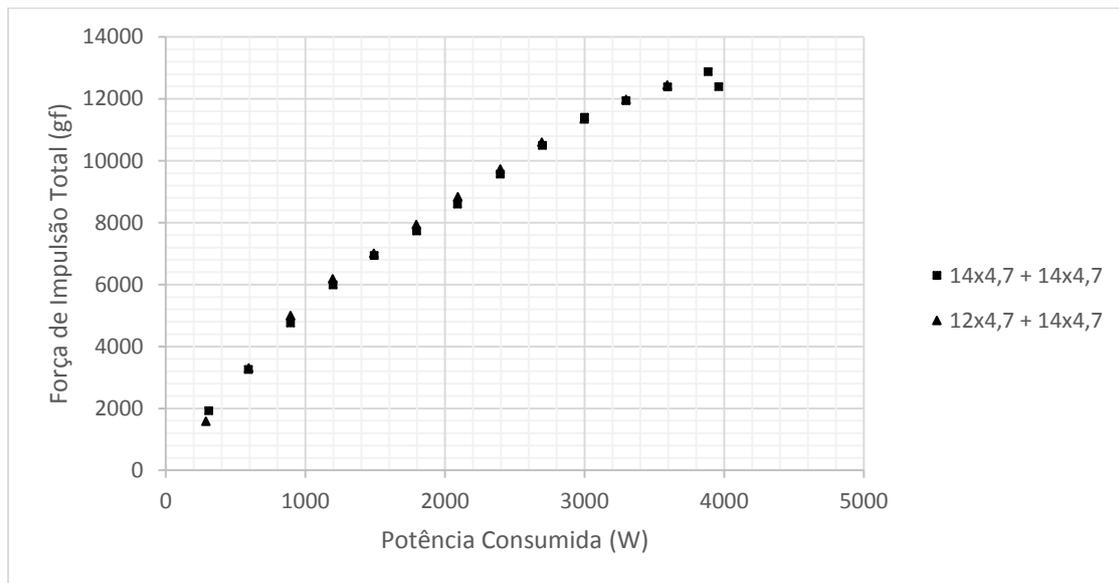


Figura 35: Variação da força de impulsão em função da diminuição do diâmetro da hélice superior

No gráfico acima é possível observar que a diminuição do diâmetro da hélice superior (14% de 14 polegadas) pouco influencia o comportamento de um sistema de propulsão coaxial sendo que os resultados se apresentam similares.

Prevê-se que no sistema de propulsão coaxial a diminuição do diâmetro da hélice superior influencie o comportamento do sistema de propulsão. Esta previsão deve-se ao facto da hélice superior com diâmetro inferior originar uma esteira menos larga, resultando na diminuição da área do disco atuador inferior que é afetada pelo escoamento proveniente da hélice superior. Assim, tendo por base a teoria de Glauert conclui-se que uma diminuição da área do disco atuador inferior afetada pelo escoamento superior resulta na diminuição da interferência entre escoamentos, prevendo-se desta forma um aumento da eficiência da hélice inferior. No entanto, diminuir o diâmetro da hélice superior, tendo em conta que a hélice inferior não influencia o comportamento da hélice superior num sistema de propulsão coaxial, resulta na diminuição da força de impulsão obtida pela hélice superior. Assim, conclui-se que diminuir o diâmetro da hélice superior resulta na diminuição da força de impulsão da hélice superior e no aumento da força de impulsão da hélice inferior, sendo que se concluiu da Figura 35 que o aumento da força de impulsão da hélice inferior é igualmente acentuado do que a diminuição da força de impulsão da hélice superior, sendo que a eficiência do sistema de propulsão coaxial se manteve inalterada.

Este resultado diverge dos trabalhos apresentados por S.D.Prior e Colin P. Coleman [5, 12] que afirmam obter melhor eficiência na diminuição em 8% ou 11.15% do diâmetro da hélice superior.

Conclui-se das duas partes estudadas anteriormente que a variação do diâmetro da hélice superior pouco influencia o comportamento de um sistema de propulsão coaxial.

Variação do diâmetro da hélice inferior

Utilizando as hélices 12x4.7, 13x4.7 e 14x4.7 e tendo por base o conjunto de hélices 14x4.7 e o conjunto de hélices 12x4.7, estudou-se a influência da diminuição e do aumento de diâmetro da hélice inferior no comportamento de um sistema de propulsão coaxial. Esta análise de resultados foi dividida em duas partes: a primeira trata o estudo do aumento do diâmetro da hélice inferior tendo por base de comparação o conjunto de hélices 12x4.7 e a segunda trata o estudo da diminuição do diâmetro da hélice inferior tendo por base de comparação o conjunto de hélices 14x4.7. Os resultados referentes à primeira parte encontram-se apresentados na Figura 36.

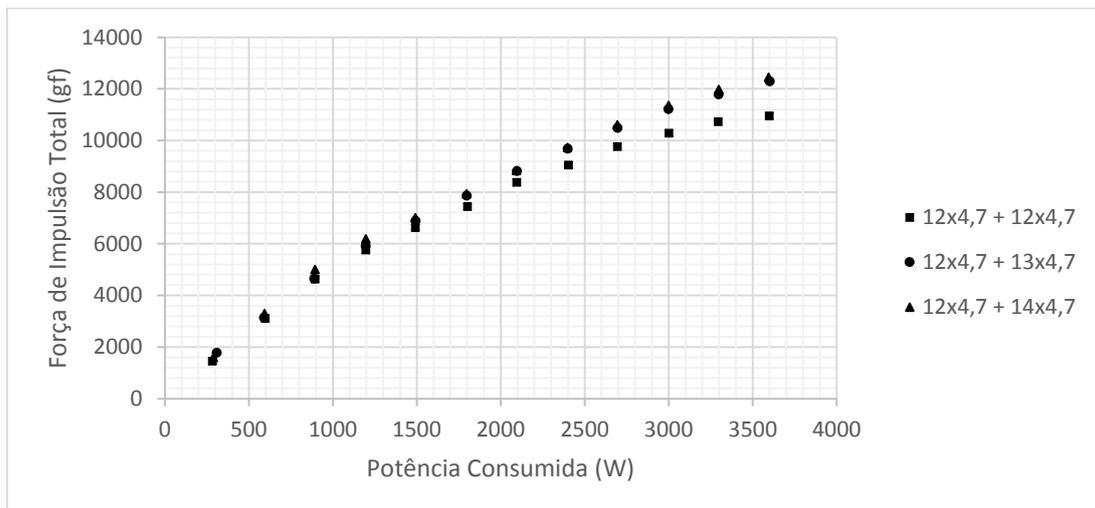


Figura 36: Variação da força de impulsão em função do aumento do diâmetro da hélice inferior

Na Figura 36 é possível observar que o aumento do diâmetro da hélice inferior (8% e 17% de 12 polegadas) influencia o comportamento de um sistema de propulsão coaxial. O aumento do diâmetro da hélice inferior traduz-se no aumento da eficiência de um sistema de propulsão coaxial.

Prevê-se que no sistema de propulsão coaxial o aumento do diâmetro da hélice inferior influencie o comportamento do sistema de propulsão. Esta previsão deve-se ao facto da percentagem da área do disco atuador inferior que é afetada pelo escoamento proveniente da hélice superior ser diminuída. Assim, tendo por base a teoria de Glauert, conclui-se que uma diminuição da percentagem da área do disco atuador inferior afetada pelo escoamento superior resulta na diminuição da interferência entre escoamentos, prevendo-se desta forma um aumento da eficiência da hélice inferior. Adicionalmente, aumentar o diâmetro da hélice inferior resulta no aumento da força de impulsão obtida pela hélice inferior. Assim, conclui-se que aumentar o diâmetro da hélice inferior resulta no aumento da força de

impulsão da hélice inferior, que resulta no aumento da eficiência do sistema de propulsão coaxial, como podemos observar na figura acima colocada.

Os resultados referentes à segunda parte encontram-se apresentados na Figura 37.

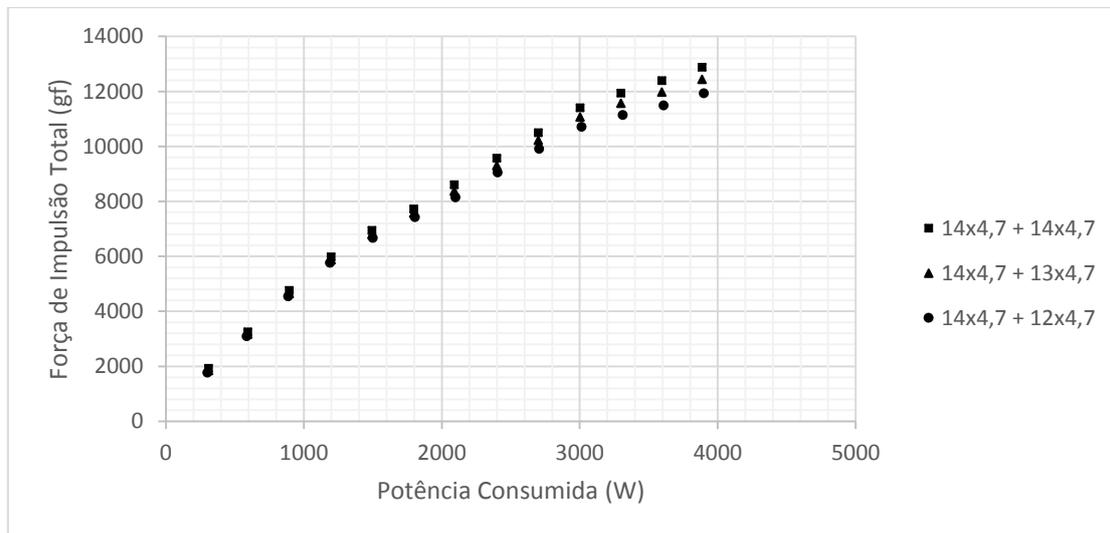


Figura 37: Variação da força de impulsão em função da diminuição do diâmetro da hélice inferior

Na Figura 37 é possível observar que a diminuição do diâmetro da hélice inferior (7% e 14% de 14 polegadas) influencia o comportamento de um sistema de propulsão coaxial. A diminuição do diâmetro da hélice inferior traduz-se na diminuição da eficiência de um sistema de propulsão coaxial.

Prevê-se que no sistema de propulsão coaxial a diminuição do diâmetro da hélice inferior influencie o comportamento do sistema de propulsão. Esta previsão deve-se ao facto da percentagem da área do disco atuador inferior que é afetada pelo escoamento proveniente da hélice superior ser aumentada. Assim, tendo por base a teoria de Glauert conclui-se que um aumento da percentagem da área do disco atuador inferior afetada pelo escoamento superior resulta no aumento da interferência entre escoamentos, prevendo-se desta forma uma diminuição da eficiência da hélice inferior. Adicionalmente, diminuir o diâmetro da hélice inferior resulta na diminuição da força de impulsão obtida pela hélice inferior. Assim, conclui-se que diminuir o diâmetro da hélice inferior resulta na diminuição da força de impulsão da hélice inferior, que resulta na diminuição da eficiência do sistema de propulsão coaxial, como podemos observar na Figura 37.

Conclui-se das duas partes estudadas anteriormente que a variação do diâmetro da hélice inferior influencia o comportamento de um sistema de propulsão coaxial, mais precisamente: aumentar o diâmetro da hélice inferior aumenta a eficiência do sistema de propulsão e diminuir o diâmetro da hélice inferior diminui a eficiência do sistema de propulsão.

4.5.3. Otimização final das hélices

Nas Secções 4.5.1 e 4.5.2 obtiveram-se várias configurações otimizadas apenas em função de uma variável. De forma a concluir qual à configuração de hélices de um sistema de propulsão coaxial que apresenta melhor eficiência é necessário comparar as configurações otimizadas anteriormente, sendo elas:

- Hélice Superior 14x4.7 e Hélice Inferior 14x4.7 (Sistema de propulsão 1)
- Hélice Superior 12x4.7 e Hélice Inferior 14x4.7 (Sistema de propulsão 2)
- Hélice Superior 12x4.7 e Hélice Inferior 12x6 (Sistema de propulsão 3)

Os resultados referentes a esta comparação encontram-se apresentados na Figura 38.

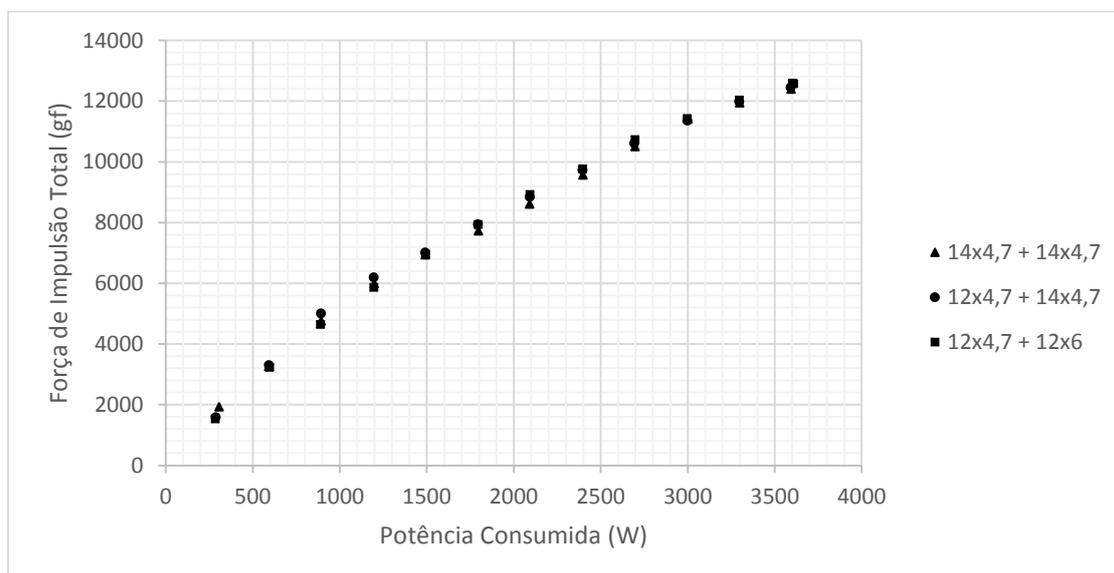


Figura 38: Comparação da força de impulsão entre os três sistemas de propulsão coaxiais otimizados

Observando a Figura 38 conclui-se que as três configurações otimizadas apresentam a mesma eficiência. De forma a concluir qual a configuração ótima, procedeu-se a um estudo da temperatura dos motores quando estes operam a 312W por motor (obtendo-se uma força de impulsão total de 10kg). Os resultados referentes a estes ensaios encontram-se detalhados na Tabela 1.

	Temperatura do motor superior	Temperatura do motor inferior
Hélice Superior 14x4.7 e Hélice Inferior 14x4.7 (Sistema de propulsão 1)	35°C	30°C
Hélice Superior 12x4.7 e Hélice Inferior 14x4.7 (Sistema de propulsão 2)	31°C	28°C
Hélice Superior 12x4.7 e Hélice Inferior 12x6 (Sistema de propulsão 3)	29°C	26°C

Tabela 1: Temperatura do motor superior e do inferior nos três sistemas de propulsão coaxiais otimizados quando operados a 625W e com uma temperatura ambiente de 14°C

Observando a Tabela 1 conclui-se que o sistema de propulsão 3 é o que apresenta menores temperaturas de funcionamento, sendo que a temperatura de estabilização do motor superior é de 29°C e do motor inferior é de 26°C. No entanto, as temperaturas obtidas para os sistemas de propulsão 1 e 2 apresentam-se baixas em comparação com a temperatura máxima permitida pelo fabricante dos motores (65°C), pelo que se pode concluir que o sistema de propulsão 3 apresenta temperaturas de estabilização inferiores mas não pode ser classificado como sistema de propulsão ótimo por este facto. Assim, foi necessário testar a velocidade de resposta no tempo dos três sistemas de forma a concluir qual a configuração ótima. A velocidade de resposta no tempo é um parâmetro muito importante na otimização de um sistema de propulsão coaxial. Quanto mais pequeno for o tempo de resposta de um sistema de propulsão maior será a segurança obtida no voo de um UAV. Um tempo de resposta demasiado elevado poderá resultar num comportamento instável do UAV devido ao facto dos comandos impostos pelos variadores serem realizados pelo motor com atraso.

Utilizou-se um *software* que impõe uma variação instantânea da tensão aplicada aos motores, um degrau de tensão (*step*). Na realidade, o *step* imposto diz respeito a uma variação na modulação de largura de pulso (*Pulse Width Modulation* – PWM) e não na tensão diretamente, ainda que estas duas variáveis estejam relacionadas [19]. O PWM é um parâmetro utilizado no controlo da tensão de motores de corrente contínua. Este funciona como um *duty cycle* da tensão contínua imposta nos motores, mais precisamente, funciona como um interruptor que abre e fecha o circuito elétrico com uma certa frequência, como podemos observar na figura abaixo colocada. Desta forma, o motor é operado a uma tensão média, que é uma percentagem da tensão fornecida pela fonte de alimentação.

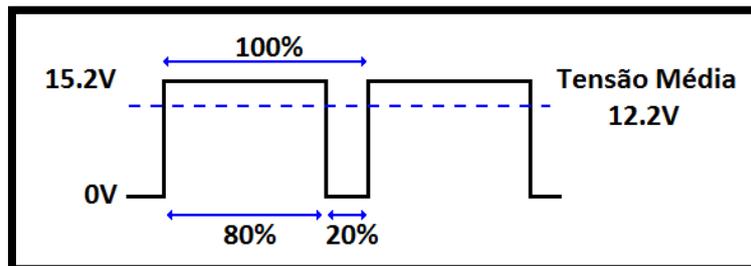


Figura 39: Modulação de largura de pulso com PWM a 80% e uma tensão de entrada de 15.2V

Nos ensaios realizados às três configurações otimizadas foi imposta uma variação instantânea do PWM de 20% para 60%. Escolheu-se este intervalo por corresponder à zona de funcionamento habitual de um quadcopter. Adicionalmente, o tempo de resposta foi calculado tendo por base a velocidade de rotação das hélices e não a força de impulsão. Os resultados referentes aos ensaios experimentais realizados seguidamente apresentados.

Hélice Superior 14x4.7 e Hélice Inferior 14x4.7 (Sistema de propulsão 1)

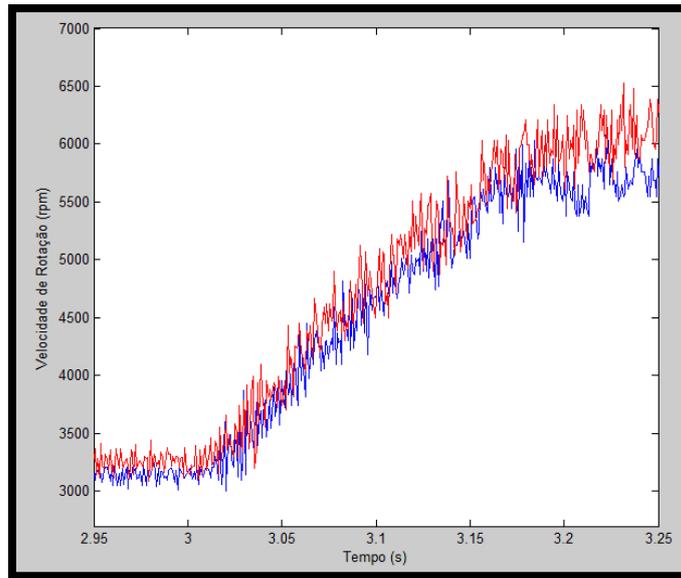


Figura 40: Tempo de resposta do sistema de propulsão 1 - Hélice superior a azul e hélice inferior a vermelho

Observando a Figura 40 conclui-se que a velocidade de resposta da hélice superior e da hélice inferior são idênticas. Assim, de forma a simplificar a comparação destes resultados com os restantes sistemas de propulsão coaxial, apenas a velocidade de resposta da hélice inferior será tida em conta (representada a vermelho na imagem).

Hélice Superior 12x4.7 e Hélice Inferior 14x4.7 (Sistema de propulsão 2)

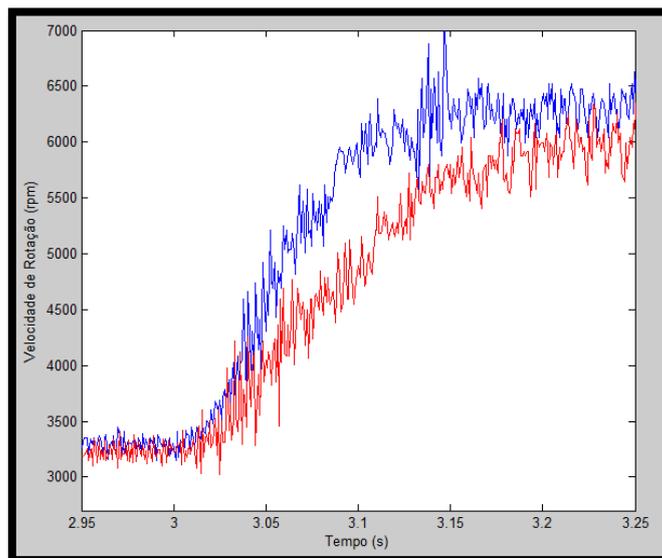


Figura 41: Tempo de resposta do sistema de propulsão 2 - Hélice superior a azul e hélice inferior a vermelho

Observando a Figura 41 conclui-se que a velocidade de resposta da hélice superior (representada a azul) é superior à da hélice inferior, sendo que se observa uma diferença média de aproximadamente 50ms.

Hélice Superior 12x4.7 e Hélice Inferior 12x6 (Sistema de propulsão 3)

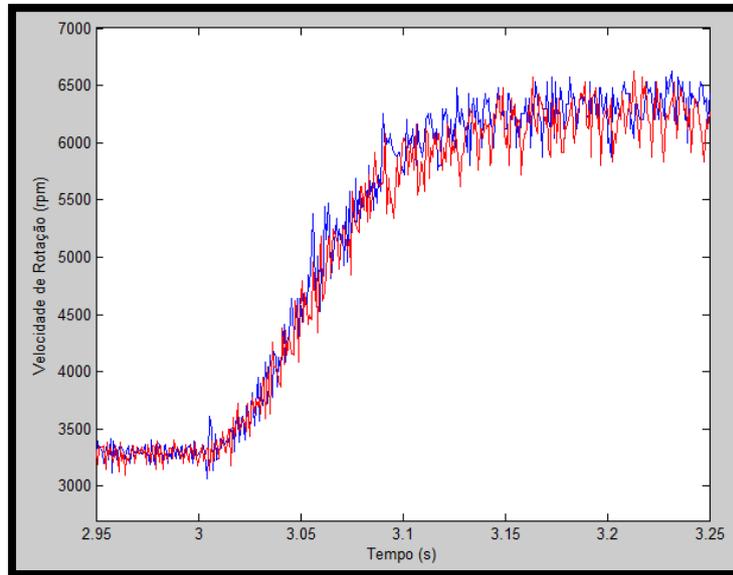


Figura 42: Tempo de resposta do sistema de propulsão 3 - Hélice superior a azul e hélice inferior a vermelho

Observando a Figura 42 conclui-se que a velocidade de resposta da hélice superior e da hélice inferior são idênticas. Assim, de forma a simplificar a comparação destes resultados com os restantes sistemas de propulsão coaxial apenas a velocidade de resposta da hélice superior será tida em conta (representada a azul na imagem).

Comparação entre os três sistemas de propulsão otimizados

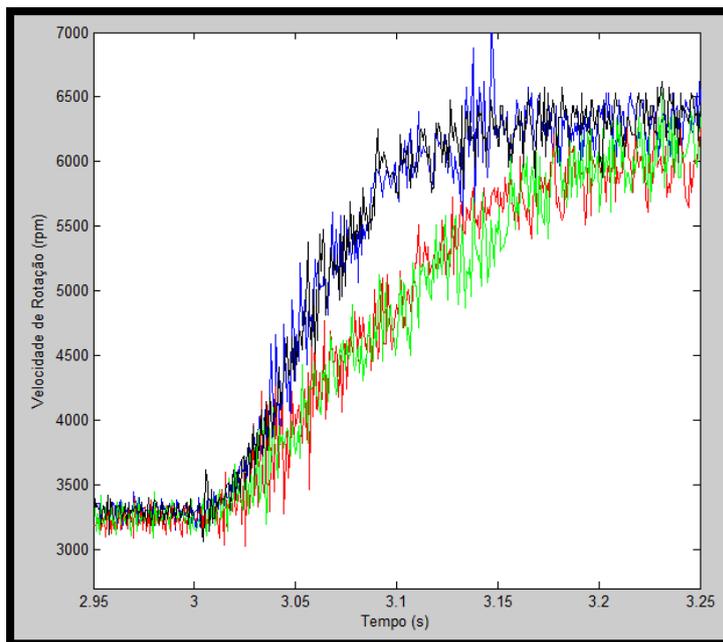


Figura 43: Comparação do tempo de resposta dos três sistemas de propulsão coaxiais - Sistema de propulsão 1 a verde, hélice superior do sistema de propulsão 2 a azul, hélice inferior do sistema de propulsão 2 a vermelho e sistema de propulsão 3 a preto

Na Figura 43 é possível observar que o sistema de propulsão 1 (Hélice Superior 14x4.7 e Hélice Inferior 14x4.7), representado a verde, apresenta aproximadamente a mesma velocidade de resposta do que a hélice inferior do sistema de propulsão 2 (Hélice Superior 12x4.7 e Hélice Inferior 14x4.7), representado a vermelho. Adicionalmente, o sistema de propulsão 3 (Hélice Superior 12x4.7 e Hélice Inferior 12x6), representado a preto, apresenta aproximadamente a mesma velocidade de resposta do que a hélice superior do sistema de propulsão 2 (Hélice Superior 12x4.7 e Hélice Inferior 14x4.7), representado a azul. Assim, visto existir uma diferença da velocidade de resposta das duas hélices do sistema de propulsão 2, é possível concluir que o sistema de propulsão 3 é o que apresenta maior velocidade de resposta. Adicionalmente, tendo por base os resultados acima analisados, conclui-se que a velocidade de resposta de um motor/hélice aparenta estar diretamente interligada com o diâmetro da hélice e aparenta não apresentar qualquer alteração com a variação do ângulo de ataque geométrico, com passos entre 3.8polegadas e 6.0polegadas.

4.6. Comparação entre o sistema coaxial otimizado e o sistema de base

O sistema de propulsão coaxial foi otimizado iterativamente tendo-se concluído que a configuração com melhor eficiência e baixas temperaturas apresentava as seguintes características:

- Dois motores em funcionamento Tractor-Pusher
- Sentido de rotação das hélices idêntico
- Espaçamento entre hélices de 148mm
- Motor superior com hélice 12x4.7
- Motor inferior com hélice 12x6

Na Figura 44 é possível comparar o funcionamento do sistema de propulsão coaxial otimizado com o do sistema de propulsão de base.

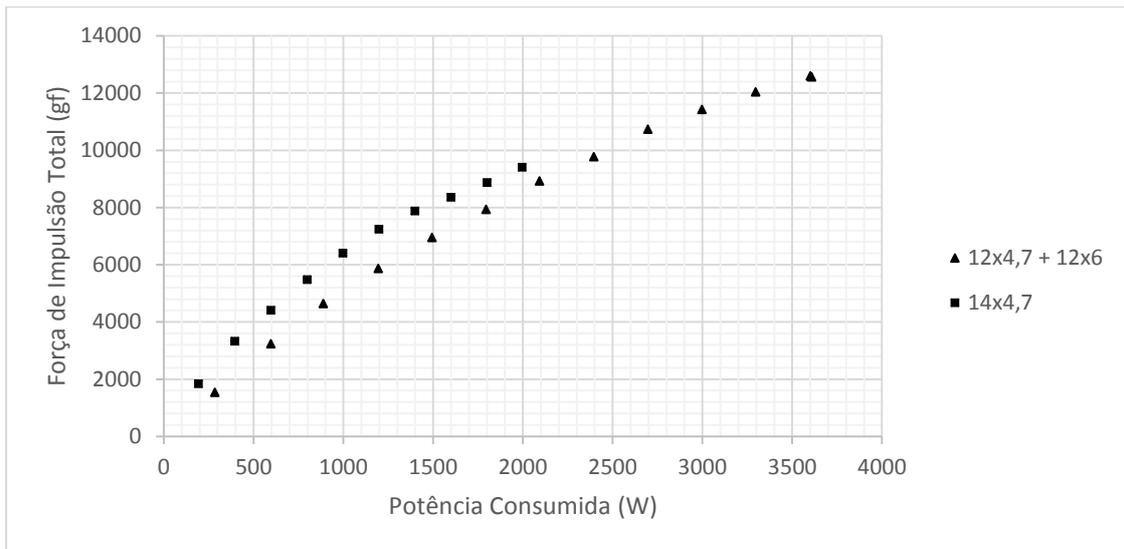


Figura 44: Comparação da força de impulsão do sistema de base e do sistema de propulsão coaxial otimizado

Observou-se que o sistema de propulsão coaxial apresentava uma eficiência inferior à do sistema de propulsão de base, mesmo após a sua otimização. No entanto, a força de impulsão máxima é muito superior no sistema de propulsão coaxial, como era de esperar.

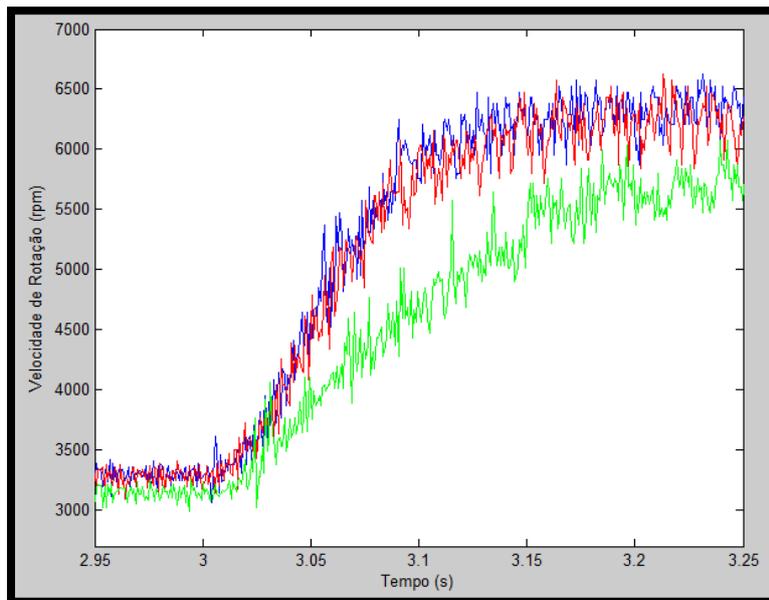


Figura 45: Comparação do tempo de resposta do sistema de base e do sistema de propulsão otimizado - Sistema de propulsão de base a verde, hélice superior do sistema de propulsão otimizado a azul, hélice inferior do sistema de propulsão otimizado a vermelho

Na Figura 45 observa-se que a velocidade de resposta do sistema de propulsão coaxial otimizado é muito superior à velocidade de resposta do sistema de propulsão de comparação. Este resultado apresenta-se coerente com as conclusões tiradas das comparações elaboradas na secção 4.5.3 onde se constatou que a velocidade de resposta dependia diretamente do diâmetro da hélice estudada.

4.7. Otimização do tempo de voo

Utilizando os dados obtidos nos ensaios experimentais anteriormente descritos é possível obter uma estimativa do tempo de voo total de um quadcopter em função da sua massa e do tipo de propulsão utilizada. É de notar que o tempo de voo total foi calculado assumindo que os motores exercem a mesma força de impulsão durante todo o voo, ou seja, que os motores apresentam uma potência consumida constante.

Comparou-se o tempo de voo do sistema de propulsão de base com o sistema coaxial otimizado a diferentes forças de impulsão úteis variando de 4kgf a 9kgf (valor máximo da força de impulsão no sistema de propulsão de base), sendo que a força de impulsão presente na tabela simboliza a massa transportada, não tendo em conta a massa dos motores e variadores adicionais presentes no sistema coaxial, que foi tida em conta num aumento da potência consumida. Os resultados referentes a esta análise encontram-se apresentados nas Tabelas 2 e 3, onde a coluna “Tempo perdido” representa a diferença entre o tempo de voo do sistema de propulsão de base e o do sistema de propulsão coaxial.

Sistema de propulsão de base			
Força de Impulsão útil (gf)	Potência consumida (W)	Energia disponível (J)	Tempo de voo (min)
4000	528	908352	28,6
4500	618	908352	24,5
5000	713	908352	21,2
5500	813	908352	18,6
6000	920	908352	16,5
6500	1035	908352	14,6
7000	1161	908352	13,0
7500	1300	908352	11,6
8000	1459	908352	10,4
8500	1650	908352	9,2
9000	1907	908352	7,9

Tabela 2: Tempo de voo do sistema de propulsão de base

Sistema de propulsão coaxial				
Força de Impulsão útil (gf)	Potência consumida (W)	Energia disponível (J)	Tempo de voo (min)	Tempo perdido (min)
4000	777	908352	19,5	9,2 (32%)
4500	891	908352	17,0	7,5 (31%)
5000	1008	908352	15,0	6,2 (29%)
5500	1128	908352	13,4	5,2 (28%)
6000	1252	908352	12,1	4,4 (26%)
6500	1380	908352	11,0	3,7 (25%)
7000	1512	908352	10,0	3,0 (23%)
7500	1649	908352	9,2	2,5 (21%)
8000	1791	908352	8,5	1,9 (19%)
8500	1940	908352	7,8	1,4 (15%)
9000	2096	908352	7,2	0,7 (9%)
9500	2260	908352	6,7	-
10000	2434	908352	6,2	-
10500	2619	908352	5,8	-
11000	2818	908352	5,4	-
11500	3036	908352	5,0	-
12000	3277	908352	4,6	-
12500	3553	908352	4,3	-

Tabela 3: Tempo de voo do sistema de propulsão coaxial otimizado

Observando as Tabelas 2 e 3 conclui-se que o sistema de propulsão coaxial apresenta um tempo de voo inferior ao do sistema de propulsão de base. Adicionalmente, conclui-se que esta diminuição do tempo de voo não é constante pois quanto maior for a força de impulsão menor será a percentagem de tempo perdido. Se a força de impulsão requerida for de 4000gf o tempo de voo do sistema de propulsão coaxial é inferior em 32%, no entanto, se a força de impulsão requerida for aumentada a percentagem de tempo perdido diminui, sendo que a 6000gf o tempo de voo é reduzido em 26% e a 9000gf em 9%.

O sistema de propulsão coaxial apresenta uma força de impulsão máxima superior à do sistema de base pelo que é possível adicionar uma bateria a este sistema de forma a concluir quanto à sua influência no tempo de voo de um sistema de propulsão coaxial. Assim, comparou-se o tempo de voo do sistema de propulsão coaxial com uma bateria suplementar com o do sistema de propulsão de base. Os resultados desta comparação estão apresentados na Tabela 4, sendo que a força de impulsão presente na tabela simboliza a massa total do quadcopter equipado com o sistema de propulsão de base, de forma a facilitar a comparação do tempo de voo dos diferentes sistemas de propulsão. Assim, a massa da bateria suplementar (750g) e a massa dos motores e variadores adicionais presentes no sistema coaxial foram tidas em conta por um aumento da potência consumida. Adicionalmente, a coluna “Tempo ganho” representa a diferença entre o tempo de voo do sistema de propulsão coaxial e o do sistema de propulsão coaxial com uma bateria suplementar e a coluna “Tempo perdido” representa a diferença entre o tempo de voo do sistema de propulsão de base e o do sistema de propulsão coaxial com uma bateria suplementar.

Energia de duas baterias em paralelo (J)	908352
Energia de três baterias em paralelo (J)	1362528

Sistema de propulsão coaxial com uma bateria suplementar					
Força de Impulsão útil (gf)	Potência consumida (W)	Energia disponível (J)	Tempo de voo (min)	Tempo ganho (min)	Tempo perdido (min)
4000	949	1362528	23,9	4,4 (23%)	4,7 (16%)
4500	1067	1362528	21,3	4,3 (25%)	3,2 (13%)
5000	1189	1362528	19,1	4,1 (27%)	2,1 (10%)
5500	1315	1362528	17,3	3,8 (29%)	1,3 (7%)
6000	1445	1362528	15,7	3,6 (30%)	0,7 (4%)
6500	1580	1362528	14,4	3,4 (31%)	0,3 (2%)
7000	1719	1362528	13,2	3,2 (32%)	-0,2 (-1%)
7500	1865	1362528	12,2	3,0 (33%)	-0,5 (-5%)
8000	2017	1362528	11,3	2,8 (33%)	-0,9 (-8%)
8500	2177	1362528	10,4	2,6 (34%)	-1,3 (-14%)
9000	2346	1362528	9,7	2,5 (34%)	-1,7 (-22%)
9500	2525	1362528	9,0	2,3 (34%)	-
10000	2717	1362528	8,4	2,1 (34%)	-
10500	2924	1362528	7,8	2,0 (34%)	-
11000	3153	1362528	7,2	1,8 (34%)	-

Tabela 4: Tempo de voo do sistema de propulsão coaxial otimizado com uma bateria suplementar

Na Tabela 4 é possível observar que o tempo de voo ganho com a introdução de uma bateria foi considerável sendo que a diferença de tempo de voo entre o sistema coaxial com uma bateria suplementar e o sistema de propulsão de base diminui e, para forças de impulsão superiores a 7000gf, o sistema de propulsão coaxial apresentou maior tempo de voo do que o sistema de base. Assim, conclui-se que a introdução de uma bateria suplementar num quadcopter com

propulsores coaxiais apresentou-se vantajosa pois o tempo de voo do quadcopter foi aumentado, mantendo o correto funcionamento do quadcopter que não perdeu aceleração nem estabilidade.

Parte II – Análise estrutural de um quadcopter equipado com o sistema de propulsão coaxial otimizado

5. Estrutura analisada

O segundo objetivo da dissertação de mestrado diz respeito à análise estrutural de um quadcopter quando equipado com o sistema de propulsão coaxial otimizado e apresentado na parte I deste documento. O UAV em análise encontra-se em fase de projeto, não estando correntemente em produção. Este quadcopter é denominado *Spyro Mini*, sendo que o seu projeto teve por base um UAV que se encontra em produção pela UAVision, o quadcopter *Spyro* [20].



Figura 46: Quadcopter *Spyro* [20]

O quadcopter *Spyro Mini* apresenta a mesma forma que o *Spyro*, apresentado na Figura 46. Apenas um efeito de escala diferencia os dois modelos de quadcopter. Assim, o *Spyro Mini* tem 630mm de lado e uma diagonal de 865mm, como é possível observar na Figura 47.

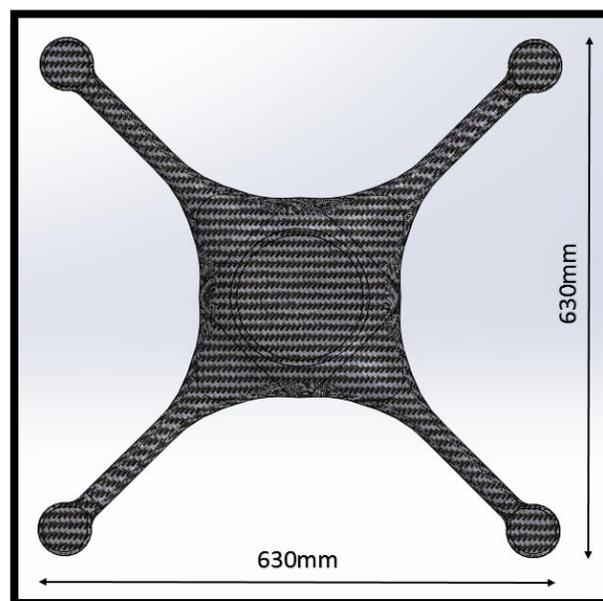


Figura 47: Dimensões máximas do quadcopter *Spyro Mini*

Este quadcopter diferencia-se dos restantes por apresentar uma estrutura composta por duas peças apenas. Mais precisamente, a estrutura está dividida em duas peças simétricas que dão à estrutura a impressão de ser um mono-casco, como se pode observar nas Figuras 48 e 49.



Figura 48: Molde da estrutura do quadcopter *Spyro*

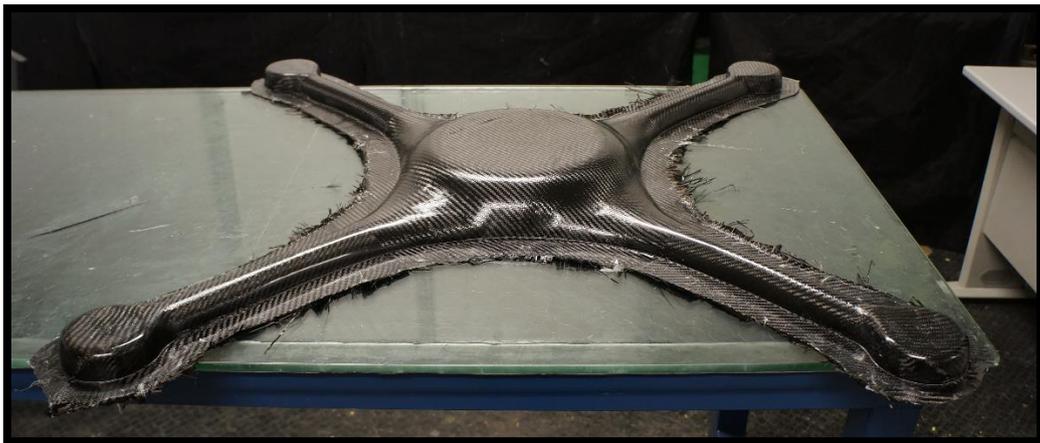


Figura 49: Estrutura em fibra de carbono obtida através do molde da Figura 48

As duas peças são produzidas por moldação em vácuo, aplicando-se a fibra de carbono e a resina num molde previamente maquinado, e colando posteriormente as duas metades do corpo entre elas. É de notar que nas análises realizadas desprezou-se o facto das duas metades do corpo serem coladas, tendo-se assumido que o corpo do quadcopter é composto por uma única peça, facilitando a sua implementação no *software* de elementos finitos. Adicionalmente, no quadcopter *Spyro*, correntemente em produção, é aplicada uma espessura de 1mm de fibra de carbono, tendo-se utilizado este valor nas análises realizadas.

6. Análise estrutural

A análise estrutural do quadcopter *Spyro Mini* foi elaborada com o auxílio de um *software* de elementos finitos, o Ansys®. Este *software* permite simular problemas de engenharia e obter uma previsão do comportamento de uma estrutura. Assim, trata-se de uma ferramenta de engenharia essencial no projeto de diversos produtos [21].

Antes de se realizar uma análise estrutural é necessário conhecer os esforços e condições de fronteira a que a estrutura está sujeita. A força de impulsão utilizada nas análises estruturais deverá ser a força de impulsão registada, e não a força de impulsão útil. Adicionalmente, deve-se ter em conta a massa dos motores superior e inferior, assim como a distribuição da força de impulsão registada pelos dois motores. Assim, remetendo ao quarto caso do capítulo 2.2.2 (Teoria de Glauert aplicada a um sistema de propulsão coaxial com potência idêntica nos dois motores), e assumindo que o motor inferior opera na *vena contracta* do escoamento de ar proveniente do motor superior, é possível concluir qual a distribuição da força de impulsão entre os dois motores:

$$P_{Cima} = P_{Baixo} \quad (52)$$

Logo

$$T_{Cima}v_{Cima} = T_{Baixo}(v_{Cima} + v_{Baixo}) \quad (53)$$

e

$$v_{Baixo} = 0.438v_{Cima} \quad (54)$$

Logo

$$T_{Cima} = 1.438 \times T_{Baixo} \quad (55)$$

Adicionalmente,

$$\text{Força de Impulsão Total} = T_{Cima} + T_{Baixo} \quad (56)$$

Logo

$$T_{Cima} = 0.59 \times \text{Força de Impulsão Total} \quad (57)$$

e

$$T_{Baixo} = 0.41 \times \text{Força de Impulsão Total} \quad (58)$$

Assim, conclui-se que a hélice superior fornece 59% da força de impulsão total enquanto a hélice inferior fornece os restantes 41%. É de notar que a teoria de Glauert aplica-se a um sistema de propulsão coaxial com duas hélices idênticas, no entanto, assumiu-se uma distribuição de 59%/41% independentemente deste facto, considerando-se uma aproximação válida. Assim, tendo-se registado

uma força de impulsão máxima de 3460gf por parte do sistema de propulsão coaxial otimizado, a força de impulsão do motor superior é de 2041gf, enquanto a força de impulsão do motor inferior é de 1419gf.

A massa do conjunto motor, hélice e chapa de fixação é de aproximadamente 260g, devendo-se aplicar esta massa na parte superior e na parte inferior da extremidade do braço do quadcopter. Assim a força resultante na parte superior do braço do UAV é de 1781gf (2041 – 260 = 1781), e na parte inferior é de 1159gf (1419 – 260 = 1159). Adicionalmente, o motor encontra-se ligado à estrutura do UAV por uma chapa de alumínio e diversos parafusos. Assim, é possível concluir que a força referente à força de impulsão e à massa dos motores não apresenta um ponto de aplicação mas vários. Desta forma, concluiu-se ser mais adequado representar estas forças como pressões exercidas sobre as faces superior e inferior da extremidade do braço do quadcopter. Sabendo que a área onde são ligados os motores tem 2469mm², a pressão exercida nas faces superior e inferior é:

$$Pressão_{Cima} = \frac{Força_{Cima}}{Area} = \frac{1781 \times 10^{-3} \times 9.81}{2469 \times 10^{-6}} = 7076Pa = 7.076 \times 10^{-3}MPa \quad (59)$$

e

$$Pressão_{Baixo} = \frac{Força_{Baixo}}{Area} = \frac{1159 \times 10^{-3} \times 9.81}{2469 \times 10^{-6}} = 4605Pa = 4.605 \times 10^{-3}MPa \quad (60)$$

Por último, foi necessário introduzir as condições de fronteira da estrutura de forma a simular corretamente o comportamento do quadcopter quando sujeito às forças de impulsão criadas pelos motores. Assim, assumiu-se que a zona central inferior do quadcopter apresenta deslocamentos nulos em X, Y e Z, mantendo as rotações livres, como se pode observar nas Figura 50.

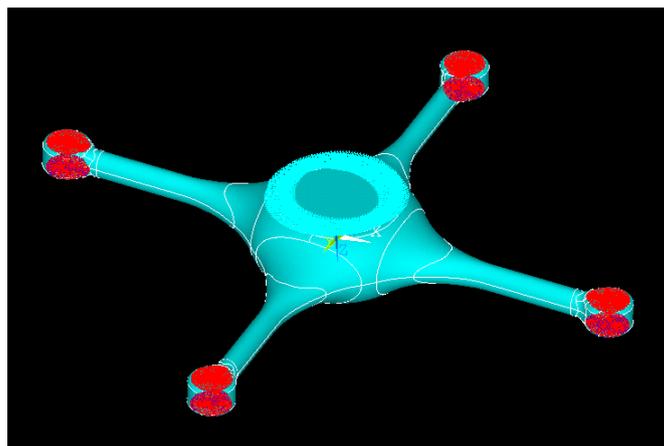


Figura 50: Condições de fronteira a azul e carregamento aplicado na análise estática a vermelho

6.1. Análise estática

Tendo por base os resultados obtidos na parte I da presente dissertação, realizou-se uma análise estática ao quadcopter *Spyro Mini* quando propulsionado pelo sistema de propulsão coaxial otimizado. Desta forma, tendo a UAVision modelado o quadcopter com o auxílio do *software* Solidworks, exportou-se o ficheiro para o Ansys®. O modelo obtido pode ser observado na Figura 51.

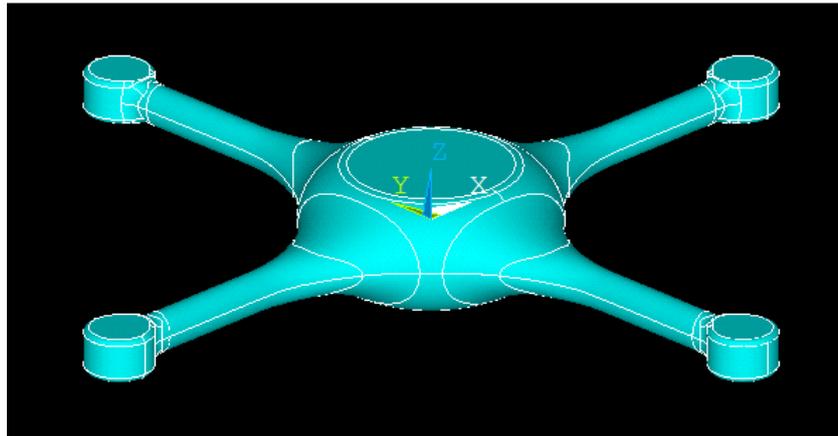


Figura 51: Modelo obtido através do Solidworks

Após a importação do ficheiro para o *software* Ansys procedeu-se à análise estática do quadcopter. O primeiro passo elaborado está relacionado com as características do material utilizado. A fibra de carbono utilizada foi a *Carbon Vinyl Ester*. Utilizando o MatWeb (*Material Property Data*) [22], verificou-se que os dados relativos a este material eram insuficientes, sendo este material recente. Na realidade, os dados fornecidos dizem respeito ao comportamento isotrópico do material e não ao comportamento ortotrópico. Assim, utilizaram-se os dados isotrópicos fornecidos pelo MatWeb para caracterizar o material utilizado. Desta forma, utilizou-se um módulo de Young de 136GPa, um coeficiente de Poisson de 0.3 e uma densidade de 1600kg/m³.

Seguidamente, de forma a realizar as análises estruturais foi necessário dividir a estrutura em diversos elementos. Escolheram-se os elementos lineares do tipo *Shell* com quatro nós e uma espessura de 1mm. O tamanho dos elementos é de grande importância na precisão dos dados fornecidos pelo programa. Assim, foi necessário realizar uma iteração do tamanho dos elementos de forma a concluir quanto à convergência dos resultados obtidos. Variou-se o tamanho dos elementos de 10mm até 3mm, utilizando a função *free mesh*, tendo-se obtido os resultados: apresentados nas Figuras 52 e 53.

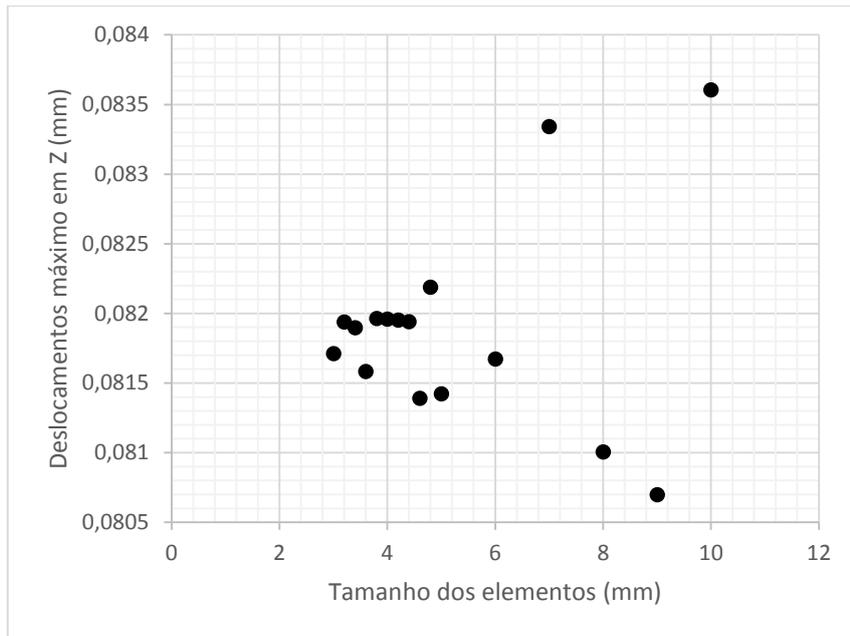


Figura 52: Convergência da malha - Deslocamento máximo em Z em função do tamanho dos elementos

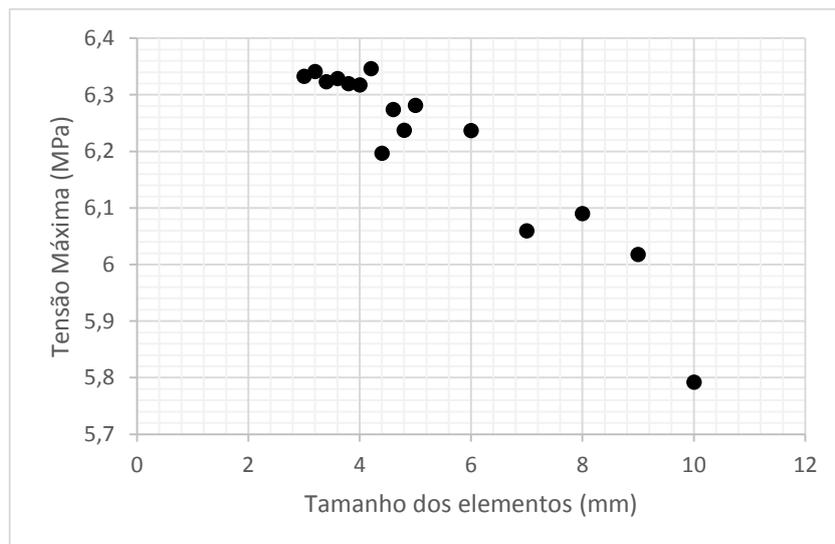


Figura 53: Convergência da malha - Tensão máxima registrada de Von Mises em função do tamanho dos elementos

Observando as Figuras 52 e 53 conclui-se que os resultados da tensão máxima registrada de Von Mises e do deslocamento máximo em Z convergem quando o tamanho dos elementos é inferior ou igual a 4mm. Desta forma, definiu-se que o tamanho dos elementos seria de 4mm, tendo-se obtido resultados coerentes e tornando as análises menos demoradas.

Tendo concretizado a análise de convergência e concluído que o *free mesh* seria elaborada com elementos de 4mm foi possível proceder à realização da análise estática, podendo os resultados ser observados nas Figuras 54 e 55.

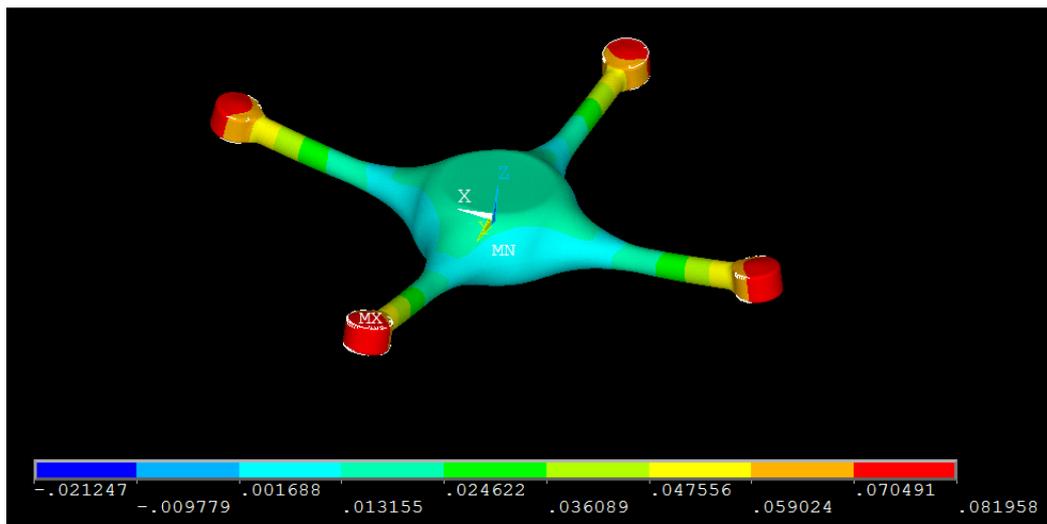


Figura 54: Análise estática - Deslocamentos em Z (mm)

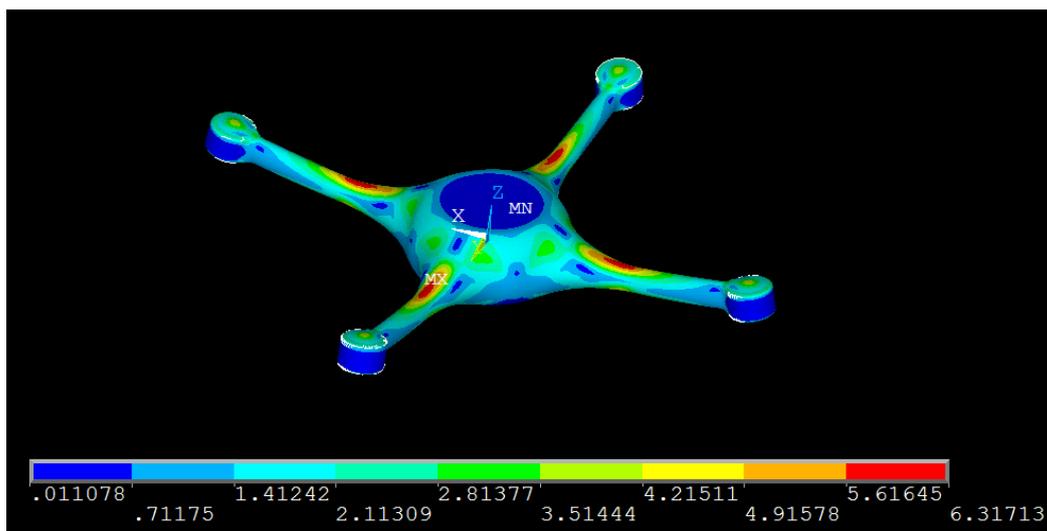


Figura 55: Análise estática - Tensão de Von Mises (MPa)

Nos resultados apresentados observa-se que a deflexão da estrutura é reduzida, mais precisamente, a deformação em Z na extremidade do braço do quadcopter é de aproximadamente 0.08mm. Adicionalmente, observa-se que a tensão máxima registada exercida na estrutura é de aproximadamente 6.3MPa. Desta forma, conclui-se da análise estática que o modelo de quadcopter estudado é adequado para a aplicação do sistema de propulsão coaxial sendo que a deformação foi quase nula (0.08mm), assim como a tensão máxima registada (6.3MPa). Adicionalmente, é possível observar diferentes materiais poderiam ter sido utilizados para substituir a fibra de carbono pois a grande maioria dos materiais apresenta tensão de cedência muito superior a 6.3MPa.

6.2. Análise modal

Tendo-se realizado a análise estática e obtido resultados positivos procedeu-se à análise modal da estrutura. Esta análise permite obter uma estimativa das frequências naturais da estrutura e da forma dos modos de vibração correspondentes. No *software* Ansys® utilizou-se a opção *Block Lanczos* [23] e escolheu-se serem apresentados os quinze primeiros modos de vibração e as suas frequências naturais. Os resultados referentes a esta análise encontram-se apresentados na Tabela 5.

SET	TIME/FREQ	LOAD STEP	SUBSTEP	CUMULATIVE
1	6.6840	1	1	1
2	6.6865	1	2	2
3	14.042	1	3	3
4	15.937	1	4	4
5	17.001	1	5	5
6	17.020	1	6	6
7	18.670	1	7	7
8	19.581	1	8	8
9	19.633	1	9	9
10	20.958	1	10	10
11	30.296	1	11	11
12	33.849	1	12	12
13	33.851	1	13	13
14	40.402	1	14	14
15	40.406	1	15	15

Tabela 5: Análise modal - Frequências naturais para cada modo de vibração

Na Tabela 5 observa-se que os quinze primeiros modos de vibração da estrutura apresentam frequências naturais baixas, sendo que o décimo quinto modo de vibração apresenta uma frequência natural de aproximadamente 40Hz. Adicionalmente, observa-se que diferentes modos de vibração apresentam aproximadamente as mesmas frequências naturais. Este facto deve-se ao facto da estrutura analisada ser simétrica, obtendo-se desta forma o mesmo modo de vibração em diferentes braços do quadcopter.

Nas análises modais realizadas o valor correspondente ao deslocamento dos nós foi normalizado através da matriz de massas [24]. Assim, os valores serão apresentados em milímetros normalizados (mm_N). Seguidamente, apresentar-se-ão os diferentes modos de vibração e os deslocamentos que lhes estão associados.

Primeiro Modo de Vibração

O primeiro modo de vibração ocorre para uma frequência natural de 6.684Hz. A forma do modo de vibração pode ser observada na Figura 56.

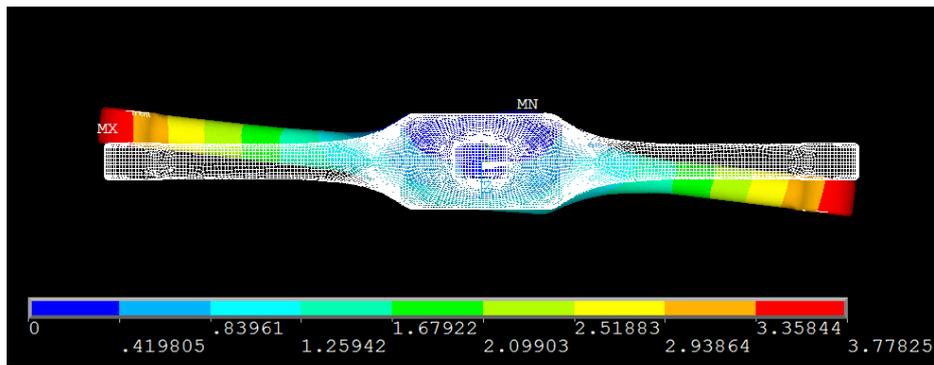


Figura 56: Primeiro modo de vibração - Deslocamento em Z (mm_N)

Observando a Figura 56 conclui-se que o primeiro modo de vibração diz respeito ao deslocamento em Z de um par de braços alinhados, mais precisamente a um esforço de flexão. Um dos braços apresenta um deslocamento negativo segundo Z enquanto o outro apresenta o mesmo deslocamento mas no sentido positivo do eixo Z. Observa-se igualmente que o deslocamento máximo em Z ocorre na extremidade do braço do quadcopter e é aproximadamente igual a 3.8mm_N.

Segundo Modo de vibração

O segundo modo de vibração ocorre para uma frequência natural de 6.687Hz. A forma do modo de vibração pode ser observada na Figura 57.

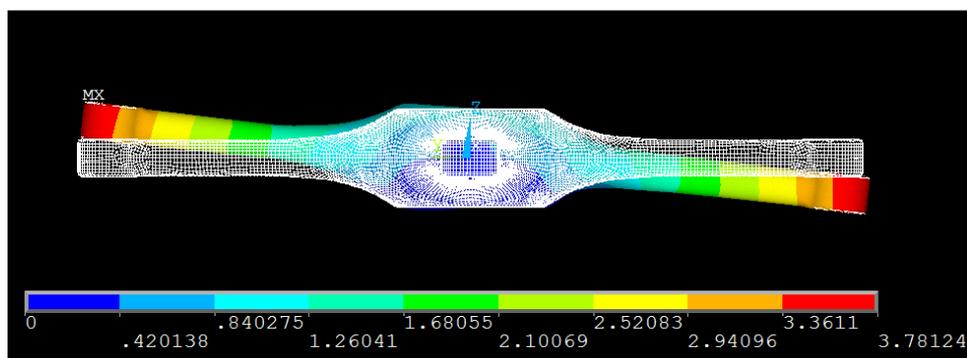


Figura 57: Segundo modo de vibração - Deslocamento em Z (mm_N)

Observando a Figura 57 conclui-se que o segundo modo de vibração é idêntico ao primeiro. Este facto deve-se ao carácter simétrico da estrutura. A única diferença existente entre os dois modos de vibração diz respeito ao par de braços estudado. Assim, tiram-se as mesmas conclusões que para o primeiro modo de vibração.

Terceiro Modo de Vibração

O terceiro modo de vibração ocorre para uma frequência natural de 14.042Hz. A forma do modo de vibração pode ser observada na Figura 58.

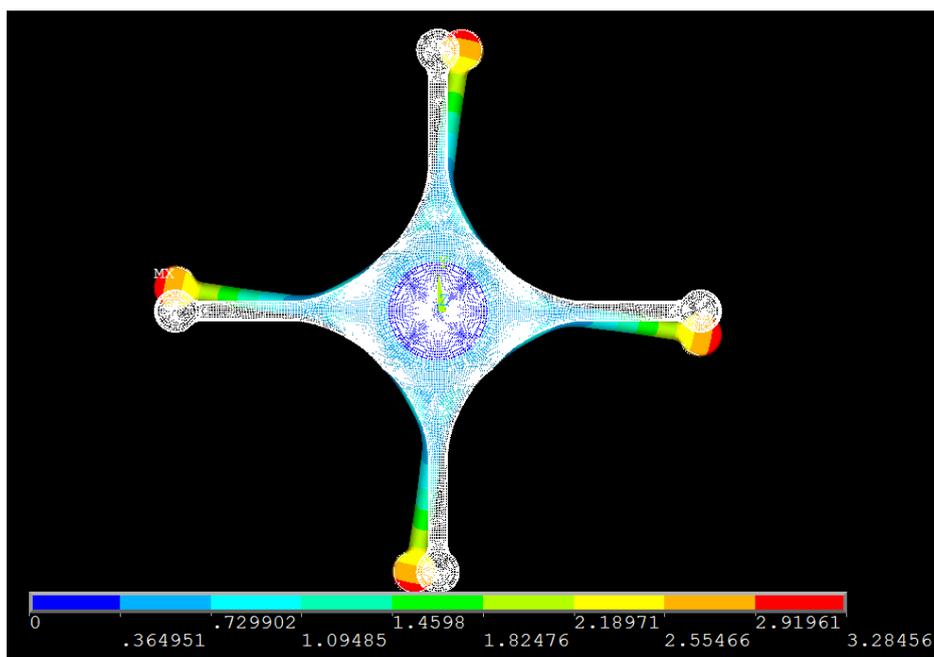


Figura 58: Terceiro modo de vibração - Deslocamento em X e em Y (mm_N)

Observando a Figura 58 conclui-se que o terceiro modo de vibração diz respeito a um deslocamento em X e Y dos quatro braços do quadcopter, mais precisamente, um esforço de flexão com deslocamento radial. Adicionalmente, o esforço de flexão observado é exercido em sentidos opostos num par de braços alinhados. Observa-se igualmente que o deslocamento máximo ocorre na extremidade dos braços do quadcopter e é aproximadamente igual a 3.3mm_N.

Quarto Modo de Vibração

O quarto modo de vibração ocorre para uma frequência natural de 15.937Hz. A forma do modo de vibração pode ser observada na Figura 59.

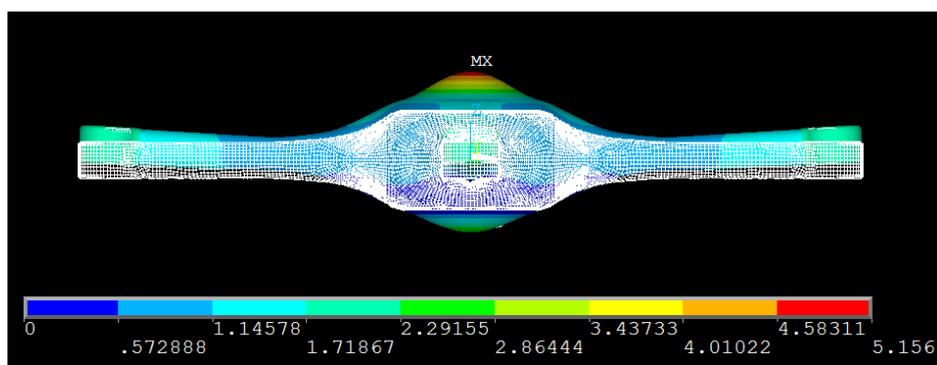


Figura 59: Quarto modo de vibração - Deslocamento em Z (mm_N)

Observando a Figura 59 conclui-se que o quarto modo de vibração diz respeito ao deslocamento em Z de um par de braços alinhados, mais precisamente a um esforço de flexão. No entanto, ao contrário do primeiro modo de vibração, os dois braços apresentam deslocamentos iguais e positivos segundo Z. Adicionalmente, observa-se que existe igualmente um deslocamento em Z da parte central do corpo do quadcopter. Observa-se igualmente que o deslocamento máximo em Z ocorre na zona central do corpo do quadcopter e é aproximadamente igual a 5.2mm_N.

Quinto Modo de Vibração

O quinto modo de vibração ocorre para uma frequência natural de 17.001Hz. A forma do modo de vibração pode ser observada na Figura 60.

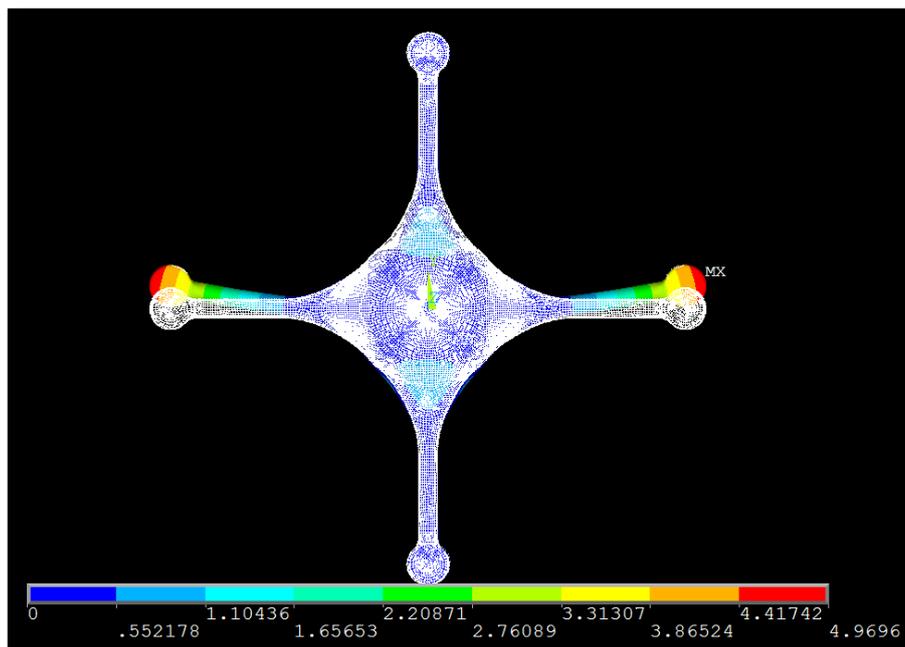


Figura 60: Quinto modo de vibração - Deslocamento em X e em Y (mm_N)

Observando a Figura 60 conclui-se que o quinto modo de vibração diz respeito a um deslocamento em X e Y de dois braços alinhados do quadcopter, mais precisamente, um esforço de flexão em Y com deslocamento radial. Adicionalmente, o esforço de flexão observado é exercido no mesmo sentido num par de braços alinhados. Observa-se igualmente que o deslocamento máximo ocorre na extremidade dos braços do quadcopter e é aproximadamente igual a 5.0mm_N.

Sexto Modo de Vibração

O sexto modo de vibração ocorre para uma frequência natural de 17.020Hz. A forma do modo de vibração pode ser observada na Figura 61.

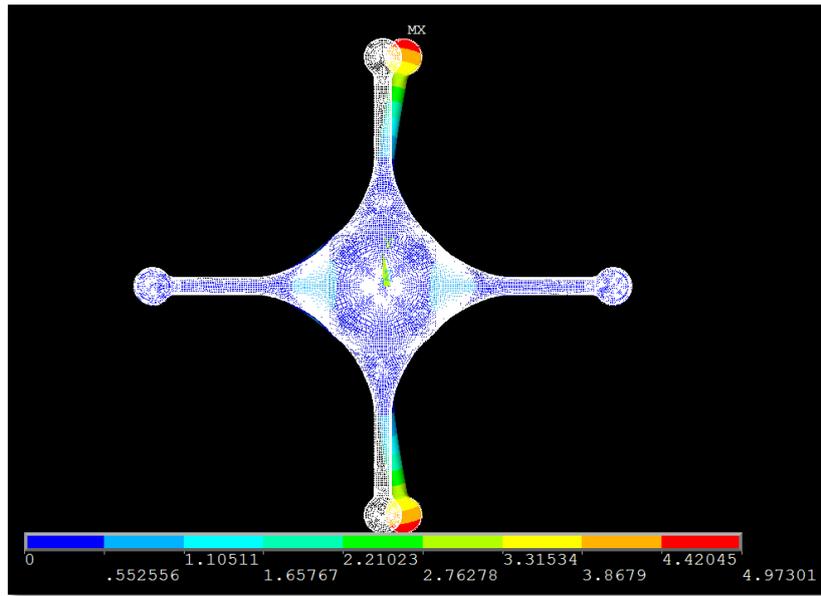


Figura 61: Sexto modo de vibração - Deslocamento em X e em Y (mm)

Observando a Figura 61 conclui-se que o sexto modo de vibração é idêntico ao quinto. Este facto deve-se ao carácter simétrico da estrutura. A única diferença existente entre os dois modos de vibração diz respeito ao par de braços estudado e ao facto do esforço de flexão ser aplicado segundo X em vez de Y. Assim, tiram-se as mesmas conclusões que para o quinto modo de vibração.

Sétimo Modo de Vibração

O sétimo modo de vibração ocorre para uma frequência natural de 18.670Hz. A forma do modo de vibração pode ser observada na Figura 62.

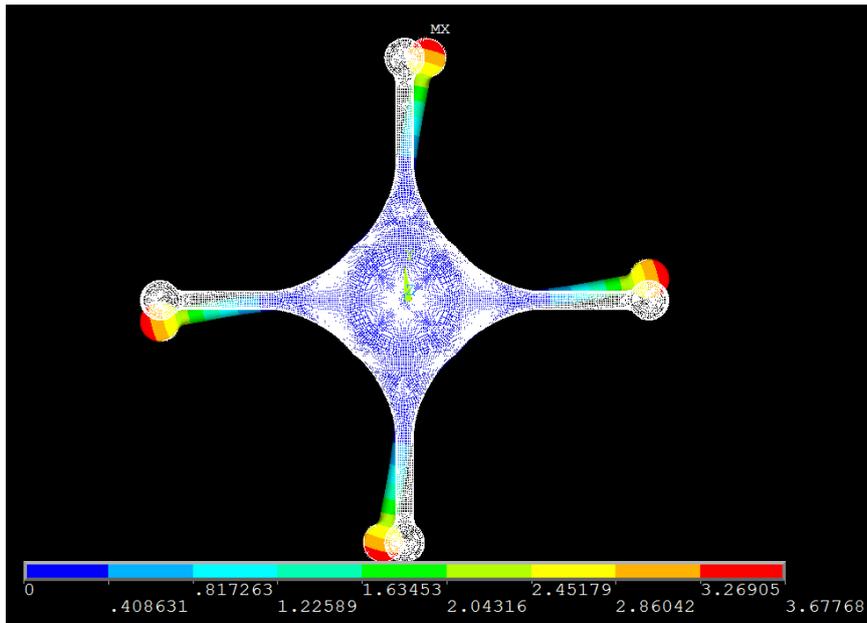


Figura 62: Sétimo modo de vibração - Deslocamento em X e em Y (mm_N)

Observando a Figura 62 conclui-se que o sétimo modo de vibração é similar ao terceiro, com a diferença de que dois braços adjacentes apresentam esforços de flexão em sentidos radiais opostos. Este modo de vibração diz respeito a um deslocamento em X e Y dos quatro braços do quadcopter, mais precisamente, um esforço de flexão com deslocamento radial. Adicionalmente, o esforço de flexão observado é exercido em sentidos opostos num par de braços alinhados. Observa-se igualmente que o deslocamento máximo ocorre na extremidade dos braços do quadcopter e é aproximadamente igual a 3.7mm_N.

Oitavo Modo de Vibração

O oitavo modo de vibração ocorre para uma frequência natural de 19.581Hz. A forma do modo de vibração pode ser observada na Figura 63.

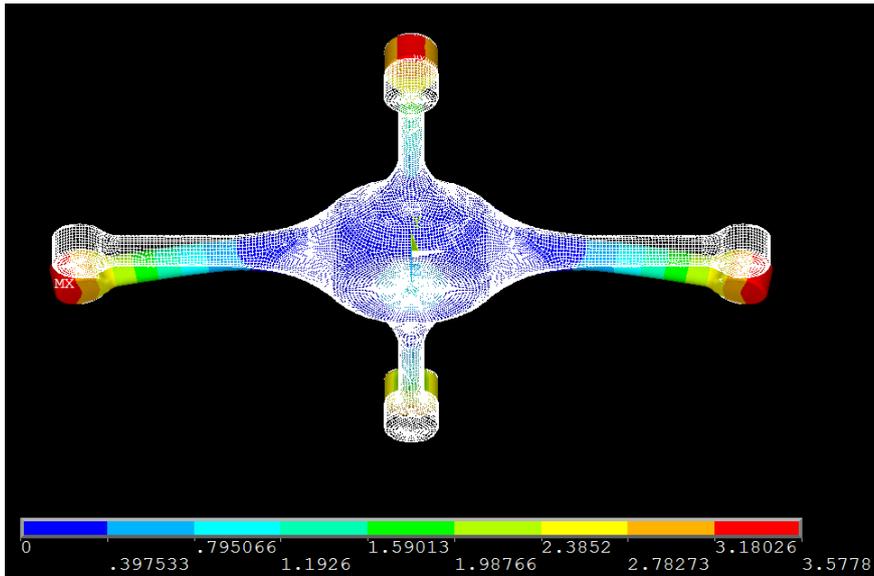


Figura 63: Oitavo modo de vibração - Deslocamento em Z (mm_N)

Observando a Figura 63 conclui-se que o oitavo modo de vibração diz respeito ao deslocamento em Z dos dois pares de braços alinhados, mais precisamente a um esforço de flexão. Adicionalmente, dois braços alinhados apresentam o mesmo deslocamento em Z, e no mesmo sentido, mas, o sentido do deslocamento é diferente em função do par de braços alinhados estudado. Observa-se igualmente que o deslocamento máximo em Z ocorre na extremidade dos braços do quadcopter e é aproximadamente igual a 3.6mm_N.

Os modos de vibração nove a quinze não foram estudados pelo facto de apresentarem formas complexas e improváveis ou deslocamentos quase nulos.

A Figura 64 apresenta um gráfico com os valores do deslocamento máximo observado nos diferentes modos de vibração, sendo que no caso de existirem modos de vibração iguais devido a efeitos de simetria apenas se representou um destes modos de vibração.

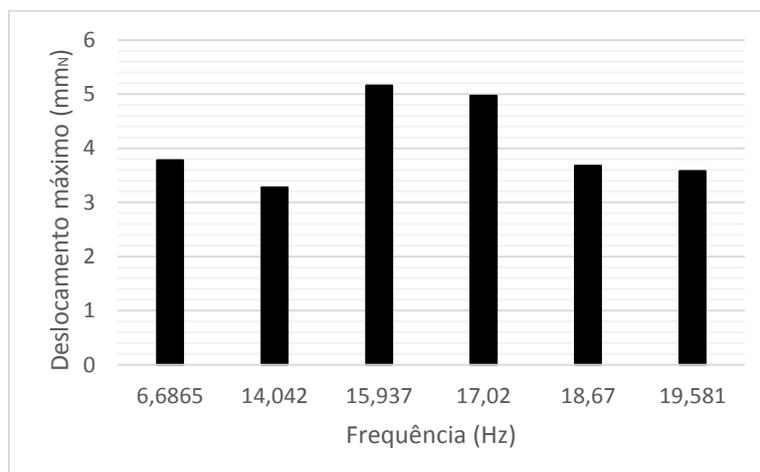


Figura 64: Resumo dos dados acima apresentados

Observando os resultados da Figura 64 conclui-se que os modos de vibração onde se observou maior deslocamento normalizado foram obtidos em frequências naturais de 15.937Hz e 17.020Hz. Desta forma, a estrutura estudada não deverá ser excitada nas frequências acima apresentadas no gráfico e, se os motores apresentarem frequências de vibração superiores às apresentadas, estas deverão ser alcançadas ao transitar o mais rapidamente possível pelas frequências de perigo acima apresentadas.

6.3. Análise dinâmica

Os modos de vibração da estrutura foram identificados na secção anterior, devendo-se de seguida proceder à análise dinâmica dos motores, de forma a concluir quais as frequências induzidas pelos motores a diferentes potências consumidas. Assim, fixou-se um acelerómetro à base do sistema de propulsão coaxial otimizado de forma a realizar diversos ensaios experimentais, como podemos observar na Figura 65, e concluir quanto às frequências das forças dinâmicas do sistema de propulsão coaxial.



Figura 65: Acelerómetro acoplado ao sistema de propulsão coaxial otimizado

Um sistema de propulsão apresenta diferentes frequências excitadas em função da potência consumida pelo mesmo. Estudaram-se potências entre os 100W e os 900W com um intervalo de 50W, prevendo-se desta forma as frequências das forças dinâmicas impostas pelos motores a diferentes potências consumidas. Os resultados referentes a estes ensaios experimentais encontram-se apresentados na Tabela 6. Adicionalmente, o limite superior das frequências registadas foi de 1000Hz.

100W		150W		200W	
Frequência (Hz)	Aceleração (m/s ²)	Frequência (Hz)	Aceleração (m/s ²)	Frequência (Hz)	Aceleração (m/s ²)
100	0,93	71	0,74	78	0,79
363	0,82	100	0,86	100	1,44
726	0,96	401	4,52	156	2,11
786	5,70	716	0,85	435	1,93

848	13,60	810	1,97	870	11,30
-	-	877	3,99	943	2,14
-	-	935	6,32	1000	0,82
250W		300W		350W	
Frequência (Hz)	Aceleração (m/s²)	Frequência (Hz)	Aceleração (m/s²)	Frequência (Hz)	Aceleração (m/s²)
23	0,08	23	0,20	24	0,19
82	1,01	87	1,12	90	1,03
100	1,62	100	1,29	100	1,29
154	2,50	162	7,34	168	0,92
307	1,26	175	5,96	180	2,36
460	1,23	350	1,24	360	0,53
916	7,42	486	1,57	890	0,80
995	7,51	890	2,10	927	1,11
-	-	971	4,15	-	-
400W		450W		500W	
Frequência (Hz)	Aceleração (m/s²)	Frequência (Hz)	Aceleração (m/s²)	Frequência (Hz)	Aceleração (m/s²)
22	0,25	23	1,22	24	1,51
94	2,18	95	4,40	99	5,91
173	2,55	180	49,79	186	66,98
187	4,38	190	10,85	199	11,27
363	0,90	359	4,27	373	9,47
655	0,67	370	6,33	385	3,55
842	0,48	897	1,93	-	-
935	1,35	966	3,00	-	-
966	0,60	987	3,12	-	-
550W		600W		650W	
Frequência (Hz)	Aceleração (m/s²)	Frequência (Hz)	Aceleração (m/s²)	Frequência (Hz)	Aceleração (m/s²)
14	0,35	14	0,36	15	0,60
95	2,00	27	0,20	29	0,14
102	5,56	104	5,24	99	3,19
176	2,68	180	2,63	106	7,91
190	33,05	194	26,90	183	3,21
203	11,24	208	10,41	198	26,73
380	7,68	390	7,20	213	15,72
947	2,01	727	0,68	395	12,48
-	-	946	1,32	743	1,97
-	-	970	2,20	988	2,84
700W		750W		800W	
Frequência (Hz)	Aceleração (m/s²)	Frequência (Hz)	Aceleração (m/s²)	Frequência (Hz)	Aceleração (m/s²)
14	0,53	15	0,79	16	1,89
28	0,29	30	0,17	100	1,97
102	2,93	103	3,24	104	4,27
109	8,30	110	10,03	13	16,69

190	1,48	206	8,00	209	8,98
204	10,9	220	7,77	225	16,42
217	8,65	331	0,87	338	1,71
326	0,98	412	6,76	418	11,11
407	9,71	441	1,30	450	6,55
435	1,06	772	9,36	788	17,55
762	2,89	-	-	-	-
993	0,67	-	-	-	-
		850W		900W	
		Frequência (Hz)	Aceleração (m/s²)	Frequência (Hz)	Aceleração (m/s²)
		16	1,39	15	1,32
		100	1,98	100	2,26
		106	6,36	108	6,58
		114	15,50	116	19,59
		211	27,51	217	6,88
		227	38,52	232	13,72
		423	15,52	349	2,58
		454	10,13	434	14,43
		794	12,69	464	11,92
		-	-	813	5,58
		-	-	928	1,65

Tabela 6: Forças dinâmicas em função da potência consumida pelo sistema de propulsão coaxial

Observando a Tabela 6 conclui-se que a maioria dos patamares de potência estudados apresentam frequências superiores a 25Hz, garantindo desta forma que os modos de vibração da estrutura não ocorrem, sendo que as frequências registadas são superiores às frequências naturais da estrutura. No entanto, alguns patamares de potência estudados apresentaram forças dinâmicas com frequências próximas das frequências naturais da estrutura. Mais precisamente, observaram-se acelerações para frequências de aproximadamente 15Hz e 24Hz. É de notar que os valores de frequência registados são aproximadas, pelo que podem na realidade coincidir com as frequências naturais dos modos de vibração, mais precisamente, com as frequências naturais do terceiro ao oitavo modo de vibração. Assim, procedeu-se a uma análise mais detalhada dos resultados obtidos em torno destas frequências, como se pode observar na Figura 66.

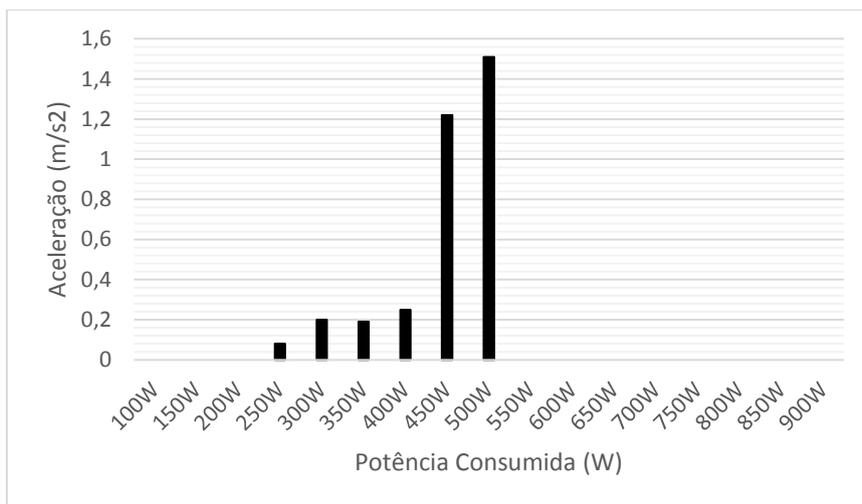


Figura 66: Aceleração obtida a aproximadamente 24Hz em diferentes patamares de potência

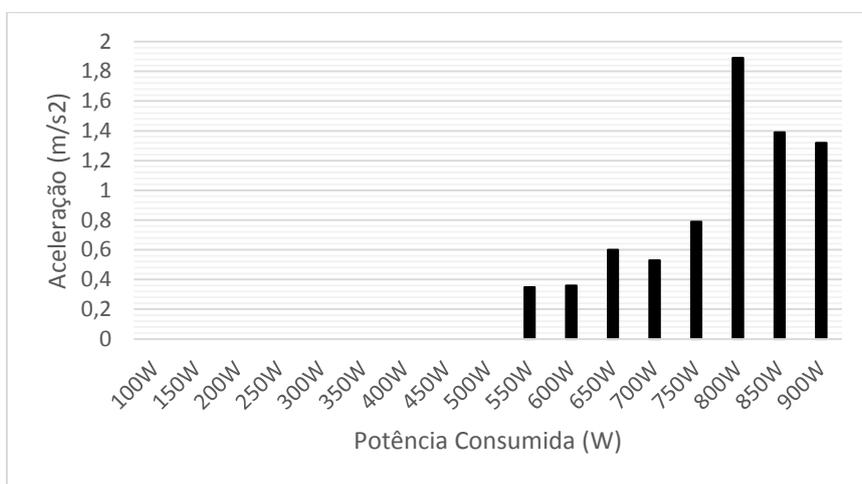


Figura 67: Aceleração obtida a aproximadamente 15Hz em diferentes patamares de potência

Observando as Figuras 66 e 67 é possível verificar que se observam vibrações com uma frequência de aproximadamente 24Hz para potências consumidas entre 250W e 500W. Adicionalmente, a 24Hz a aceleração apresentou-se diminuta (aproximadamente 0.2m/s^2) com a exceção das potências consumidas de 450W e 500W onde a aceleração registada foi de 1.2m/s^2 e 1.5m/s^2 , respetivamente. Seguidamente, observaram-se vibrações com uma frequência de aproximadamente 15Hz para potências consumidas entre 550W e 900W. A 15Hz a aceleração apresentou-se diminuta entre 550W e 750W, observando-se acelerações entre 0.3m/s^2 e 0.8m/s^2 , aproximadamente. Contrariamente, nas potências de 800W, 850W e 900W observaram-se acelerações de 1.9m/s^2 , 1.4m/s^2 e 1.3m/s^2 , respetivamente.

Tendo por base os resultados acima apresentados conclui-se que entre 250W e 900W os motores apresentam forças dinâmicas com frequências próximas das frequências naturais da estrutura. A maioria das acelerações apresentaram-se diminutas (inferiores a 1m/s^2), com a exceção das potências consumidas de 450W, 500W, 800W, 850W e 900W onde se observaram acelerações superiores a 1m/s^2 . Conclui-se que estes cinco patamares de potência apresentam um carácter perigoso, devendo ser evitados e transitados rapidamente.

7. Conclusões e trabalhos futuros

Diferentes áreas foram exploradas no processo de otimização de um sistema de propulsão coaxial num UAV de tipo quadcopter. Algumas destas áreas apresentaram referências bibliográficas limitados, enquanto outras foram totalmente detalhadas. Utilizou-se a teoria de Glauert, obtendo uma previsão teórica do comportamento de um sistema de propulsão coaxial. Esta teoria baseia-se numa análise unidimensional mas os erros obtidos apresentaram-se aceitáveis. Das previsões obtidas pela teoria de Glauert destaca-se que um sistema de propulsão coaxial, onde as duas hélices partilham o mesmo plano e são operadas de forma a fornecerem a mesma força de impulsão ou a mesma potência consumida, apresenta uma eficiência inferior em comparação ao caso em que as duas hélices operam de forma isolada, mais precisamente, a potência consumida para fornecer uma certa força de impulsão é, segundo Glauert, 41% superior no sistema de propulsão coaxial. Adicionalmente, um sistema de propulsão coaxial, onde a hélice inferior opera na *vena contracta* do escoamento criado pela hélice superior, e ambas apresentam a mesma força de impulsão, apresenta uma eficiência inferior em comparação ao caso em que as duas hélices operam de forma isolada, mais precisamente, a potência consumida para fornecer uma certa força de impulsão é 28% superior no sistema de propulsão coaxial. De forma similar, quando a hélice inferior opera na *vena contracta* do escoamento criado pela hélice superior, e ambas operam com a mesma potência, o sistema de propulsão coaxial apresenta uma eficiência inferior em comparação ao caso em que as duas hélices operam de forma isolada, mais precisamente, a potência para fornecer uma certa força de impulsão é 22% superior no sistema de propulsão coaxial. Desta forma, tendo por base as previsões obtidas através da teoria de Glauert, conclui-se que o sistema de propulsão coaxial otimizado apresenta uma hélice inferior que opera na *vena contracta* do escoamento criado pela hélice superior e, adicionalmente, os dois motores apresentam a mesma potência consumida.

Diversos ensaios experimentais foram realizados de forma a concluir quanto à influência de certos parâmetros no comportamento de um sistema de propulsão coaxial e, desta forma, concluir qual a configuração coaxial otimizada. Ao testar a distribuição de potência entre os motores concluiu-se que o valor otimizado foi de 50%. Seguidamente, testou-se a influência do sentido de rotação das hélices, tendo-se concluído que o sistema de propulsão coaxial apresentava a mesma eficiência no caso das duas hélices rodarem no mesmo sentido ou em sentidos opostos. No entanto, no caso das duas hélices rodarem em sentidos idênticos obteve-se uma temperatura inferior em 5°C por parte da hélice inferior, tendo-se escolhido esta configuração como sendo a otimizada. Adicionalmente, variou-se a distância entre as duas hélices (estudaram-se distâncias de 148mm, 163mm e 178mm), tendo-se concluído que este parâmetro não influencia a eficiência de um sistema de propulsão coaxial, no intervalo estudado. Seguidamente, procedeu-se aos testes relacionados com o diâmetro e o ângulo de ataque geométrico das hélices. Conclui-se que qualquer alteração no ângulo de ataque geométrico da hélice superior resulta na diminuição da eficiência do sistema de propulsão coaxial. Adicionalmente, diminuir o ângulo de ataque geométrico da hélice inferior resulta na diminuição da eficiência do sistema coaxial mas, aumentar o ângulo de ataque geométrico da hélice inferior resulta no aumento da eficiência do sistema de propulsão coaxial. Seguidamente, em relação ao diâmetro das hélices, variou-se o diâmetro das

duas hélices de forma idêntica, tendo-se concluído que um aumento do diâmetro resultava no aumento da eficiência do sistema de propulsão coaxial e, contrariamente, uma diminuição do diâmetro originava a diminuição da eficiência do sistema coaxial. Por último, variou-se o diâmetro da hélice superior e da hélice inferior, de forma separada. Concluiu-se que ao variar o diâmetro da hélice superior a eficiência do sistema coaxial permanecia aproximadamente inalterada. Ao aumentar o diâmetro da hélice inferior concluiu-se que a eficiência do sistema de propulsão aumenta e, contrariamente, ao diminuir o diâmetro da hélice inferior a eficiência apresentou-se inferior. Finalmente, das afirmações acima referidas obtiveram-se três configurações otimizadas:

Hélice Superior 14x4.7 e Hélice Inferior 14x4.7 (Sistema de propulsão 1)

Hélice Superior 12x4.7 e Hélice Inferior 14x4.7 (Sistema de propulsão 2)

Hélice Superior 12x4.7 e Hélice Inferior 12x6 (Sistema de propulsão 3)

Ao comparar-se estas configurações observou-se que as três apresentavam aproximadamente a mesma eficiência. No entanto, ao realizar um teste de temperatura às três configurações observou-se que o terceiro sistema de propulsão apresenta temperaturas ligeiramente inferiores em comparação aos restantes sistema de propulsão.

Desta forma, procedeu-se a uma análise do tempo de resposta dos três sistemas de propulsão, tendo-se concluído que o sistema de propulsão otimizado seria o terceiro por apresentar um tempo de resposta inferior em comparação aos restantes sistemas de propulsão. Concluiu-se que o sistema de propulsão coaxial apresenta uma eficiência ligeiramente inferior ao sistema de propulsão de base. Adicionalmente, o sistema de propulsão coaxial apresentou um tempo de resposta inferior ao sistema de propulsão de base.

Por último, comparou-se o tempo de voo do sistema de propulsão coaxial com o sistema de propulsão de base, tendo-se concluído que o tempo de voo do sistema coaxial é inferior ao tempo de voo do sistema de base. No entanto, ao introduzir uma bateria suplementar no quadcopter equipado com o sistema coaxial concluiu-se que o tempo de voo deste apresenta-se aproximadamente idêntico ao do sistema de propulsão de base.

Na segunda parte da dissertação procedeu-se à análise estrutural de um quadcopter equipado com quatro sistemas de propulsão coaxiais. Utilizando o *software* de elementos finitos Ansys concluiu-se da análise estática que a deformação máxima da estrutura é aproximadamente 0.08mm e a tensão máxima 6.3MPa. Desta forma, a fibra de carbono apresentou-se como um material adequado na construção do quadcopter mas, devido ao valor reduzido das deformações e das tensões concluiu-se que diversos materiais podem ser utilizados na construção do quadcopter. Adicionalmente, da análise modal realizada à estrutura concluiu-se que a estrutura apresenta oito modos de vibração importantes, tendo-se concluído que os restantes modos de vibração podem ser desprezados devido ao valor reduzido das deformações e às formas complexas apresentadas. Assim, as frequências naturais registadas foram de 6.69Hz, 14.04Hz, 15.94Hz, 17.02Hz, 18.67Hz e 19.58Hz, sendo que algumas destas frequências apresentam modos de vibração simétricos. Concluiu-se que as frequências de 15.94Hz e 17.02Hz apresentaram maior perigo devido à dimensão das deformações obtidas. Por último, da análise dinâmica realizada a um quadcopter equipado com o sistema de propulsão otimizado

concluiu-se que entre 250W e 900W os motores apresentam forças dinâmicas com frequências próximas das frequências naturais da estrutura. A maioria das acelerações são diminutas (inferiores a 1m/s^2), com a exceção das potências consumidas de 450W, 500W, 800W, 850W e 900W onde se observam acelerações superiores a 1m/s^2 . Estes cinco patamares de potência apresentam um carácter perigoso, devendo ser evitados e transitados rapidamente.

O trabalho desenvolvido na presente dissertação de mestrado concluiu quanto à influência de certos parâmetros no comportamento de um sistema de propulsão coaxial, permitindo desta forma otimizar este tipo de propulsão para um quadcopter. No entanto, existem outros parâmetros que não foram estudados nesta dissertação tal como a percentagem da força de impulsão relativa a cada um dos motores. Adicionalmente, estudou-se apenas uma classe de hélices (*Slow Flyer*), podendo-se pensar em estudar outras classes, em trabalhos futuros.

8. Bibliografia

- [1] UAVision, “UAV Applications”, Portugal, Torres Vedras, 2013, disponível em: <http://www.uavision.com/#!applications/c1tsl> [Consultado em 2013].
- [2] Cox T. H., Nagy C. J., Skoog M. A. Somers I. A., “Civil UAV Capability Assessment”, NASA Aeronautics Research Mission Directorate, California, Dezembro 2004.
- [3] Hanford S. D., Long L. N., Horn J. F., “A small Semi-Autonomous Rotary-Wing Unmanned Air Vehicle (UAV)”, The Pennsylvania State University, University Park, 2005.
- [4] Mahadevan P., “The Military Utility of Drones”, Center for Security Studies (CSS), ETH Zurich, Julho 2010.
- [5] Prior S. D., Bell J. C., “Empirical Measurements of Small Unmanned Aerial Vehicle Co-Axial Rotor Systems”, Inglaterra, Londres, Middlesex University, School of Engineering and Information Sciences, Autonomous Systems Laboratory, Novembro 2010.
- [6] sUAS News, “UAV: fixed wing or rotary?”, disponível em: <http://www.suasnews.com/2013/09/25214/uav-fixed-wing-or-rotary/> [Consultado em 2014].
- [7] sUAS News, “Fixed Wing UAVs”, disponível em: <http://www.suasnews.com/2013/02/21074/army-extends-support-for-uav-man-hunting-radar-from-northrop-grumman-through-2013/> [Consultado em 2014].
- [8] Leishman J. G., Ananthan S., “Aerodynamic Optimization of a Coaxial Proprotor”, EUA, Maryland, University of Maryland, Department of Aerospace Engineering, Maio 2006.
- [9] Boulet J., “The History of the Helicopter as Told by its Pioneers 1907-1956”, Editions France-Empire, Paris, 1984.
- [10] Liberatore E. K., “Helicopters Before Helicopters”, Krieger Publishing, Flórida, Malabar, 1998.
- [11] Chaney M. C., “The ABC Helicopter”, Journal of the American Helicopter Society, 1969.
- [12] Coleman C. P., “A Survey of Theoretical and Experimental Coaxial Rotor Aerodynamic Research”, NASA Technical Paper 3675, California, Moffett Field, Ames Research Center, Março 1997.
- [13] Leishman J. G., “Principles of Helicopter Aerodynamics”, EUA, Maryland, University of Maryland, 2000.
- [14] Latorre E. S., “Propulsion System optimization for an Unmanned lightweight quadrotor”, Espanha, Catalunya, Universitat Politècnica de Catalunya, The Aerospace Research & Technology Centre, Junho 2011.
- [15] Vetek, “Load Cell 108 BA 10kg - Datasheet”, disponível em: <http://www.vetek.com/Load-cell-10-kg-OIML-Single-point-Aluminium-/article#.Uw4feYVMYug> [Consultado em 2014].
- [16] Chargery Power, “Power Supply S1200 – Datasheet”, disponível em: <http://www.chargery.com/S1200.asp> [Consultado em 2014].
- [17] Axi Model Motors, “Axi 2826/12 – Datasheet”, disponível em: <http://www.modelmotors.cz/index.php?page=61&product=2826&serie=12&line=GOLD> [Consultado em 2014].

- [18] APC Propellers, “*APC Suggested Rpm Limits*”, disponível em: http://www.apcprop.com/v/html/rpm_limits.html [Consultado em 2013].
- [19] National Instruments, “Pulse Width Modulation”, disponível em: <http://digital.ni.com/public.nsf/allkb/294E67623752656686256DB800508989> [Consultado em 2014].
- [20] UAVision, “Quadcopter Spyro”, Portugal, Torres Vedras, 2013, disponível em: http://www.uavision.com/index.php?option=com_content&view=article&id=58&Itemid=182&lang=pt#!lux-spyro/c9kp [Consultado em 2014].
- [21] Ansys, “*Structural Analysis Software*”, disponível em: <http://www.ansys.com/Products/Simulation+Technology/Structural+Analysis> [Consultado em 2014].
- [22] MatWeb, “*Goodfellow Carbon/Vinyl Ester – Material Properties*”, disponível em: <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=7e07b429b89c45a0bfbec28305bc4d01> [Consultado em 2013].
- [23] University of Alberta, “*Ansys Modal Analysis*”, 2001, disponível em: <http://www.mece.ualberta.ca/tutorials/ansys/IT/Modal/Modal.html> [Consultado em 2014].
- [24] Montalvão J. M., Maia, N. M. M., “Apontamentos de Vibrações e Ruído”, Portugal, Lisboa, Instituto Superior Técnico, 1996.