

PÂMELA CRISTYNE DA SILVA MARTINS

**MEDIÇÕES EXPERIMENTAIS DA ESTEIRA DE
HÉLICES DE UAVs**



UNIVERSIDADE FEDERAL DE UBERLÂNDIA
FACULDADE DE ENGENHARIA MECÂNICA

2025

PÂMELA CRISTYNE DA SILVA MARTINS

MEDIÇÕES EXPERIMENTAIS DA
ESTEIRA DE HÉLICES DE UAVs

Trabalho de conclusão de curso de Engenharia
Aeronáutica da Universidade Federal de Uberlândia como
parte dos requisitos para obtenção do título de BACHAREL
EM ENGENHARIA AERONÁUTICA.

Orientador: Prof. Dr. Odenir de Almeida

UBERLÂNDIA – MG

2025

PÂMELA CRISTYNE DA SILVA MARTINS

MEDIÇÕES EXPERIMENTAIS DA ESTEIRA DE HÉLICES DE UAVs

Trabalho de Conclusão de Curso APROVADO pelo Curso
de Engenharia Aeronáutica da Faculdade de Engenharia
Mecânica da Universidade Federal de Uberlândia.

Composição da Banca Avaliadora:

Prof. Dr Odenir de Almeida

Prof Dr Higor Luis Silva

Prof. Dr Giuliano Gardolinski Venson

Uberlândia, 16 de Maio 2025.

AGRADECIMENTOS

Gostaria de agradecer a Universidade Federal de Uberlândia que forneceu uma formação de alto nível fomentada por um ambiente acadêmico de excelência. Além disso, deixo meu agradecimento a todos os professores que cruzaram meu caminho e deixaram marcas na minha formação profissional e pessoal. Em especial ao professor Odenir e ao Reinaldo que me ajudaram em todo o desenvolvimento deste trabalho.

Por fim, gostaria de agradecer a minha família que acreditou em mim todos os dias, me incentivou e me apoiou nessa jornada. Mãe, você é minha fonte de inspiração, obrigada.

MARTINS, P. C. S. *Medições Experimentais da esteira de hélices de UAVs*. 2025. 70 f. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação em Engenharia Aeronáutica) – Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia, 2025.

RESUMO

Os VANTs (veículos aéreos não tripulados) possuem grande importância no mundo atual: vigilância, entrega de pacotes, mapeamento e até missões de resgate. Dessa maneira, é preciso garantir a eficiência de suas hélices, de modo que as aeronaves sejam mais rápidas, estáveis e tenham maior autonomia. A eficiência das hélices está diretamente ligada ao comportamento do escoamento gerado por elas, que é responsável por formar os vórtices em sua esteira. Esses vórtices podem afetar não apenas o empuxo, mas também a estabilidade e a manobrabilidade do VANT. Portanto, estudar esses padrões de escoamento é essencial para otimizar o desempenho dessas aeronaves. Este trabalho visa à montagem de uma bancada experimental para analisar diferentes tipos de hélices utilizadas em VANTs. Os perfis de velocidade da esteira das hélices foram medidos com a utilização de um anemômetro de fio quente. O estudo empregou uma velocidade de rotação constante de 4500 rpm na fase preliminar e 4000 rpm no estudo final. No fim foi possível concluir que todas as 3 hélices testadas apresentam o mesmo comportamento: um pico de velocidade e logo em seguida vai perdendo essa velocidade devido o arrasto induzido gerado pelos vórtices de ponta de asa. Além disso foi possível notar como o passo da hélice influencia diretamente na aceleração do escoamento.

Palavras-chave: Anemômetro de Fio Quente, Eficiência Aerodinâmica, Experimental, Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs), Vórtice da Hélice

MARTINS, P. C. S. Experimental Measurements of UAV Propeller Wakes. 2025. 70 p. Undergraduate Thesis (Bachelor in Aeronautical Engineering) – Federal University of Uberlândia, Uberlândia, 2025.

ABSTRACT

Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) play a significant role in today's world: surveillance, package delivery, mapping, and even rescue missions. Therefore, it is necessary to ensure the efficiency of their propellers so that the UAVs can be faster, more stable, and have greater autonomy. The efficiency of propellers is directly linked to the behavior of the flow generated by them, which is responsible for forming vortices in their wake. These vortices can affect not only thrust but also the stability and maneuverability of the UAV. Hence, studying these flow patterns is essential to optimize the performance of these aircraft. This work aims to assemble an experimental test bench to analyze different types of propellers used in UAVs. The velocity profiles of the propeller wakes will be measured using a hot-wire anemometer. The study will employ a constant rotational speed of 4500 rpm in the preliminary phase and 4000 rpm in the final study. In the end, it was possible to conclude that all three tested propellers exhibit the same behavior: a peak in velocity followed by a gradual decrease due to induced drag generated by the wingtip vortices. Furthermore, it was observed how the propeller pitch directly influences the acceleration of the flow.

Keywords: Aerodynamic Efficiency, Experimental, Hot-Wire Anemometer, Propeller Wake Vortex, Unmanned Aerial Vehicles (UAVs).

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Vórtice formado na ponta da pá da hélice.....	9
Figura 2 – Plano típico da hélice e seus aerofólios transversais.....	10
Figura 3 – Efeito de Forças Normais e Laterais em uma aeronave.....	11
Figura 4 – Influência da quantidade de lâminas na eficiência, empuxo e potência.....	14
Figura 5 – Representação da Teoria do Disco Atuador.....	15
Figura 6 – Variação da pressão e da velocidade no disco atuador.....	16
Figura 7 – Representação da Teoria do Elemento de Pá.....	17
Figura 8 – Representação das forças, ângulos e velocidade na lâmina da hélice.....	18
Figura 9 – Representação de vórtices helicoidais em uma hélice.....	20
Figura 10 – Formação da esteira de hélice em simulação CFD.....	21
Figura 11 – Formação da esteira de hélice em simulação experimental.....	22
Figura 12 – Estrutura proposta no experimento por Makund e Kumar.....	22
Figura 13 – Representação do sensor do CTA.....	23
Figura 14 – Representação de todo o equipamento de medição que compõe o anemômetro.....	24
Figura 15 – Orientação da sonda do anemômetro de fio quente.....	25
Figura 16 – Estrutura proposta no experimento por Makund e Kumar.....	29
Figura 17 – Duto proposto por Yilmaz et al.....	30
Figura 18 – Perfil de velocidade encontrado na saída do duto.....	31
Figura 19 – Esteira visualizada a partir do fluxo de fio de fumaça.....	32
Figura 20 – Comparação do campo de velocidade e vorticidade da esteira das hélices do drone através dos métodos MRF e malhas deslizantes.....	32
Figura 21 – Base da bancada de fixação da hélice.....	33
Figura 22 – Copo que acopla o rotor da hélice.....	34

Figura 23 – Motor acoplado na peça feita por impressão 3D.....	34
Figura 24 – Suporte utilizado para a sonda do anemômetro.....	35
Figura 25 – H Hélices APC 9x6E e APC 10x5E.....	36
Figura 26 – Hélices APC 10x7E.....	36
Figura 27 – Esquematização dos componentes eletrônicos utilizados no experimento.....	37
Figura 28 – Anemômetro DANTEC® Dynamics StreamLine Pro.....	38
Figura 29 – Sonda de fio quente 1D (55P11).....	38
Figura 30 – Calibrador o DANTEC® Automatic Calibrator.....	38
Figura 31 – Setup experimental montado.....	39
Figura 32 – Montagem da sessão de visualização com fio de fumaça.....	39
Figura 33 – Sistema de coordenadas experimental.....	40
Figura 34 – Velocidades medidas no plano de saída da hélice APC 9x6E.....	42
Figura 35 – Velocidades medidas no plano de saída da hélice APC 10x5E.....	42
Figura 36 – Velocidades medidas no plano de saída da hélice APC 10x7E na altura H1.....	44
Figura 37 – Velocidades medidas no plano de saída da hélice APC 10x7E na altura H2.....	45
Figura 38 – Velocidades medidas no plano de saída da hélice APC 10x7E na altura H3.....	45
Figura 39 – Velocidades medidas no plano de saída da hélice APC 10x7E na altura H4.....	45
Figura 40 – Velocidades do ponto 4 nas alturas H1, H2, H3 e H4.....	47
Figura 41 – Perfis de velocidade H1, H2, H3 e H4.....	48
Figura 42 – Aceleração da fumaça.....	48
Figura 43 – Vórtices de ponta de pá.....	49

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Fator K_p para hélices típicas.....	12
Tabela 2.2 – Passo para hélices de passo fixo.....	12
Tabela 4.1 – Características das hélices utilizadas no experimento.....	35
Tabela 5.1 – Dados obtidos no teste preliminar.....	41
Tabela 5.2 – Dados obtidos no teste final.....	44

Sumário

CAPÍTULO 1 - INTRODUÇÃO	6
CAPÍTULO 2 - FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA.....	9
2.1 Efeitos de Hélices.....	10
2.2 Seleções de Hélices.....	11
2.3 Teoria do Momento de Rankine-Froude.....	14
2.4 Teoria do Elemento de Pás.....	17
2.5 Teoria dos Vórtices	20
2.6 Esteiras de hélices	21
2.7 Anemômetro de fio quente – Hot Wire Anemometry.....	23
2.7.1 Introdução.....	23
2.7.2 Configuração do sistema.....	24
2.7.3 Velocidade de calibração e ajuste da curva	26
2.7.4 Calibração direcional.....	26
2.7.5 Conversão dos dados	27
2.7.6 Aquisição e análise dos dados.....	28
CAPÍTULO 3 - REVISÃO BIBLIOGRÁFICA.....	29
CAPÍTULO 4 - METODOLOGIA	33
CAPÍTULO 5 - RESULTADOS.....	40
5.1 Testes preliminares	41
5.2 Teste final	43
CAPÍTULO 6 - CONCLUSÃO E TRABALHOS FUTUROS	49
REFERÊNCIAS	51
ANEXO I.....	54

ANEXO II	56
ANEXO III	58
APÊNDICE I	61

CAPÍTULO 1 - INTRODUÇÃO

O Veículo Aéreo Não Tripulado (VANT), também conhecido como drone, é uma aeronave capaz de ser controlada nos três eixos e que não requer a presença de pilotos a bordo para sua operação (DECEA, 2010). Essas aeronaves podem ser operadas à distância usando sistemas eletrônicos e computacionais, com a supervisão de um operador, sendo então classificadas como aeronaves remotamente pilotadas (ARP). Além disso, há modelos que conseguem funcionar de maneira autônoma, sem a necessidade de intervenção humana, utilizando Controladores Lógicos Programáveis (CLP). No Brasil, conforme a legislação aplicável, especificamente a Circular de Informações Aéreas AIC N 21/10, qualquer aeronave projetada para voar sem pilotos a bordo é classificada como ARP. O ARP ou ARPs pode ser utilizado para fins comerciais, pesquisa científica ou experimentos. Para que um drone seja considerado um ARP, é necessário que ele tenha uma carga útil embarcada, como uma câmera ou uma embalagem de produto, desde que isso não afete seu funcionamento.

Historicamente, o primeiro uso de VANT foi em julho de 1849 através de balões por forças austríacas contra a cidade de Veneza. No entanto, foi na Segunda Guerra Mundial que variações de VANTs foram criadas e eles começaram a ser largamente utilizados para fins de espionagem.

No entanto, o modelo de drone que é conhecido nos dias atuais foi desenvolvido pelo engenheiro espacial israelita Abraham (Abe) Karem, em 1977. Elas também foram desenvolvidas para fins militares que ofereciam algum risco a vida humana, como resgate a incêndios, monitoramento de terras inimigas e até mesmo ataques. Já no Brasil, a trajetória dos drones começou em 1983 com o BQM1BR, o primeiro VANT a ser registrado no país, que foi desenvolvido pela CBT (Companhia Brasileira de Tratores).

Com o passar do tempo os drones foram deixando de ser utilizado só para fins militares e começaram a ter demanda na área civil. Eles são amplamente utilizados em operações de proteção de plantas, sensoriamento remoto, setores médico e de saúde, reconhecimento militar, logística expressa, resgate de emergência, gestão ambiental, operações de mineração, desenvolvimento de infraestrutura e outros campos (Zhu et al., 2021).

É possível afirmar que novos conceitos de VANTs ainda podem abrir novos mercados e oportunidades para operações diversas ainda não identificadas. Como apresentado por Lopes, Mozer e Carli (2018), a utilização do VANT tem se mostrado uma inovação tecnológica de suma importância para a coleta de dados em diversas pesquisas, em especial a coleta de imagens com resolução espacial submétrica. Segundo Graça, Mitishita e Gonçalves (2017), a utilização de drones oferece grandes vantagens, uma vez que o mesmo consegue proporcionar uma redução considerável no custo e tempo de obtenção de dados. Além disso tudo, Silva et al. (2016) citam a possibilidade do operador, uma vez que já foi pré-estabelecida a rota no sistema do VANT, acionar o piloto automático, de forma que o VANT possa realizar todo o percurso sem a necessidade da intervenção do piloto. Dessa maneira, fica claro que o uso de drones trás várias vantagens em diversos tipos de operações, o que explica a sua crescente utilização.

Os drones têm um design aerodinâmico e leve, e se assemelham a helicópteros, mas com a vantagem de serem menores e mais ágeis, o que possibilita voos em áreas mais estreitas e facilita suas manobras. É mais comum usar hélices montadas nas extremidades das asas dos drones, pois isso aumenta a eficiência da aeronave. Esse posicionamento estratégico das hélices ajuda a reduzir o arrasto induzido pelas asas, atenuando o vórtice nas extremidades das asas causado pelo redemoinho da hélice (Sinnige e Arnhem, 2018).

Diferentes tipos de design de hélices e sua posição em relação à estrutura do drone influenciam diretamente sua eficiência e estabilidade. Isso vai depender do ambiente de operação e dos objetivos específicos, como a carga útil, por exemplo. Por isso, é necessário realizar pesquisas para analisar a eficácia de cada design. Ao longo do tempo, foram desenvolvidos métodos para estudar o desempenho das hélices. As primeiras contribuições para a teoria das hélices datam de 1865, com os estudos de *Rankine-Froude*, conhecidos como a teoria do disco atuador ou teoria do momento. Em 1892, *Drzewiecki* apresentou uma teoria em que os elementos das lâminas eram analisados separadamente, tratando-os como superfícies de apoio que se movem helicoidalmente, sem levar em consideração a velocidade induzida pela hélice, resultando na teoria dos elementos de lâmina (*Blade Element Theory*). Nas últimas décadas, houve várias melhorias nos métodos clássicos, com contribuições de Betz (1919), Goldstein (1929) e Theodorsen (1948). Além disso, a modelagem computacional tem se tornado essencial para simular diferentes condições de voo, permitindo que engenheiros testem o desempenho das hélices em cenários variados, como mudanças na altitude, temperatura e umidade do ar. Ferramentas como o QPROP e o QMIL oferecem uma análise mais detalhada do fluxo de ar ao

redor das lâminas, levando em conta não só os princípios básicos da aerodinâmica, mas também aspectos mais complexos, como o comportamento não linear das lâminas em altas rotações.

No entanto, determinar com precisão o campo de velocidades ainda representa um desafio significativo. Experimentalmente, a eficiência das hélices é feita a partir da utilização de Tubos de Pitot ou anemômetros de fio quente, a fim de mapear o vórtice gerado. No entanto, esse tipo de análise é complexo devido à influência de várias variáveis, como o formato da hélice, a precisão dos equipamentos e as condições específicas do teste, como rotação, temperatura e pressão do ambiente. Além disso, o número de Reynolds, que descreve o regime de escoamento (laminar ou turbulento) ao redor das lâminas, é um parâmetro crítico para entender o comportamento da hélice em diferentes condições operacionais. O escoamento turbulento que chega ao plano de rotação das hélices pode modificar drasticamente o desempenho das mesmas, alterando a distribuição de pressões e gerando vórtices indesejados que afetam a eficiência do sistema experimental. Por isso, a complexidade do problema exige que as medições experimentais sejam cuidadosamente controladas para garantir resultados precisos. Como uma maneira de complementar e validar os dados obtidos experimentalmente, as ferramentas computacionais se mostraram de grande eficiência e começaram a ser amplamente utilizadas.

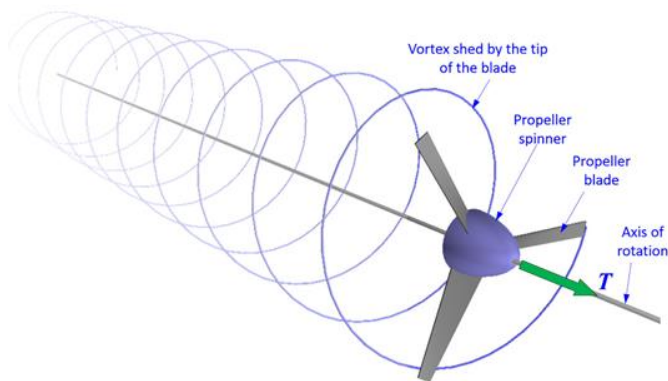
Sabendo disso, esse estudo tem como objetivo analisar os vórtices gerados por diferentes tipos de hélices de VANTs, com o intuito de entender a dinâmica do escoamento nos vórtices e como isso afeta os aspectos aerodinâmicos que influenciam o desempenho das hélices, incluindo suas vibrações e níveis de ruído. O mapeamento dos vórtices foi realizado por meio de anemometria de fio quente (1D e 2D), permitindo a medição do campo de velocidades e dos perfis. Utilizar uma hélice com alta eficiência pode resultar em menores custos energéticos, maior capacidade de carga útil, redução do ruído e aprimoramento do desempenho geral do drone. Assim, este estudo é fundamental para o setor em crescimento das aeronaves não tripuladas, movidas por hélices, visto que os resultados obtidos podem auxiliar no desenvolvimento de designs mais eficientes de hélices.

CAPÍTULO 2 - FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

A hélice desempenha um papel essencial na propulsão de aeronaves e VANTs, transformando a energia mecânica do motor em força para impulsioná-los para frente. Elas utilizam o movimento rotacional das pás para acelerar o fluxo de ar e criar uma diferença de pressão que os impulsiona para frente. As hélices são limitadas a velocidades subsônicas, já que em altas velocidades há a possibilidade de formação de ondas de choque nas suas pontas, gerando perda de eficiência e altos ruídos. Apesar disso, elas representam uma alternativa eficiente e de baixo custo operacional quando comparadas com motores a jato, por exemplo. A escolha da hélice adequada envolve uma série de fatores, como diâmetro, passo, número de pás e material de construção. Tudo isso influencia diretamente na velocidade, consumo de combustível, estabilidade no voo, dentre outras coisas.

A diferença de pressão entre a parte frontal e a traseira da lâmina da hélice gera um vórtice, que é liberado na ponta da pá e transportado pelo fluxo de ar que passa por ela. Pode-se ver na Figura 1 a forma helicoidal que se forma a partir do vórtice.

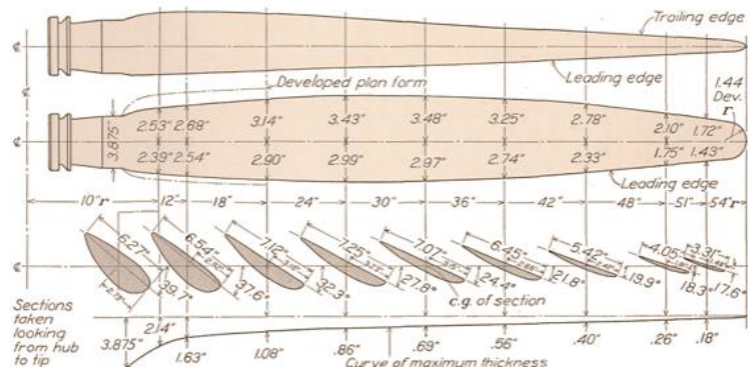
Figura 1 – Vórtice formado na ponta da pá da hélice.



Fonte: Snorri Gudmundsson (2022).

Já na Figura 2 pode-se ver o plano típico da hélice e seus aerofólios transversais. O formato do plano, considerando a torção e a curvatura do aerofólio, influencia diretamente a produção de empuxo, a resistência ao avanço, as frequências naturais e o nível de ruído.

Figura 2 – Plano típico da hélice e seus aerofólios transversais.



Fonte: Fred E. Weick (1928).

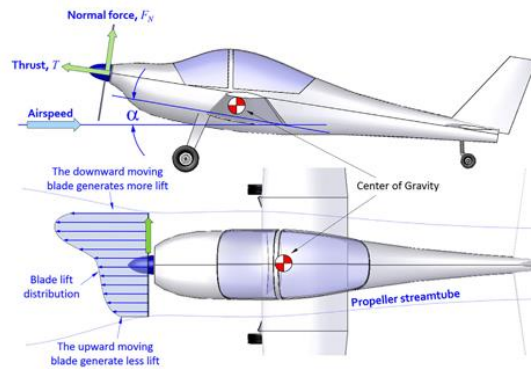
Diante disso, este capítulo dedica-se à compreensão da teoria das hélices e de sua esteira, bem como ao funcionamento do anemômetro de fio quente.

2.1 Efeitos de Hélices

Efeitos colaterais importantes são causados pela presença de uma hélice imersa em um campo de escoamento. Eles precisam ser levados em consideração sempre que for feito o desenvolvimento do projeto de uma aeronave ou VANTs que as utilizam. O Efeito de Momento Angular e Giroscópios acontece quando o momento angular gerado pela rotação da hélice afeta a estabilidade e controle da aeronave, podendo induzir momentos de inclinação e guinadas. O Efeito de Forças Normais e Laterais acontece quando o fluxo de ar não é perpendicular ao plano da hélice, gerando uma distribuição assimétrica de sustentação (Figura 3). O Efeito do Cubo e das Pontas da Hélice acontece porque a aerodinâmica da raiz e das pontas das pás influenciam na distribuição de sustentação ao longo da hélice, precisando que correções analíticas sejam feitas. O Efeito de Velocidade Elevada na Ponta da Hélice diz respeito às ondas de choque que podem ser formadas em altas velocidades, de forma que há perda de eficiência e aumento do ruído; estudos mostram que a rotação ideal para a hélice é mantê-la dentro da faixa de Mach 0.6 – 0.8, dependendo do material que é feita. O Efeito de Ruído é gerado dependendo da velocidade da ponta da pá, formato da pá e efeitos da interferência, como fuselagem. Além de todos esses citados, há vários outros efeitos significativos que precisam ser levados em consideração, como

o Efeito de Fluxo da Hélice (Slipstream), Efeito de Guinada Assimétrica em Aeronaves Monomotoras, Efeito de Guinada Assimétrica em Aeronaves Multimotoras, Efeitos de Bloqueio, Efeitos do Despertar Inclinado (Skewed Wake).

Figura 3 – Efeito de Forças Normais e Laterais em uma aeronave.



Fonte: Snorri Gudmundsson (2022).

2.2 Seleções de Hélices

A seleção de uma hélice correta é importante para otimização do consumo de combustível e maximização do empuxo, de forma que garanta eficiência para a operação que foi designada. Pensando nisso, alguns fatores precisam ser analisados para chegar à decisão de qual hélice usar: diâmetro, passo, eficiência, razão de avanço, fator de atividade, coeficientes de empuxo, torque e potência requerida, configuração e especificações do motor da hélice. O Diâmetro da hélice influencia diretamente no cálculo do empuxo, ruído e no risco de impacto com o solo; ele pode ser calculado a partir da Equação 1, onde P_{BHP} é a potência que o motor entrega ao eixo da hélice e o valor de K_P é o coeficiente utilizado para o calculo independente do material da hélice e pode ser encontrado na Tabela 1.

$$D_P = K_P \sqrt[4]{P_{BHP}} \quad (2.1)$$

Tabela 1 – Fator K_p para hélices típicas.

Type of propeller	K_p for P in BHP and D_p in inches	K_p for P in kW and D_p in m
2-bladed	20.4	0.56
3-bladed	19.2	0.52
4- or more blades	18.0	0.49

Fonte: Snorri Gudmundsson (2022).

O Passo Geométrico é a distância que a hélice avança em um ciclo completo de rotação, assumindo que não há deslizamento de ar. Considerando uma hélice operando a uma determinada velocidade de cruzeiro V_{ktas} e a uma rotação RPM , o passo pode ser calculado a partir da Equação 2.2 ou pode ser obtido a partir da Tabela 2. Um baixo valor de P_G representa que a hélice é otimizada para subida e um alto valor de P_G representa que ela é otimizada em cruzeiro. Usualmente ele costuma ficar no meio desses dois extremos, equilibrando o desempenho entre todas as fases de voo.

$$P_G \approx 1251 \frac{V_{ktas}}{RPM} \quad (2.2)$$

Tabela 2 – Passo para hélices de passo fixo.

		INTENDED CRUISING AIRSPEED in KTAS															
		50	60	70	80	90	100	110	120	130	140	150	160	170	180	190	
RPM	2000	31	38	44	50	56	63	69	75	81	88	94	100	106	113	119	
	2100	30	36	42	48	54	60	66	72	77	83	89	95	101	107	113	
	2200	28	34	40	46	51	57	63	68	74	80	85	91	97	102	108	
	2300	27	33	38	44	49	54	60	65	71	76	82	87	92	98	103	
	2400	26	31	36	42	47	52	57	63	68	73	78	83	89	94	99	
	2500	25	30	35	40	45	50	55	60	65	70	75	80	85	90	95	
	2600	24	29	34	39	43	48	53	58	63	67	72	77	82	87	91	
	2700	23	28	32	37	42	46	51	56	60	65	70	74	79	83	88	
	2800	22	27	31	36	40	45	49	54	58	63	67	72	76	80	85	
	2900	22	26	30	35	39	43	47	52	56	60	65	69	73	78	82	
	3000	21	25	29	33	38	42	46	50	54	58	63	67	71	75	79	
	3100	20	24	28	32	36	40	44	48	52	57	61	65	69	73	77	
	3200	20	23	27	31	35	39	43	47	51	55	59	63	66	70	74	
	3300	19	23	27	30	34	38	42	46	49	53	57	61	64	68	72	
	3400	18	22	26	29	33	37	40	44	48	52	55	59	63	66	70	
	3500	18	21	25	29	32	36	39	43	46	50	54	57	61	64	68	

Fonte: Snorri Gudmundsson (2022).

A Eficiência da hélice é definida pela relação entre a potência convertida em empuxo útil e a potência fornecida pelo motor. Sabendo a potência do motor e a razão da eficiência aerodinâmica (L/D) desejada para alcançar determinada velocidade de cruzeiro, a eficiência necessária da hélice pode ser calculada aproximadamente pela Equação 2.3. No entanto, quando se fala de potência é preciso levar em consideração as perdas necessárias para mover o ar através da hélice; a Eficiência Ideal (Eficiência de Froude) leva em consideração essas perdas e mostra a eficácia da conversão de energia do sistema de propulsão, podendo ser calculada através da Equação 2.4. No entanto, ao comparar essas duas equações há uma disparidade entre os valores, isso acontece devido à natureza inviscídica de η_i . Ou seja, hélices reais estão sujeitas a efeitos viscosos e essa Eficiência do Perfil Viscoso (η_v) também precisa ser levada em consideração. Então, para obter a Eficiência Real da Hélice, a Equação 2.5 pode ser utilizada. Valores realistas de eficiência da hélice variam entre $0 < \eta_P < 0.8$ para hélices de passo fixo e $0 < \eta_P < 0.88$ para hélices de velocidade constante.

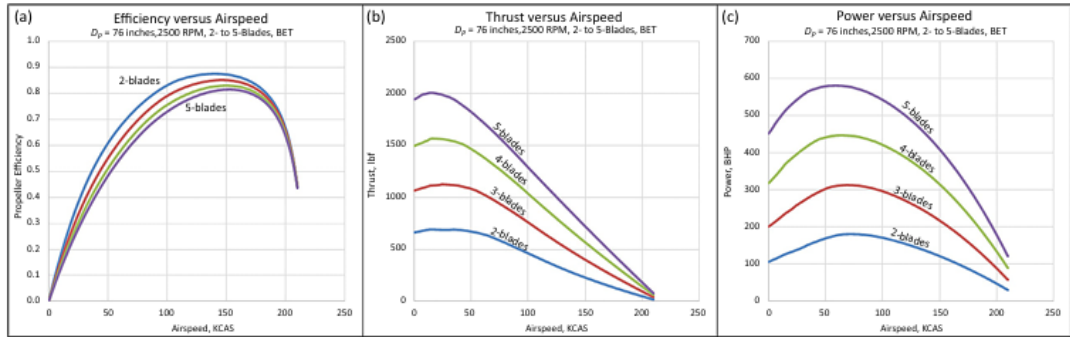
$$\eta_P = \frac{w \cdot V_\infty}{(L/D) \cdot P} = \frac{T \cdot V_\infty}{P_{ENG}} \quad (2.3)$$

$$\eta_i = \frac{\text{Potência útil}}{\text{Potência útil} + \text{Potência dissipada}} \quad (2.4)$$

$$\eta_{Preal} = \eta_i \cdot \eta_v \quad (2.5)$$

O número de pás que uma hélice possui influencia diretamente na eficiência, no empuxo e na potência. A Figura 4 mostra que aumentar o número de lâminas reduz a eficiência em até 2% para cada lâmina adicional devido ao arrasto induzido. No entanto o empuxo gerado aumenta em até 3x quando se comparado o uso de 5 lâminas e 3 lâminas. O único ajuste que precisa ficar atento ao aumentar o número de lâminas é que o torque precisa ser reduzido se quiser que o mesmo RPM seja mantido, uma das maneiras de fazer isso é diminuindo o diâmetro da hélice.

Figura 4 – Influência da quantidade de lâminas na eficiência, empuxo e potência.



Fonte: Snorri Gudmundsson (2022).

Já o Empuxo (T), o Torque (Q) e a Potência Requerida (P) da hélice são descritos através das Equações 2.6, 2.7 e 2.8 respectivamente.

$$C_T = \frac{3600 \cdot T}{\rho \cdot RPM^2 \cdot D_p^4} \quad (2.6)$$

$$C_Q = \frac{3600 \cdot Q}{\rho \cdot RPM^2 \cdot D_p^5} = \frac{C_P}{2\pi} \quad (2.7)$$

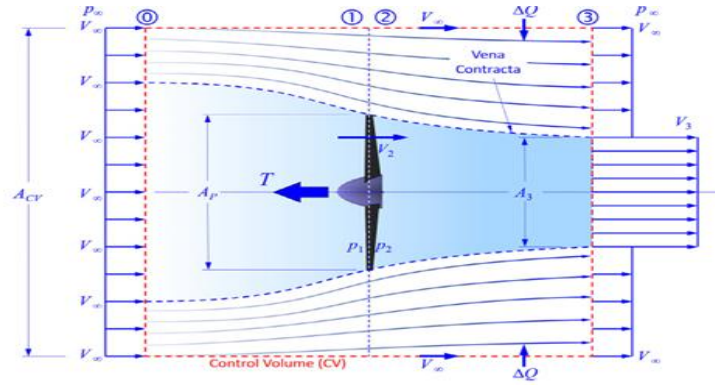
$$C_P = \frac{118800000 \cdot P_{BHP}}{\rho \cdot RPM^3 \cdot D_p^5} \quad (2.8)$$

2.3 Teoria do Momento de Rankine-Froude

A Teoria do Momento de *Rankine-Froude*, também conhecida como Teoria do Disco Atuador (TDA), é um modelo simplificado usado para analisar o desempenho de hélices e turbinas baseado na conservação de massa, energia e quantidade de movimento. Essa teoria fornece meios para estimar a velocidade do ar dentro do tubo de corrente da hélice, chamada de velocidade induzida pela hélice.

Pensando em uma hélice (disco atuador) que gera empuxo, o fluxo de ar entra na região do disco com uma velocidade V_∞ , atravessa o disco sofrendo um aumento de pressão instantâneo e sai com uma velocidade $V_3 > V_\infty$, gerando empuxo T . Na Figura 2.5 é possível ver a representação esquemática.

Figura 5 – Representação da Teoria do Disco Atuador.



Fonte: Snorri Gudmundsson (2022).

Sabendo disso, a teoria proporciona cálculos importantes, como a velocidade do ar V_2 através do propulsor (Equação 3.1), velocidade do ar V_3 atrás do propulsor (Equação 3.2), o Empuxo T gerado (Equação 3.3), a potência necessária para voo P_{req} (Equação 3.4) e a velocidade induzida ω (Equação 3.5). Nessas equações o ρ é a densidade do ar, A_p é a área do disco propulsor e V_∞ é a velocidade do fluxo livre.

$$V_2 = V_\infty + \omega \quad (3.1)$$

$$V_3 = V_\infty + 2\omega \quad (3.2)$$

$$T = 2\rho A_p (V_\infty + \omega)\omega \quad (3.3)$$

$$P_{req} = T(V_\infty + \omega) = TV_\infty + \frac{T^{1.5}}{\sqrt{2\rho A_p}} \quad (3.4)$$

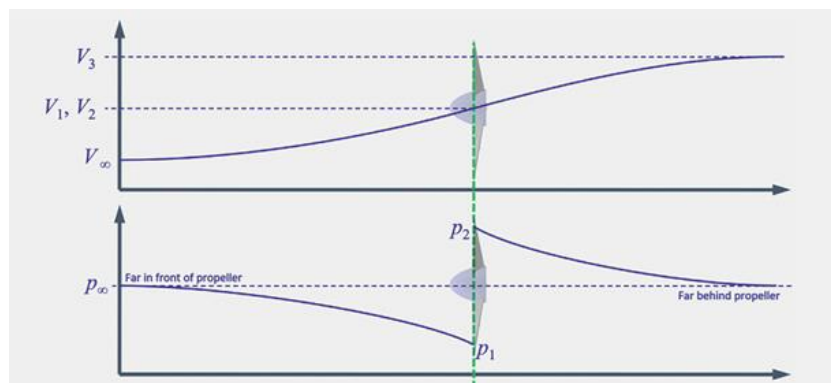
$$\omega = \frac{1}{2} (V_\infty + \sqrt{V_\infty^2 + \frac{2T}{\rho A_P}}) \quad (3.5)$$

Por fim, é possível realizar o cálculo da Eficiência Propulsiva do disco propulsor através da Equação 3.6. Conclui-se através dessa equação que quanto menor for a diferença entre V_3 e V_∞ maior a eficiência da hélice, visto que menos energia cinética será perdida na esteira de ar. As perdas energéticas ocorrem devido ao arrasto induzido e ao excesso de velocidade residual.

$$\eta_{prop} = \frac{2}{1 + V_3/V_\infty} \quad (3.6)$$

A Figura 2.6 mostra como a pressão e a velocidade varia antes e depois do disco propulsor. A hélice aumenta a energia do escoamento ao elevar a pressão de estagnação. Dessa forma, o fluxo de ar que passa através do disco experimenta um aumento de pressão instantâneo, acelerando o ar à medida que ele se move para a esteira posterior da hélice. E é esse acréscimo de energia cinética no escoamento que faz com que o empuxo T seja gerado.

Figura 6 – Variação da pressão e da velocidade no disco atuador.



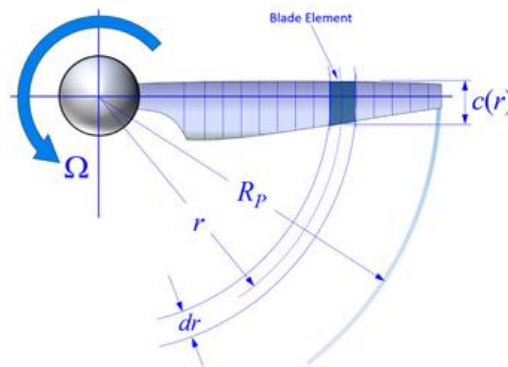
Fonte: Snorri Gudmundsson (2022).

Pode-se perceber que no plano da hélice a mudança de pressão ocorre de forma imediata e volta ao valor original logo após atravessar a hélice. No entanto, a velocidade continua a aumentar resultando em um fluxo bem mais acelerado na esteira se comparado com o fluxo que entrou na hélice. Então, na Teoria do Momento de *Rankine-Froude*, a hélice adiciona energia ao fluido sem interação mecânica direta com o meio, visto que se trata de um disco atuador idealizado e infinitamente fino, não levando em consideração a interação aerodinâmica de cada par com o ar.

2.4 Teoria do Elemento de Pás

A Teoria do Elemento de Pás é uma metodologia criada por *R. E. Froude* onde ele dividiu a pá em pequenas seções ao longo do raio (Figura 7). Cada seção é vista como um pequeno aerofólio, de forma que se comportam como asas independentes. Dessa maneira, a estimativa do empuxo total e da potência requerida se dá através da somatória das forças calculadas em cada elemento separadamente.

Figura 7 – Representação da Teoria do Elemento de Pá.



Fonte: Snorri Gudmundsson (2022).

Cada segmento de pá está sujeito às forças aerodinâmicas de sustentação (L), arrasto (D) e à força tangencial que está relacionada ao torque necessário para girar a hélice. O ângulo de ataque de cada elemento vai depender da rotação da hélice e da velocidade relativa do fluxo, visto que cada elemento vai enxergar uma velocidade (Equação 4.1). Já o passo da hélice vai afetar a distribuição das forças ao longo da pá.

$$V_{rel} = \sqrt{(V_{\infty} + w)^2 + (\Omega r)^2} \quad (4.1)$$

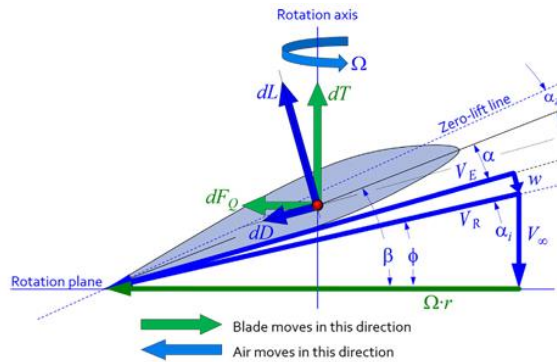
onde V_{∞} é a velocidade do fluxo livre, w é a velocidade induzida pelo propulsor e Ωr é a velocidade tangencial da pá.

A sustentação L atua perpendicularmente e o arrasto atua paralelamente ao fluxo, como pode-se ver na Figura 8. O fluxo relativo atinge a pá com um ângulo de ataque efetivo α , definido pela Equação 4.2, onde β é o ângulo geométrico da pá (definido pela torção do aerofólio) e ϕ é o ângulo de hélice V_{rel} e o plano da hélice e pode ser calculado pela Equação 4.3.

$$\alpha = \beta - \phi \quad (4.2)$$

$$\tan \phi = \frac{V_{\infty} + w}{\Omega r} \quad (4.3)$$

Figura 8 – Representação das forças, ângulos e velocidade na lâmina da hélice.



Fonte: Snorri Gudmundsson (2022).

Tendo conhecimento do ϕ , para obter o empuxo total T e o torque Q da hélice é preciso integrar as equações de sustentação (Equação 4.4), arrasto (Equação 4.5), empuxo (Equação 4.6) e torque (Equação 4.7) ao longo do raio da pá.

$$dL = \frac{1}{2} \rho V_{rel}^2 C_L c dr \quad (4.4)$$

$$dL = \frac{1}{2} \rho V_{rel}^2 C_D c dr \quad (4.5)$$

$$dT = dL \cos \phi - dD \sin \phi \quad (4.6)$$

$$dQ = (dL \sin \phi - dD \cos \phi) r \quad (4.7)$$

Integrando ao longo do raio, obtém-se o empuxo total T (Equação 4.8) e o torque total Q (Equação 4.9), onde B representa o número total de pás da hélice, R o raio total da hélice e T_{hub} o raio do cubo da hélice.

$$T = B \int_{T_{hub}}^R (dL \cos \phi - dD \sin \phi) dr \quad (4.8)$$

$$Q = B \int_{T_{hub}}^R (dL \sin \phi - dD \cos \phi) r dr \quad (4.9)$$

Por fim é possível calcular a potência requerida (Equação 4.10) e a eficiência propulsiva ideal da hélice (Equação 4.11).

$$P_{req} = \Omega Q \quad (4.10)$$

$$\eta_{prop} = \frac{TV_{\infty}}{P_{req}} \quad (4.11)$$

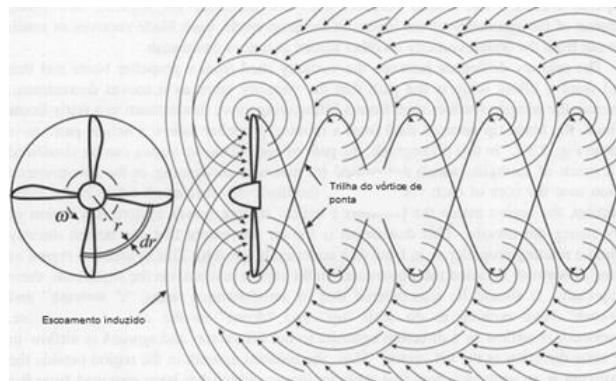
Algumas correções podem ser feitas para melhorar a precisão da Teoria do Elemento de Pás, entre elas considerar o fator de perda na ponta de pá através da equação de *Prandtl* (ajusta a distribuição de sustentação ao longo da pá, reduzindo superestimações de desempenho), correção da compressibilidade para altas velocidades e calcular a velocidade induzida ω através

da Teoria do Momento. Dessa maneira, as melhorias tornam essa teoria uma ferramenta confiável para projetos e otimizações de hélices.

2.5 Teoria dos Vórtices

A Teoria dos Vórtices é um modelo aerodinâmico que analisa o escoamento ao redor de uma hélice considerando a formação de vórtices induzidos pelas pás. De acordo com *Phillips*, considerando que a sustentação gerada pela asa é fruto do escoamento do ar sobre as diferentes faces do perfil aerodinâmico, a qual gera uma área de maior e menor pressão, ao aplicar em uma hélice, a sustentação alcança valor nulo na região da ponta, onde o diferencial de pressão não é mais suportado (Phillips, 2004). Como a hélice está girando, vai ocorrer um padrão helicoidal, como pode-se ver na Figura 9.

Figura 9 – Representação de vórtices helicoidais em uma hélice.



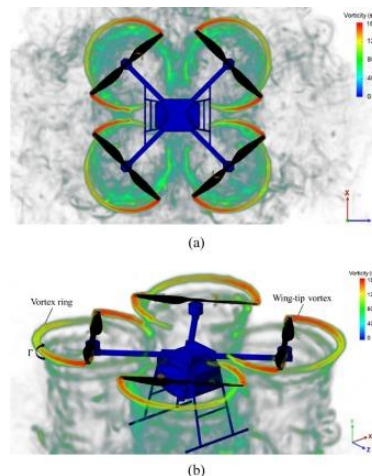
Fonte: Phillips (2004).

A presença de vórtices modifica o ângulo de ataque efetivo ao longo da pá, influenciando a sustentação gerada. Então, a perda de energia nos vórtices representa arrasto induzido, reduzindo a eficiência da hélice. A intensidade dos vórtices vai depender do número de pás e do espaçamento entre elas, visto que mais pás representa uma melhor distribuição da carga aerodinâmica, gerando vórtices mais fracos, e um menor espaçamento entre os vórtices vai reduzir a perda de eficiência.

2.6 Esteiras de hélices

Entende-se por esteira da hélice a região posterior à hélice, onde o escoamento é acelerado e influenciado pelos efeitos aerodinâmicos gerados pela rotação das pás. Ela é formada a partir do giro da hélice, que impulsiona o escoamento através da diferença de pressão entre a parte superior e inferior da pá. A esteira é composta pelos vórtices de ponta de asa (eles são a consequência do aumento do ângulo de ataque na extremidade da lâmina, resultando em uma força de arrasto induzido pela hélice), vórtices do bordo de fuga (surgem ao longo da pá devido à variação da sustentação ao longo do raio) e pela camada de cisalhamento (região onde o ar acelerado pela hélice encontra o escoamento ambiente). Na Figura 10 é possível observar a formação de uma esteira.

Figura 10 – Esteira das hélices em um UAV.

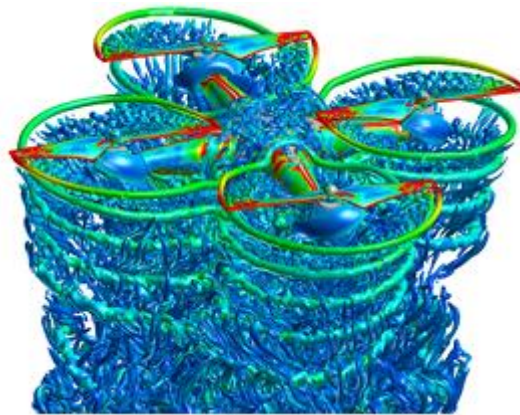


Fonte: C. Paz et al (2019).

A formação da esteira da hélice se dá em três fases: região próxima, intermediária e distante da hélice. Na região próxima (logo após a saída do disco propulsivo) o ar sofre uma aceleração significativa, criando então uma zona de alta velocidade e baixa pressão; nessa fase já se inicia a formação dos vórtices das extremidades da lâmina e do fluxo helicoidal e o escoamento ainda possui uma estrutura organizada e rotacional. Na região intermediária a esteira começa a se expandir lateralmente perdendo sua organização devido a dissipação da energia induzida pela rotação da hélice; os vórtices começam a interagir com o escoamento ambiente,

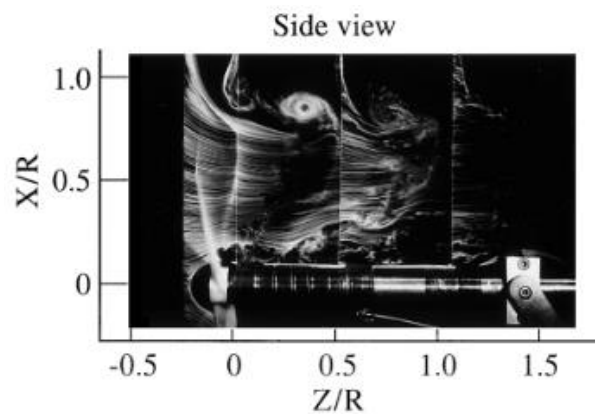
criando gradientes de velocidade e o fluxo helicoidal começa a sofrer difusão devido o atrito viscoso com o ar externo; como o arrasto induzido aumentou, ocorre a diminuição da velocidade do ar. Por fim, na região distante da hélice os vórtices perdem força e se tornam difusos; o escoamento se torna caótico e turbulento devido a mistura como escoamento ambiente; a estrutura helicoidal se rompe e a esteira então é diluída na atmosfera. Todas essas etapas podem ser melhor visualizadas através das Figuras 11 e 12.

Figura 11 – Formação da esteira de hélice em simulação CFD.



Fonte: Austin et al (2019).

Figura 12 – Formação da esteira de hélice em simulação experimental.



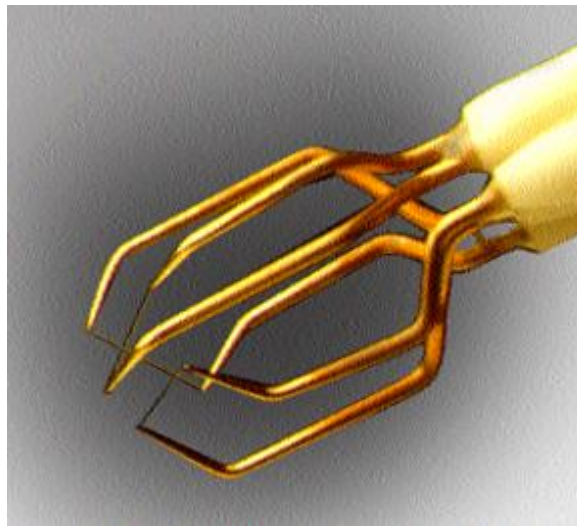
Fonte: Watanabe (1997).

2.7 Anemômetro de fio quente – Hot Wire Anemometry

2.7.1 Introdução

Anemômetros de fio quente, também conhecido como CTA ou anemômetros de temperatura constante (Figura 13), funcionam com base na transferência de calor convectiva de um sensor aquecido para o fluido ao redor, sendo a transferência de calor principalmente relacionada à velocidade do fluido, possibilitando medir flutuações de velocidade de escalas finas e de altas frequências. Entre as vantagens do CTA pode-se citar a facilidade do uso, a saída analógica que garante que nenhuma informação seja perdida e a alta resolução temporal. Para assegurar que as medições sejam confiáveis, é preciso que a configuração do anemômetro esteja correta e antes do experimento a calibração de velocidade e direção precisam ser feitas.

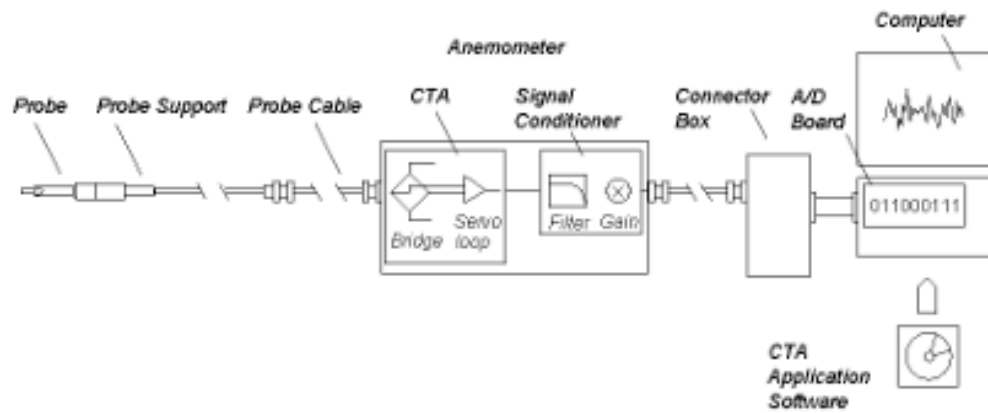
Figura 13 – Representação do sensor do CTA.



Fonte: Dantec Dynamics (2002).

O equipamento de medição constitui em uma cadeia de medição composto por uma sonda com suporte e acoplamento, um anemômetro de CTA, um condicionador de sinais, um conversor A/D e um computador. Além disso, é preciso um software para fazer a aquisição dos dados. O esquema pode ser melhor visualizado na Figura 14.

Figura 14 – Representação de todo o equipamento de medição que compõe o anemômetro.

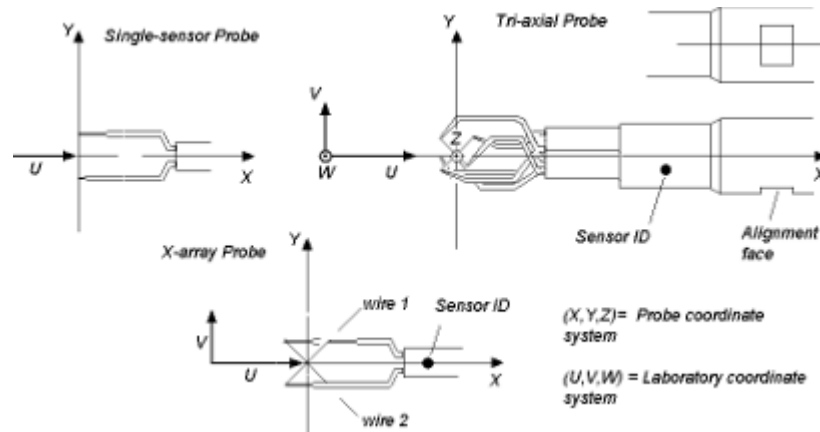


Fonte: Dantec Dynamics, 2002.

2.7.2 Configuração do sistema

As sondas são montadas com o eixo da sonda paralelo à direção de velocidade predominante. Ou seja, é montada no escoamento com a mesma orientação que tinha durante a calibração e preferencialmente, o fio deve estar perpendicular ao fluxo e os garfos paralelos ao escoamento (Figura 15). Os corpos das sondas e o suporte são feitos de forma que suas superfícies externas fiquem isoladas eletricamente dos componentes internos da sonda ou do circuito do anemômetro. Isso significa que as sondas podem ser montadas diretamente em qualquer parte metálica da bancada de teste sem o risco de causar problemas com aterramento. A distância entre a sonda e o CTA (Condicionador de Sinal de Temperatura) deve ser a menor possível. O comprimento ideal do cabo é de 4 metros para o cabo da sonda e 1 metro para o cabo de suporte. Essa combinação deve ser usada sempre que possível, pois ajuda a garantir a maior largura de banda e a evitar a captação de ruído desnecessário.

Figura 15 – Orientação da sonda do anemômetro de fio quente.



Fonte: Dantec Dynamics, 2002.

A configuração do anemômetro consiste na configuração do hardware, que consiste em um ajuste de superaquecimento (balanceamento da ponte estática) e um teste de onda quadrada (balanceamento dinâmico). O ajuste de superaquecimento determina a temperatura de trabalho do sensor. O resistor de superaquecimento (resistor de década R_{dec}) no braço direito da ponte é ajustado de forma que a temperatura de operação desejada do sensor seja estabelecida quando a ponte for configurada para operar. O R_{dec} pode ser calculado através da Equação 7.1, onde R_{leads} é a resistência dos fios, $R_{support}$ é a resistência do suporte, R_{cable} é a resistência do cabo, R_{BR} é a razão da ponte e α é a razão de super aquecimento (0,8 no ar e 0,1 na água).

$$R_{dec} = (R_{leads} + R_{support} + R_{cable} + (\alpha \cdot R_{BR})) \cdot 20 \quad (7.1)$$

Na prática, o uso do ajuste de superaquecimento depende de como será a variação da temperatura durante o experimento. Quando a temperatura é constante durante todo o processo, que é o caso desse experimento, o superaquecimento precisa ser ajustado apenas uma vez no início do experimento e permanece inalterado durante a calibração e a aquisição de dados.

O teste de onda quadrada, ou balanceamento dinâmico da ponte, serve a dois propósitos: pode ser usado para otimizar a largura de banda do circuito combinado sensor/anemômetro ou simplesmente para verificar se o laço servo está operando de forma estável e com largura de

banda suficientemente alta na aplicação específica. Ele é realizado aplicando um sinal de onda quadrada no topo da ponte. O tempo que a ponte leva para equilibrar está relacionado à constante de tempo e, portanto, à largura de banda do sistema.

2.7.3 Velocidade de calibração e ajuste da curva

A calibração cria uma conexão entre a saída do CTA e a velocidade do escoamento. Esse processo é feito expondo a sonda a diferentes velocidades conhecidas, U , e registrando as tensões, E . A partir dos pontos (E , U), é feito um ajuste de curva, o qual define a função de transferência que será usada para converter as tensões registradas em velocidades. A calibração pode ser realizada tanto por um calibrador com jato dedicado para isso ou por um túnel de vento. Além disso, é preciso monitorar a temperatura do ambiente durante a calibração. O software do CTA já tem o próprio procedimento de ajuste de curva, que corrige as tensões e calculam a função de transferência automaticamente.

O procedimento para calcular a velocidade de calibração e o procedimento de cálculo da curva de ajuste de forma manual pode ser encontrada no Anexo I.

2.7.4 Calibração direcional

A calibração direcional é usada para calibrar sondas que possuem mais de um sensor e ela fornece os coeficientes individuais de sensibilidade direcional (fator de guinada k e fator de arfagem h) para os sensores, que são usados para decompor as velocidades de calibração em componentes de velocidade. O procedimento de calibração dessas sondas pode ser encontrado no Anexo II. Vale citar que a calibração direcional normalmente precisa ser realizada apenas uma vez durante a vida útil de uma sonda, pois depende apenas da geometria, que não mudará durante o uso.

2.7.5 Conversão dos dados

A conversão de dados transforma as tensões do CTA em velocidades de calibração, em metros por segundo, utilizando a função de transferência de calibração. Além disso, as sondas multissensores são desmembradas em componentes de velocidade de acordo com o sistema de coordenadas da sonda. Para ocorrer a correta conversão, os seguintes dados são seguidos: reescalonamento das tensões de saída do CTA obtidas (dados brutos), correção da temperatura, linearização e por fim decomposição em componentes de velocidade.

O reescalonamento das tensões é necessário porque o sinal CTA foi sujeito a um offset DC e amplificação entre a configuração de superaquecimento e a calibração. O reescalonamento pode ser feito a partir da Equação 7.2, onde E_a é a tensão adquirida, $gain$ é o fator de amplificação aplicado ao sinal e E_{offset} é o valor do offset DC aplicado ao sinal.

$$E = \frac{E_a}{gain} - E_{offset} \quad (7.2)$$

A tensão de saída CTA deve ser corrigida para possíveis variações de temperatura antes da conversão se o índice de superaquecimento não foi ajustado antes da aquisição dos dados. Essa correção pode ser feita a partir da Equação 7.3, onde T_a é a temperatura ambiente durante a aquisição, T_w é a temperatura do sensor quente, T_0 é a temperatura de referência ambiente relacionada à última configuração de superaquecimento antes da calibração.

$$E_{corr} = E_a \cdot \left(\frac{T_a - T_0}{T_w - T_0} \right)^{0,5} \quad (7.3)$$

As tensões CTA são convertidas em velocidades ao inserir as tensões adquiridas nas funções de transferência de calibração após o reescalonamento e a correção de temperatura. As velocidades são calculadas como se a velocidade tivesse atingido a sonda sob o mesmo ângulo durante a medição que durante a calibração. A forma de linearização das sondas com um e com mais sensores podem ser visualizadas no Anexo III. Lembrando que todos esses passos são feitos de forma automática pelo software do CTA.

2.7.6 Aquisição e análise dos dados

O sinal CTA é uma tensão analógica contínua. Para que ele possa ser processado digitalmente, é necessário amostrado como uma sequência temporal composta por valores discretos, que são digitalizados por meio de um conversor analógico-digital (placa A/D). Os parâmetros que definem a aquisição de dados são a taxa de amostragem SR e o número de amostras N. O tempo de amostragem T pode ser determinado a partir da Equação 7.4.

$$T = \frac{N}{SR} \quad (7.4)$$

Os valores de SR e N dependem do tipo de experimento que está sendo feito e se análise de dados necessária é uma análise média no tempo ou uma análise espectral. A análise de média no tempo, como a velocidade média e o rms da velocidade, exige amostras não correlacionadas, o que pode ser alcançado quando o tempo entre as amostras é pelo menos duas vezes maior do que a escala de tempo integral das flutuações de velocidade. A análise espectral exige que a taxa de amostragem seja pelo menos duas vezes maior que a maior frequência de flutuação que ocorre no escoamento.

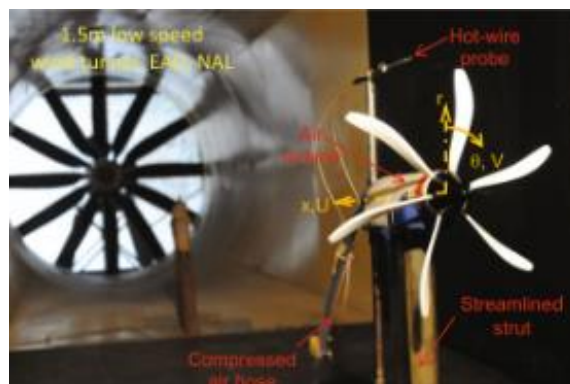
Como o sinal CTA de um fluxo turbulento possui uma natureza aleatória, é necessário realizar uma descrição estatística do sinal. A série temporal pode ser analisada ou simplificada de diferentes maneiras, seja no domínio da amplitude, no domínio do tempo ou no domínio da frequência. O software de aplicação do CTA contém módulos que realizam as análises dos dados conforme descrito acima. O procedimento padrão é selecionar a análise desejada e aplicá-la à série temporal real. Os dados reduzidos serão então salvos no projeto e estarão prontos para apresentação gráfica ou para exportação para um gerador de relatórios.

CAPÍTULO 3 - REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

O estudo sobre o mapeamento de esteira de hélice aumentou significativamente junto da crescente utilização de VANTs na última década. No entanto, o interesse de melhorar a eficiência de hélices é um assunto discutido a vários anos dentro da indústria aeronáutica. Atualmente é possível encontrar estudos que fazem essa análise tanto de forma experimental quanto de forma computacional.

Mukund e Kumar (2016) realizaram testes em um túnel de vento de baixa velocidade com um modelo de hélice motorizada com uma razão de avanço correspondente à condição de cruzeiro de uma aeronave turbo propulsada, onde mediram o campo de velocidades axiais e tangenciais no plano vertical atrás da hélice utilizando anemometria de fio quente de dois componentes (Figura 16). O objetivo do estudo era verificar possíveis otimizações na combinação hélice-asa. Com os dados coletados, foi possível determinar a velocidade média, a turbulência, além de analisar a estrutura e o desenvolvimento do vórtice nas extremidades da asa. Considerando que a hélice foi projetada para operar com uma taxa de alimentação específica, os resultados mostraram que as velocidades axiais médias no vórtice não apresentaram variações significativas ao longo de uma distância axial de $r/R = 1,5$. No entanto, foi observada uma redução nos valores máximos das velocidades tangenciais em $r/R = 1$.

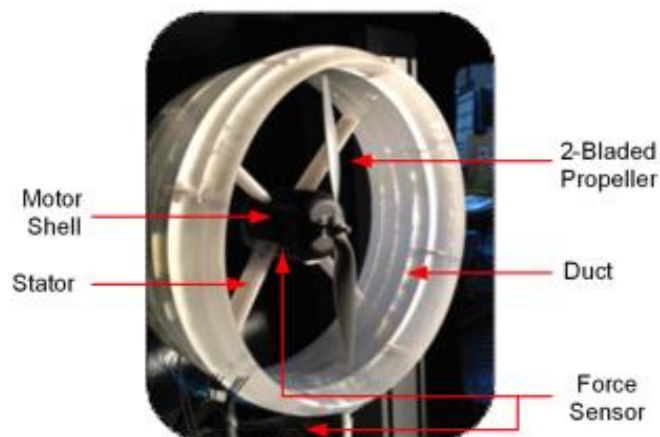
Figura 16 – Estrutura proposta no experimento por Makund e Kumar.



Fonte: Makund e Kumar (2016),

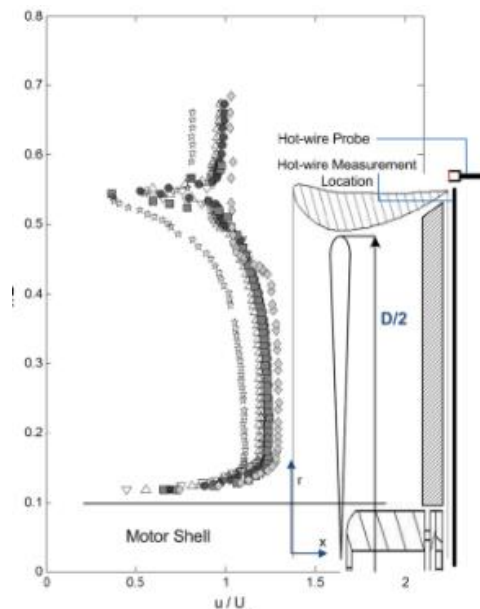
Yilmaz et al. (2015) investigaram o desempenho e o campo de velocidades de uma hélice com diâmetro de 16 polegadas em um duto (Figura 17), utilizando uma abordagem experimental que incluiu anemometria de fio quente e medições de pressão nas superfícies interna e externa do duto ao redor das hélices. Os testes foram realizados com um ângulo de ataque zero, simulando as condições de decolagem e voo de cruzeiro de um VANT com hélice dutada e capacidade de decolagem e aterrissagem vertical (VTOL). Foram coletadas medições de força, torque, campo de velocidades e pressão nas superfícies sob diferentes condições de escoamento. O principal achado foi que os coeficientes de potência para os arranjos de hélices no duto foram mais baixos do que os encontrados para hélices abertas, indicando uma eficiência superior da hélice quando operando dentro de um duto. No entanto, o empuxo gerado no duto diminuiu e passou a ser negativo à medida que a taxa de avanço aumentava, o que torna o uso do ducto menos eficiente em altas velocidades de escoamento livre. Ele mostra também que a presença do duto reduz a contração da esteira de uma hélice aberta; portanto, os perfis de velocidade no plano de saída do duto mostram que o escoamento se espalha e a área de escoamento efetivo se torna maior na saída. Então, o escoamento desacelerado na saída do duto é uma indicação de maior eficiência (Figura 18).

Figura 17 – Duto proposto por Yilmaz et al (2015).



Fonte: Yilmaz et al (2015).

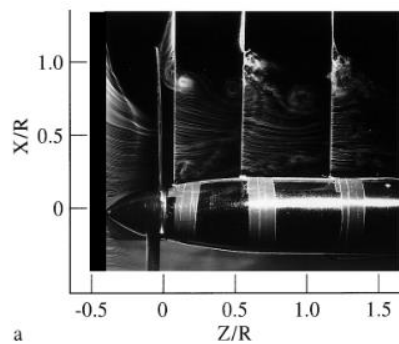
Figura 18 – Perfil de velocidade encontrado na saída do duto.



Fonte: Yilmaz et al (2015).

Watanabe (1997) investigou os fenômenos fundamentais do escoamento ao redor de uma hélice rotativa, examinando qualitativamente o campo de escoamento ao redor de um modelo de hélice de duas pás operando com e sem aletas de ponta. Com uso de técnicas experimentais como visualização de escoamento com fio de fumaça, fio quente, técnicas de célula de carga de extensômetros e repetindo o experimento em várias velocidades de rotação, ele concluiu que o núcleo do vórtice de ponta de asa (parte central do redemoinho criado na extremidade da hélice) fica maior à medida que se afasta da hélice; ao instalar as aletas esse núcleo aumenta mais rápido e a esteira da hélice demorou mais para diminuir seu tamanho. Então, conclui-se que tanto o empuxo quanto a eficiência da hélice foram considerados melhorados pela instalação de aletas de ponta. Na Figura 19 é possível ver a esteira e os vórtices de ponta de pá à jusante da hélice.

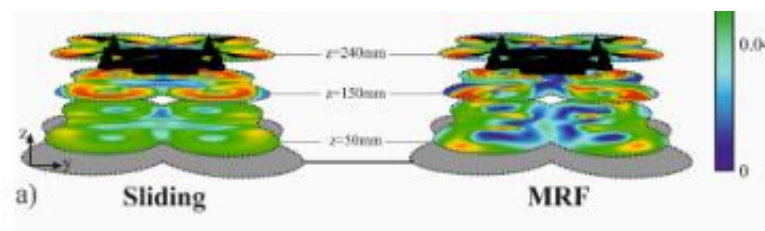
Figura 19 – Esteira visualizada a partir do fluxo de fio de fumaça.



Fonte: Watanabe (1997).

Além de estudos experimentais, com o avanço da tecnologia simulações CFD começaram a ser amplamente utilizadas para a caracterização de esteiras. Paz et al. (2021) usaram CFD para caracterizar os escoamentos gerados pelas hélices de um drone, os quais determinam a capacidade de empuxo. Para isso, avaliaram o desempenho em simulação de escoamento 3D dos métodos mais promissores: múltiplos quadros de referência (MRF) e malhas deslizantes. Obtiveram como resultado que ambos os modelos são equivalentes em relação à avaliação do efeito do solo, embora tenha sido observada uma discrepância notável na quantificação do empuxo, concluindo que o custo computacional significativamente mais baixo do MRF torna esse modelo de simulação mais interessante. Além disso, a análise tanto da velocidade quanto da vorticidade do campo de escoamento entre o veículo e o solo revelou que o método deslizante gera um mapa mais uniforme na direção angular (Figura 20).

Figura 20 – Comparação do campo de velocidade e vorticidade da esteira das hélices do drone através dos métodos MRF e malhas deslizantes.



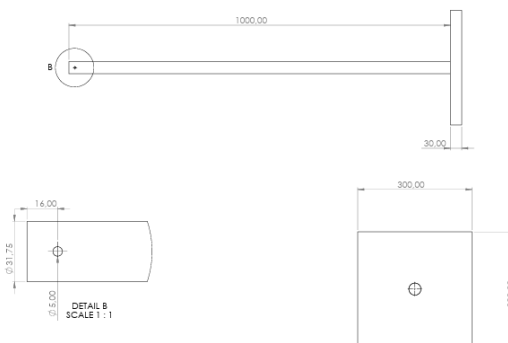
Fonte: C. Paz et al (2021).

CAPÍTULO 4 - METODOLOGIA

Para a realização do experimento foi realizado a montagem de uma bancada experimental que contém o suporte para a hélice, o suporte para a sonda e uma mesa para posicionar o anemômetro de fio quente e o computador. A bancada foi montada nas instalações do Laboratório de Aerodinâmica Experimental (LAEX) do Centro de Pesquisa em Aerodinâmica Experimental (CPAERO) da Universidade Federal de Uberlândia (UFU).

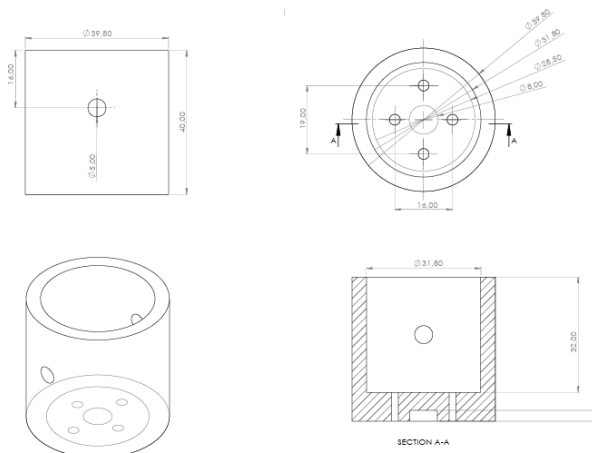
O suporte para hélice foi pensado a partir do dimensionamento do rotor da hélice, que é fornecido pelo fabricante. O desenho foi esquematizado a partir do software *SolidWorks* (Figura 21 e Figura 22). A base foi feita de alumínio e o copo que acopla a hélice foi feito a partir de impressão 3D (Figura 22). Foi levado em consideração que era necessário um suporte que afetava o mínimo possível a esteira da hélice para haver um resultado mais confiável, ou seja, um suporte que não continha nenhuma parte no plano de saída da hélice, onde é feita a medição com o anemômetro. Além disso, o comprimento da bancada foi pensado para que os efeitos de de solo (*ground effect*) criados pela hélice fossem irrelevantes. Dessa maneira, o tubo metálico robusto possui 31,75 mm de diâmetro externo e 1 metro de altura. A ideia inicial era o tubo ser soldado em uma base quadrada, como é observado na Figura 21, no entanto devido ao tamanho necessário e a disponibilidade de materiais ele foi soldado em uma base circular, garantindo a estabilidade da estrutura de suporte. Já a base cilíndrica que foi parafusada ao tubo possui uma espessura de parede de 8 mm e o diâmetro externo de 39,8 mm.

Figura 21 – Base da bancada de fixação da hélice.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Figura 22 – Copo de encaixe do rotor da hélice.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Na Figura 23 é possível ver a montagem final do motor já acoplado na peça impressa e na base.

Figura 23 – Hélice APC 9x6E e motor acoplado na peça feita por impressão 3D.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Para o posicionamento na sonda foi-se utilizado uma bancada que é capaz de mover nos 3 eixos (X, Y e Z). A sonda foi fixada nela a partir de um tubo de alumínio. Da mesma forma do suporte da hélice, foi pensando em uma forma para afetar minimamente a esteira da hélice, como pode-se ver na Figura 24. É possível observar que o suporte é bastante robusto, então ele precisa ficar a uma distância mínima do suporte da hélice (observado do lado direito da imagem) para que seu efeito não seja sentido na esteira.

Figura 24 – Suporte utilizado para a sonda do anemômetro.



Fonte: Elaborado pelo autor.

No experimento três tipos de hélices comerciais foram utilizadas: uma APC 9×6E, uma APC 10×5E e uma APC 10×7E. As características das hélices podem ser visualizadas na Tabela 3, onde passo é a distância teórica que a hélice avança a cada rotação completa, influenciando diretamente o deslocamento de ar proporcionado e o diâmetro do cubo da hélice é o que determina o tamanho da parte central onde ela se conecta ao eixo do motor, nos três casos é de 20,32 mm. As hélices podem ser visualizadas nas Figura 25 e 26.

Tabela 3 – Características das hélices utilizadas no experimento.

Hélice	Diâmetro [mm]	Passo [mm]	Diâmetro do cubo da hélice [mm]
APC 9x6E	228,6 (9")	152,4 (6")	20,32
APC 10x5E	254 (10")	127 (5")	20,32
APC 10x7E	254 (10")	178 (7")	20,32

Figura 25 – Hélices APC 9x6E e APC 10x5E.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Figura 26 – Hélices APC 10x7E.



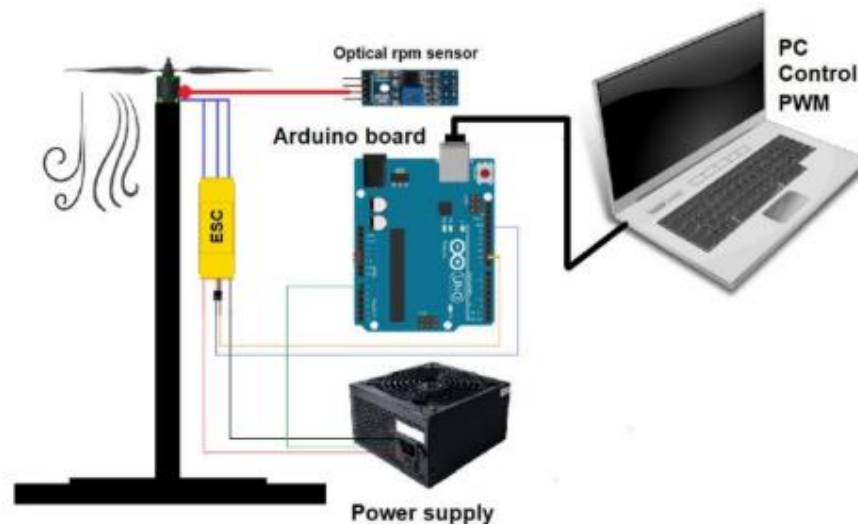
Fonte: Elaborado pelo autor.

Os experimentos foram feitos com as hélices 9x6 e 10x5 operando a uma velocidade de rotação de 4500 rpm e a hélice 10x7 em 4000 rpm (devido a condições de segurança operacional), todas em condição estática. O número de Reynolds foi calculado considerando a corda média ($0,75 \cdot R$) e é de aproximadamente $0,65 \times 10^5$. O motor utilizado foi o modelo EMAX XA2212/980KV *brushless*.

Para o funcionamento do motor foi controlado a partir do software MATLAB. O cabo de aquisição do ESC foi conectado a uma placa Arduino UNO, que, por sua vez, estava conectada a um computador. A placa Arduino operava com comandos da biblioteca Arduino ESP 8266 IDE. Após a montagem desse conjunto, vários testes foram feitos para adaptar as entradas de modulação por largura de pulso (PWM) do teclado do computador com as rotações por minuto desejadas. Um gerador de sinal PWM foi utilizado para facilitar as medições. Para as hélices 10x5

e 9x6 o gerador precisou operar a 38, já para a hélice 10x7 ele operou a 46%. Já para medir a rotação do motor o sensor óptico Tcrt5000 foi utilizado e os valores obtidos foram confrontados pelas medições do tacômetro DT-2234C, garantindo uma rotação constante durante todo o experimento. Na Figura 27 é possível observar a esquematização desses componentes.

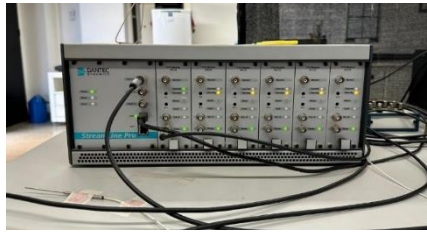
Figura 27 – Esquematização dos componentes eletrônicos utilizados no experimento.



Fonte: Martins e Almeida (2024).

O anemômetro de fio quente utilizado nas medições foi o *DANTEC® Dynamics StreamLine Pro* com uma sonda de fio quente 1D (55P11) e suportes retos e de 90 graus (Figuras 28 e 29). O sinal do fio quente foi digitalizado utilizando uma placa A/D de 32 bits com 6 canais de entrada analógica. A taxa de amostragem foi configurada para 4000 Hz, e o tempo de amostragem foi de aproximadamente 8 s para cada ponto de medição. A calibração da sonda 55P11 foi feita utilizando o *DANTEC® Automatic Calibrator* (Figura 30), que joga um jato de ar com a velocidade pré estabelecida de 0-20 m/s na sonda. A curva de calibração foi automaticamente processada pelo software do CTA. Essa velocidade pré estabelecida foi encontrada utilizando o anemômetro portátil Thermo TARF-180 enquanto a hélice girava a 4500 rpm.

Figura 28 – Anemômetro DANTEC® Dynamics StreamLine Pro.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Figura 29 – Sensor de fio quente 1D (55P11).



Fonte: Elaborado pelo autor.

Figura 30 – Calibrador o DANTEC® Automatic Calibrator.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Por fim, na Figura 31 é possível ver o setup experimental todo montado. Uma tela de proteção foi colocada para garantir a integridade de todos os envolvidos nas medições.

Figura 31 – Montagem experimental finalizada.



Fonte: Elaborado pelo autor.

No estudo final foi feita uma sessão de visualização através da utilização de uma máquina de fumaça. A hélice foi girada com um pano verde no fundo e com duas fontes luminosas posicionadas na lateral para facilitar a visualização. A máquina foi direcionada na parte superior da hélice e os vídeos foram feitos a partir da câmera de um celular. A montagem pode ser melhor visualizada na Figura 32.

Figura 32 – Montagem da sessão de visualização com fio de fumaça.



Fonte: Elaborado pelo autor.

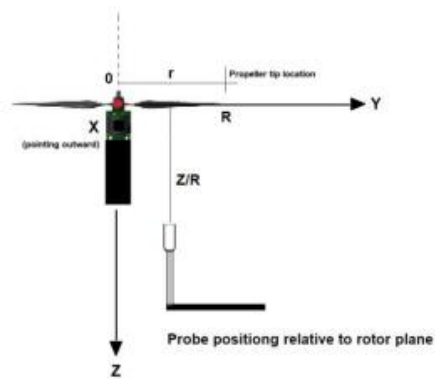
CAPÍTULO 5 - RESULTADOS

Este capítulo é dedicado para apresentar os resultados dos perfis de velocidade medidos tanto do estudo preliminar (hélices APC 9x6E e APC 10x5E) quanto no estudo consolidado (hélice APC 10x7E). No final, ambos serão comparados para verificação dos resultados.

Para o auxílio na interpretação dos dados, foi-se escolhido um sistema de coordenadas para orientação da sonda e definição da disposição espacial do experimento. Esse sistema é observado na Figura 33. Em ambos os estudos o anemômetro foi posicionado no plano de saída da hélice, afastado do plano do rotor a uma distância Z/R que será especificada dentro de cada teste. Nos dois casos os resultados foram normalizados pelo raio R da hélice e a velocidade U do escoamento da esteira foi mantida no seu valor absoluto em m/s.

Ambos os testes apresentaram uma limitação em relação ao ponto inicial de medição devido o sistema de posicionamento. Por esse motivo, as medições começaram no ponto $r/R \approx 0,16$ no estudo preliminar e $r/R \approx 0,42$ no estudo final.

Figura 33 – Sistema de coordenadas experimental.



Fonte – Martins e Almeida (2024).

5.1 Testes preliminares

Os testes preliminares foram realizados a uma temperatura de $T = 24\text{ }^{\circ}\text{C}$ e uma pressão $p = 911\text{ hPa}$. O anemômetro foi posicionado a uma distância $z/R \approx 0,20$ do plano da hélice. No total 20 pontos foram medidos e os valores obtidos podem ser visualizados na Tabela 4.

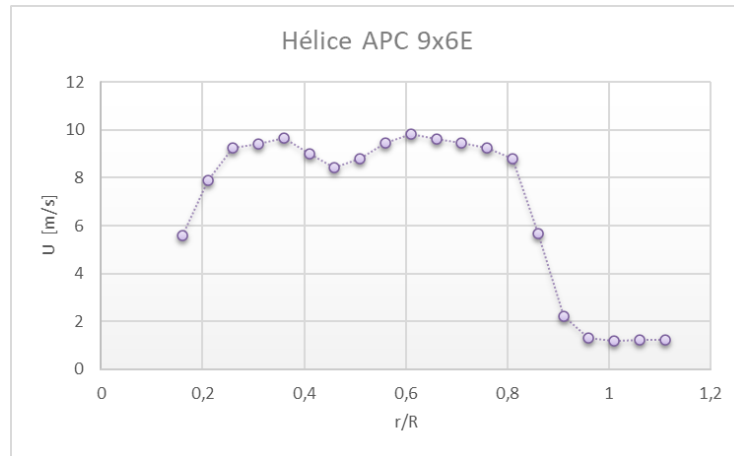
Tabela 4 – Dados obtidos no teste preliminar.

Ponto	r/R	HELICE 9X6		HELICE 10X5	
		U mean	U rms	U mean	U rms
P1	0,16	5,59	1,381	5,078	1,494
P2	0,21	7,891	1,333	6,673	1,039
P3	0,26	9,23	0,749	7,415	0,74
P4	0,31	9,416	0,816	8,001	0,609
P5	0,36	9,672	0,984	8,095	0,478
P6	0,41	8,997	1,244	8,188	0,507
P7	0,46	8,432	1,411	8,47	0,552
P8	0,51	8,787	1,287	8,514	0,583
P9	0,56	9,46	1,211	8,634	0,545
P10	0,61	9,817	1,079	8,67	0,577
P11	0,66	9,626	1,083	8,751	0,587
P12	0,71	9,459	1,432	8,882	0,658
P13	0,76	9,234	2,093	8,912	0,811
P14	0,81	8,804	3,995	8,719	1,128
P15	0,86	5,689	2,445	7,551	1,639
P16	0,91	2,197	1,007	4,789	1,884
P17	0,96	1,304	0,388	2,65	1,337
P18	1,01	1,203	0,313	1,75	0,857
P19	1,06	1,231	0,286	1,32	0,47
P20	1,11	1,247	0,269	1,254	0,359

Fonte: Elaborado pelo autor.

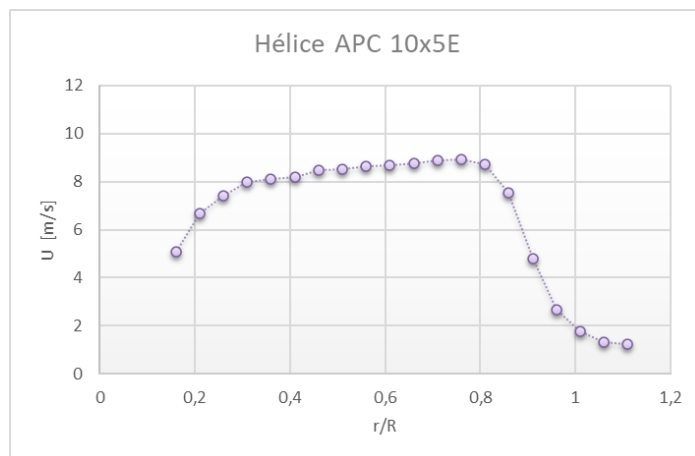
Os dados podem ser visualizados graficamente nas Figuras 34 e 35.

Figura 34 – Velocidades medidas no plano de saída da hélice APC 9x6E.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Figura 35 – Velocidades medidas no plano de saída da hélice APC 10x5E.



Fonte: Elaborado pelo autor.

A partir desses gráficos é possível ver o comportamento da velocidade em cada hélice. Na raiz das hélices os dois modelos mostram que a velocidade vai sendo ganha de forma gradual, atingindo o pico em 60% da distância radial na hélice 9x6E, e em 80% na hélice 10x5E. A partir desse ponto, dá para perceber que a velocidade começa a diminuir por causa arrasto induzido criado pelo vórtice na ponta da hélice.

Outra observação importante é a capacidade que cada hélice tem de acelerar o escoamento. Essa maior aceleração é devido ao passo que a hélice tem (quanto maior o passo maior vai ser a aceleração do ar) e o deslocamento da pá ao longo da envergadura, ou seja, a forma que a geometria da pá muda da sua raiz até a ponta. A hélice 9x6E pode acelerar mais o escoamento podendo chegar a 10 m/s, enquanto a hélice 10x5E atinge uma velocidade máxima de aproximadamente de 8,8 m/s.

Esses resultados obtidos vão de acordo com o estudo feito por Mukund e Kumar (2016). Apesar do experimento deles ter sido feito em escoamento livre, ou seja, com fluxo do túnel de vento, eles obtiveram o mesmo aumento gradual da velocidade na raiz da hélice, um pico em cerca de 50% da distância radial e após isso perdas devido ao arrasto induzido. A única diferença foi que eles obtiveram um ganho marginal na velocidade ao final da hélice que foi ocasionada pelo escoamento livre.

Todos os resultados obtidos no teste preliminar foram apresentados na 20ª edição do ENCIT (Congresso Brasileiro de Engenharia e Ciências Térmicas), e estão detalhados no artigo publicado, disponível no Apêndice I.

5.2 Teste final

O teste final foi realizado a uma temperatura de $T = 26\text{ }^{\circ}\text{C}$ e uma pressão $p = 911\text{ hPa}$ utilizando a hélice APC 10x7E. A velocidade foi medida a quatro distâncias diferentes do plano da hélice: $z_1/R_1 \approx 0,15$ (H1), $z_2/R_2 \approx 0,25$ (H2), $z_3/R_3 \approx 0,35$ (H3) e $z_4/R_4 \approx 0,45$ (H4). No total 16 pontos foram medidos em cada uma dessas distâncias e os valores obtidos podem ser visualizados na Tabela 5.2.

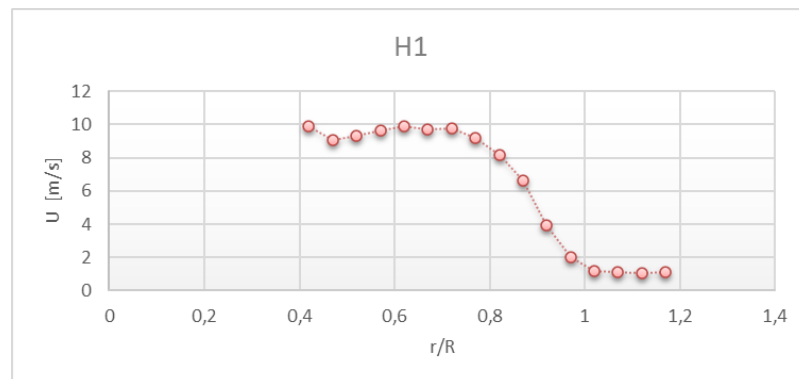
Tabela 5 – Dados obtidos no teste final.

		HÉLICE 10X7E			
		U [m/s]			
PONTOS	r/R	H1	H2	H3	H4
P1	0,42	9,89	10,145	10,513	10,819
P2	0,47	9,057	9,659	10,297	10,585
P3	0,52	9,337	9,807	10,29	10,373
P4	0,57	9,623	10,529	10,591	11,039
P5	0,62	9,883	10,526	10,863	11,017
P6	0,67	9,696	10,467	10,566	10,697
P7	0,72	9,785	10,134	9,239	10,215
P8	0,77	9,224	9,361	8,396	8,933
P9	0,82	8,195	6,773	6,221	7,085
P10	0,87	6,634	4,035	3,797	6,612
P11	0,92	3,915	2,452	2,261	3,391
P12	0,97	2,019	1,534	1,618	2,107
P13	1,02	1,177	1,253	1,09	1,526
P14	1,07	1,138	1,048	0,98	1,09
P15	1,12	1,05	1,036	0,978	0,98
P16	1,17	1,117	0,995	0,965	1,011

Fonte: Elaborado pelo autor.

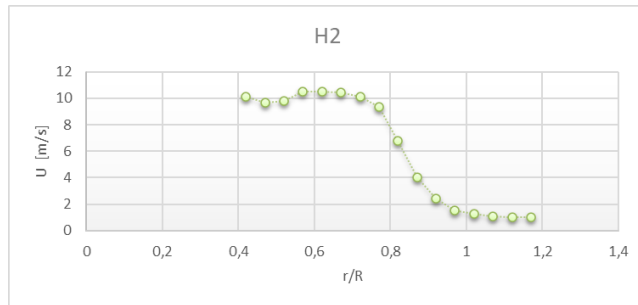
Os dados podem ser melhor visualizados nos gráficos das Figuras 36, 37, 38 e 39.

Figura 36 – Velocidades medidas no plano de saída da hélice APC 10x7E na altura H1.



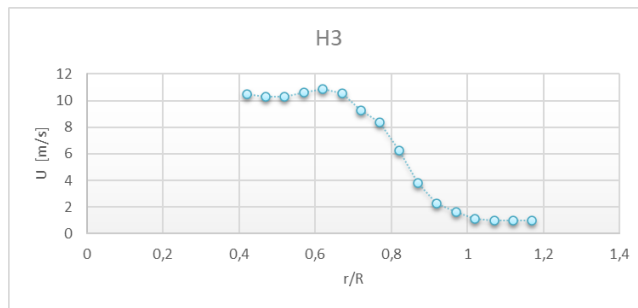
Fonte: Elaborado pelo autor.

Figura 37 – Velocidades medidas no plano de saída da hélice APC 10x7E na altura H2.



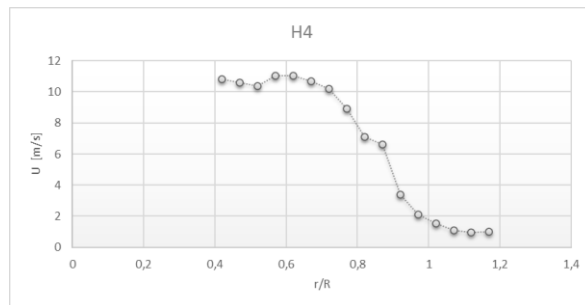
Fonte: Elaborado pelo autor.

Figura 38 – Velocidades medidas no plano de saída da hélice APC 10x7E na altura H3.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Figura 39 – Velocidades medidas no plano de saída da hélice APC 10x7E na altura H4.



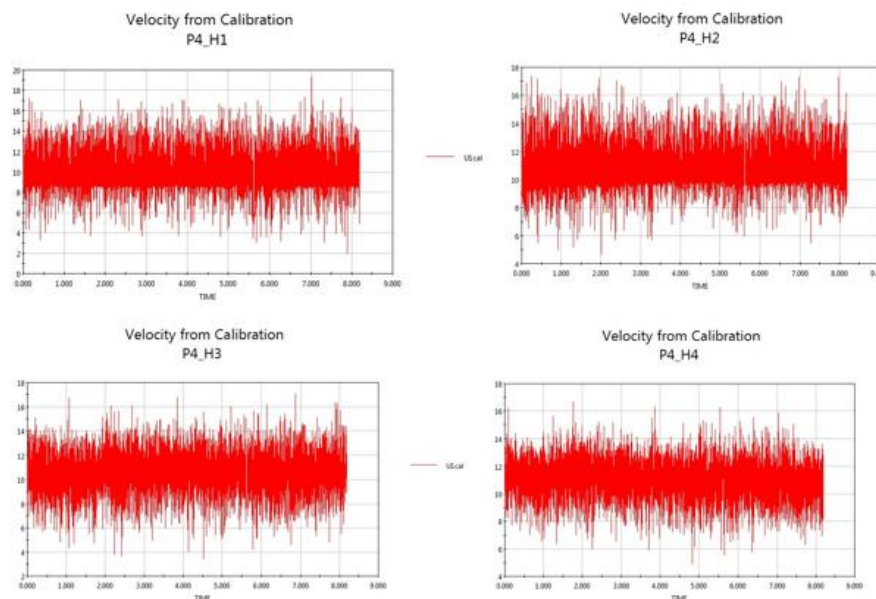
Fonte: Elaborado pelo autor.

A velocidade na raiz da hélice 10x7E começa em uma velocidade alta de aproximadamente 10 m/s. Em cerca de 20% da distância radial a velocidade apresenta uma breve

queda e começa a aumentar novamente em 35% do raio, onde atinge valores de aproximadamente 11 m/s, que foi o máximo atingido durante as medições. Após esse pico a velocidade começa a cair abruptamente até atingir valores perto de 1 m/s em $r/R \approx 1$. Essa perda grande se dá principalmente pelo arrasto induzido nos vórtices da ponta da hélice, mas a geometria da hélice também influencia nessa perda. Esse vórtice de ponta gira no sentido anti-horário quando observado no plano lateral, então ele constitui um fenômeno aerodinâmico de relevância crítica, pois impacta de maneira significativa o desempenho e a eficiência da hélice.

Através desses dados é possível perceber que a velocidade de alguns pontos aumenta à medida que aumenta a distância do plano da hélice. Escolhendo o ponto P4 como exemplo, a velocidade em H1 é de 9,623 m/s e vai aumentando gradativamente até alcançar em H4 uma velocidade de 11,039 m/s. Isso acontece porque à medida que vai distanciando da hélice o escoamento vai estabilizando; além dele estar totalmente acelerado, as zonas de recirculação diminuem fazendo com que o escoamento fique mais limpo e rápido. A Figura 40 mostra, nas medições originais do anemômetro, como vai variando a velocidade ao ir distanciando o sensor do plano da hélice. Esse padrão se mantém até a velocidade do ponto 7; nos demais pontos a influência do vórtice da ponta da pá é mais significativo, fazendo com que a velocidade varie mais.

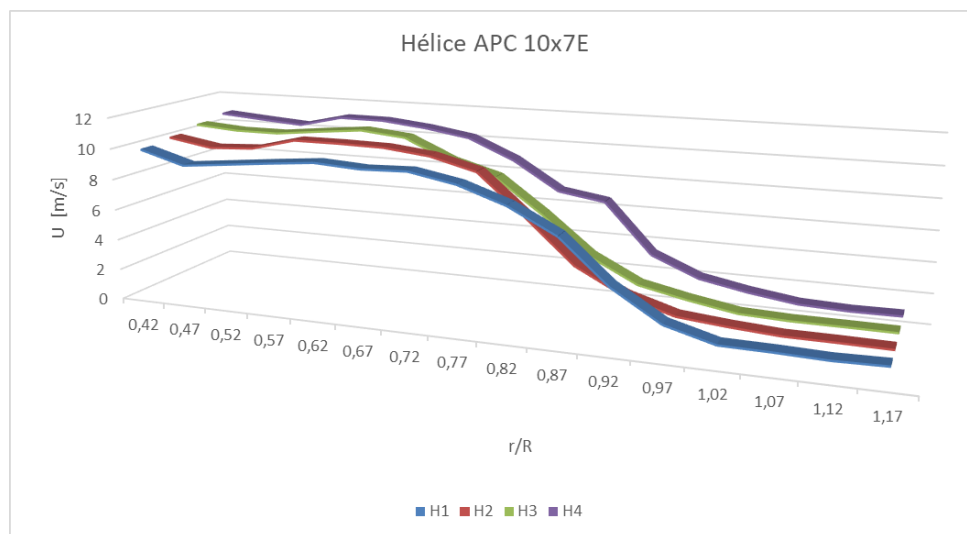
Figura 40 – Velocidades do ponto 4 nas alturas H1, H2, H3 e H4.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Assim como no trabalho de Fukada (1996), a velocidade na raiz da hélice é alta e sofre quedas abruptas conforme a distância r/R foi aumentando. No entanto, Fukada constatou que com o aumento do valor de Z/R os perfis de velocidade ficavam mais uniformes. Todavia, é possível perceber pela Figura 41 que nesse experimento os perfis de velocidade continuam variando muito mesmo na distância H4. Isso se deve a um motivo principal: a diferença de rotação nos dois experimentos. Fukada rotaciona sua hélice em 1500 rpm, enquanto nesse estudo a rotação é de 4000 rpm. Como a velocidade de rotação é mais rápida o comportamento da esteira vai mudar, formando vórtices mais fortes que demoram um tempo maior para se quebrarem, fazendo com que o perfil de velocidade fique menos uniforme por uma distância maior.

Figura 41 – Perfis de velocidade H1, H2, H3 e H4.



Fonte: Autor, 2025.

A análise visual também foi realizada com a ajuda de uma cortina de fumaça. A fumaça foi direcionada na parte superior da hélice e com ela foi possível perceber a aceleração do ar a jusante do plano da hélice (Figura 42) e a formação dos vórtices na ponta da pá (Figura 43). Na imagem, é perceptível a perda de eficiência à medida que se aproxima da ponta da hélice, evidenciada pela dispersão da fumaça nessa região.

Figura 42 – Aceleração da fumaça.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Figura 43 – Vórtices de ponta de pá.



Fonte: Elaborado pelo autor.

CAPÍTULO 6 - CONCLUSÃO E TRABALHOS FUTUROS

Este trabalho apresentou a descrição do arranjo experimental utilizado para realizar um estudo sobre o mapeamento da velocidade na esteira de 3 hélices diferentes. As hélices estudadas foi a APC 9x6E, APC 10x5E e APC 10x7E. Para a medição das velocidades foi utilizado o anemômetro de fio quente DANTEC® Dynamics StreamLine Pro com uma sonda de fio quente 1D (55P11) e suportes retos e de 90 graus. As medições experimentais realizadas na esteira de uma hélice oferecem uma visão aprofundada da dinâmica da esteira e das características do fluxo resultantes do rotacionamento da hélice. Dessa maneira, o objetivo desse estudo é entender melhor como o design das hélices impacta o desempenho dos VANTs, especialmente em relação à eficiência e à estabilidade.

Nos testes preliminar e final realizados pode-se ver a semelhança do comportamento dos perfis de velocidade para as 3 hélices, onde tem um pico de velocidade entre 55%-80% da distância radial e depois disso a velocidade começa a cair devido ao arrasto induzido gerado pelo vórtice da ponta da pá. O vórtice de ponta, assim como ocorre em uma asa rotativa, é gerado quando o ar de alta pressão situado abaixo da lâmina da hélice se move em direção à ponta, indo para a região de baixa pressão, resultando na formação de um vórtice e consequentemente no arrasto induzido (surge devido a geração de sustentação).

É sabido que uma hélice é mais eficiente do que outra quando ela acelera mais o ar, ou seja, quando o ar demora mais tempo para ser dissipado na distância radial. Nas hélices 9x6E e 10x5E a velocidade começa a diminuir em cerca de 80% do raio, enquanto na hélice 10x7E isso acontece em cerca de 65%. Apesar disso, não é possível concluir que a hélice 10x7E não consegue manter a aceleração tão eficazmente quanto as hélices 9x6E e 10x5E, que apresentam uma desaceleração mais gradual. Isso se deve ao fato de os dois experimentos terem sido realizados com rotações diferentes devido a segurança operacional. Então, apesar da 10x7E apresentar uma perda da aceleração mais precocemente que as outras duas hélices testadas, seria preciso um novo experimento com a mesma rotação para as três hélices para que conclusões de eficiência pudesse ser feita.

Embora o estudo apresente limitações como medições na raiz da hélice e medições restritas ao plano 1D, ele apresenta contribuições e parâmetros-chave, como a distribuição dos perfis de velocidade, que oferecem informações valiosas para o estudo e a otimização das

lâminas de hélice, visando maior eficiência em projetos. Esses achados contribuirão para o desenvolvimento de sistemas de propulsão de UAVs mais eficientes e silenciosos, enfatizando a importância da modelagem e análise precisas da esteira.

É recomendado como próximos passos um estudo utilizando sonda 2D e 3D para descrever completamente o campo de escoamento na esteira próxima e distante das hélices, de forma que o mapa de vorticidade possa ser traçado. Além disso, é necessário pensar em um sistema de posicionamento mais eficaz do que o utilizado nesse estudo, que não gere limitações durante a medição e que possa ser manipulado mais facilmente, por exemplo um posicionador elétrico.

REFERÊNCIAS

- ANDERSON, J. D. *EBOOK: Fundamentals of Aerodynamics (SI units)*. New York: McGraw Hill, 2011.
- BETZ, A. Airscrews with minimum energy loss. *Report*. Kaiser Wilhelm Institute for Flow Research, 1919.
- DRZEWIECKI, S. *Théorie générale de l'hélice*. Paris: Gauthier-Villars, 1892.
- DRELA, M. QPROP Formulation. *MIT Aero and Astro*, jun. 2006.
- FUKADA, R.; NIGIM, H.; KOYAMA, H. Measurements and visualization in the flowfield behind a model propeller. *Journal of Aircraft*, v. 33, n. 2, p. 407-413, 1996.
- GOLDSTEIN, S. On the vortex theory of screw propellers. *Proceedings of the Royal Society*, v. 123, 1929.
- GRAÇA, N. L. S. de S.; MITISHITA, E. A.; GONÇALVES, J. E. Use of UAV platform as an autonomous tool for estimating expansion on invaded agricultural land. *Boletim de Ciências Geodésicas*, v. 23, n. 3, p. 509-519, set. 2017.
- GUDEMUNDSSON, S. *General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures*. 2. ed. Oxford: Butterworth-Heinemann, 2022.
- ITARC. História dos drones. Disponível em: <https://itarc.org/historia-dos-drones/>. Acesso em: 9 fev. 2025.
- LARRABEE, E. E.; FRENCH, S. E. Minimum induced loss windmills and propellers. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, v. 15, p. 317-327, 1983.
- LOPES, G. A. Caracterização do aterro controlado de Volta Redonda por meio de índices de qualidade e geotecnologia. 2016. 124 f. Dissertação (Mestrado em Tecnologia Ambiental) – Universidade Federal Fluminense, Niterói, 2016.
- MARTINS, P. C. da S.; ALMEIDA, O. de. Experimental measurements of a UAV propeller wake. 2024. Experimental Aerodynamics Research Center (CPAERO) - Universidade Federal de Uberlândia. Acesso em: 9 fev. 2025.

MUKUND, R.; KUMAR, A. C. Velocity field measurements in the wake of a propeller model. 2016.

PAZ, C.; SUÁREZ, E.; GIL, C.; VENCE, J. Assessment of the methodology for the CFD simulation of the flight of a quadcopter UAV. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, v. 218, p. 104807, 2021.

POSA, A. The dynamics of the tip vortices shed by a tip-loaded propeller with winglets. *Journal of Fluid Mechanics*, v. 951, 2022. Disponível em: <https://doi.org/10.1017/jfm.2022.852>.

RANKINE, W. J. M. On the mechanical principles of the action of propellers. *Transactions of the Institution of Naval Architects*, v. 6, n. 1, p. 13-39, 1865.

SILVA, J. V. D.; SILVA, C. R.; LIMA, E. A. P. Estudo da influência do vento gerado por hélices de um VANT no perfil vertical de velocidade e temperatura. 2022. Disponível em: <https://doi.org/10.34117/bjdv8n4-322>. Acesso em: 9 fev. 2025.

SINNIGE, M.; ARNHEM, M. Wingtip-mounted propellers: Aerodynamic analysis of interaction effects and comparison with conventional layout. *Journal of Aircraft*, v. 56, n. 1, p. 295-305, 2019.

TANABE, Y.; SUGAWARA, H.; SUNADA, S.; YONEZAWA, K.; TOKUTAKE, H. Quadrotor drone hovering in ground effect. In: *INTERNATIONAL CONFERENCE ON UNMANNED AIRCRAFT SYSTEMS (ICUAS)*, 2017, Miami, FL. Proceedings [...]. Miami: [s.n.], 2017.

THAI, A. D.; JAIN, R.; GRACE, S. M. CFD Validation of Small Quadrotor Performance using CREATE-AV Helios. In: *VERTICAL FLIGHT SOCIETY. 75th Annual Forum & Technology Display*, 2019, Philadelphia. Proceedings [...]. Philadelphia: VFS, 2019. Disponível em: https://www.bu.edu/ufmal/files/2019/09/VFS_Forum_75_Paper.pdf. Acesso em: 02 maio 2025.

THIBAUT, S. E.; HOLMAN, D.; TRAPANI, G.; GARCIA, S. CFD simulation of a quadrotor UAV with rotors in motion explicitly modeled using an LBM approach with adaptive refinement. 2016. Disponível em: <https://www.researchgate.net/publication/315756270>. Acesso em: 9 fev. 2025.

THEODORSEN, T. *Theory of Propellers*. New York: McGraw-Hill, 1948.

WATANABE, T.; NIGIM, H. H.; KOYAMA, H. S. The effects of propeller tip vane on flow-field behavior. *Journal of Propulsion and Power*, [S.l.], [s.d.].

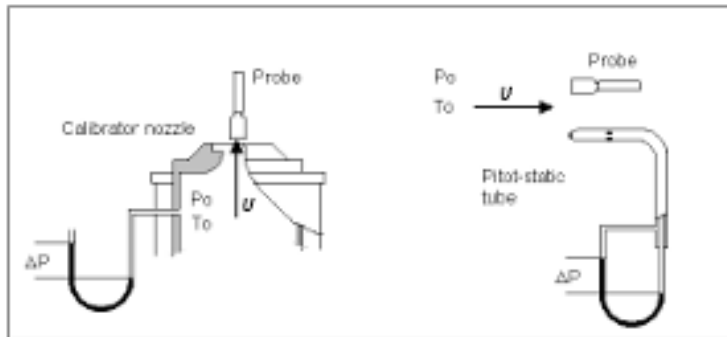
WEICK, F. E. Full-scale wind-tunnel tests of a series of metal propellers on a VE-7 airplane. Langley Field: National Advisory Committee for Aeronautics, 1928. (Technical Report, n. 306). Disponível em: <https://digital.library.unt.edu/ark:/67531/metadc65961/>. Acesso em: 02 maio 2025.

YILMAZ, S.; ERDEM, D.; KAVSAOGLU, M. S. Performance of a ducted propeller designed for UAV applications at zero angle of attack flight: An experimental study. *Aerospace Science and Technology*, v. 45, p. 376-386, 2015.

ZHU, H. et al. Aerodynamic performance of propellers for multirotor unmanned aerial vehicles: Measurement, analysis, and experiment. 2021.

ANEXO I

Velocity calibration procedure:



Mount the probe in the calibration rig with the same wire-prong orientation as will be used during the experiment.

- Single-sensor probes: with the prongs parallel with the flow.
- X-probes and Tri-axial probes: with the probe axis parallel with the flow.

Record the ambient conditions: Temperature, T_a , and barometric pressure, P_b .

Setting to operate:

- 1) Calibration with *temperature correction*:

Switch the anemometer to Operate with the previously established overheat set-up.

- 2) Calibration with *overheat adjustment*:

Balance the bridge immediately before calibration and establish a new overheat set-up using the same overheat ratio a .

Choose min. and max. calibration velocity, $U_{min,cal}$ and $U_{max,cal}$,

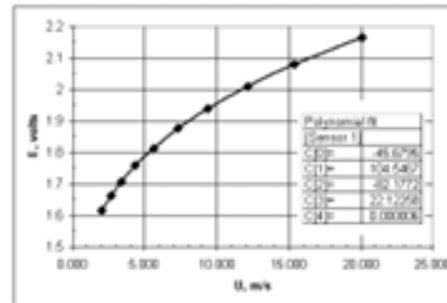
Choose number of calibration points (a minimum of 10 points is recommended).

Choose velocity distribution (logarithmic distribution is recommended).

Create the velocities and acquire the CTA voltage together with velocity and ambient temperature in all points.

Curve fitting of calibration data (manual procedure):

U	E	T	P _{bar}	E _{corr}
m/s	volts	°C	Pa	volts
2.099	1.694	26.0	100.652	1.695
2.622	1.761	26.0	100.664	1.762
3.260	1.792	26.0	100.66	1.793
4.380	1.790	26.0	100.663	1.792
5.620	1.892	26.0	100.66	1.894
7.04	1.892	26.0	100.664	1.892
8.520	1.939	26.0	100.662	1.94
10.120	2.01	26.0	100.662	2.011
15.364	2.28	26.0	100.662	2.080
26.180	2.186	26.0	100.662	2.182



Arrange the probe data in a table, for example in Excel, containing velocity U , CTA voltage E , fluid temperature T_a and pressure P_b .

Correct the voltages E for temperature variations during calibration, see Chapter 8.1.2.

Polynomial curve fitting:

Plot U as function of E_{corr}

Create a polynomial trend line in 4th order:

$$U = C_0 + C_1 E_{corr} + C_2 E_{corr}^2 + C_3 E_{corr}^3 + C_4 E_{corr}^4, \text{ } C_0 \text{ to } C_4 \text{ are calibration constants.}$$

The polynomial curve fit is normally recommended, as it makes very good fits with linearisation errors often less than 1%.

Note: Polynomial curve fits may oscillate, if the velocity is outside the calibration velocity range.

Power law curve fitting:

Plot E^2 as function of U^n in double logarithmic scale ($n=0.45$ is a good starting value for wire probes).

Create a linear trend line. This will give the calibration constants A and B in the function:

$$E^2 = A + B \cdot U^n \quad (\text{King's law [15]})$$

Vary n and repeat the trend line until the curve fit errors are acceptable.

Power law curve fits are less accurate than polynomial fits, especially over wide velocity ranges, as n is slightly velocity dependent.

ENC-2024-0072

EXPERIMENTAL MEASUREMENTS OF A UAV PROPELLER WAKE

Pâmela Cristyne da Silva Martins

Odenir de Almeida

Experimental Aerodynamics Research Center (CPAERO) - Federal University of Uberlandia (UFU), Rod 050 Km 78

pamela.martins@ufu.br

odenir.almeida@ufu.br

Abstract. *Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) rely heavily on propeller efficiency and stability, which vary depending on design. Propeller effectiveness is intimately linked to the flow characteristics of their wakes. This article aims to establish an experimental setup for analyzing various propeller designs utilized in UAVs, focusing on their speed profiles and wake flow patterns. The experimental bench will employ a hot-wire anemometer arrangement to map the wake generated by different types of propellers. Specifically, the vertical velocity field behind the wake will be meticulously measured. The study will standardize the rotation speed at 4500 rpm for consistency across experiments. By gathering these measurements, the propeller thrust, and efficiency can be thoroughly assessed. The analysis will provide valuable insights into the aerodynamic performance of different propeller designs, shedding light on their efficiency and stability characteristics. These findings are crucial for optimizing UAV performance and maneuverability in various applications. The results gathered so far are very consistent and allow to characterize the propeller's wake and correlate with efficiency.*

Keywords: *Unmanned Aerial Vehicles (UAVs), Propeller Wake, Experimental Bench, Hot-wire Anemometer, Aerodynamic Efficiency*

1. INTRODUCTION

Interest in research on propeller-driven Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) has increased over the years in proportion to the expansion of their use in civil and military applications. UAVs have been widely used in recent years in plant protection operations, remote sensing, medical and healthcare sectors, military reconnaissance, express logistics, emergency rescue, environmental management, mining operations, infrastructure development, and other fields (Zhu *et al.*, 2021). It is more common to use propellers mounted on the wingtips of drones, as this increases the aircraft's efficiency. This strategic positioning of the propellers helps to reduce the drag induced by the wings, attenuating the vortex at the wingtips caused by the propeller swirl (Sinnige and Arnhem, 2018). It is also possible to state that new UAV concepts can still open new markets and opportunities for use in diverse and yet unidentified operations.

Different propeller designs, as well as their positioning concerning the drone structure, present variable efficiency, and stability. This will depend on the operating environment and specific objectives, such as the payload, for example. For this reason, research is needed to evaluate the effectiveness of each one. Methods for studying propeller performance have been developed over time. The first developments regarding propeller theory were carried out in 1865 by Rankine & Froude, a study that became known as actuator disc theory or momentum theory (Rankine, 1865); As early as 1892, Drzewiecki presented a theory that considered where the blade elements were treated individually, as support surfaces moving helically, without considering the induced speed of the propeller itself, this theory became known as the blade element theory (Blade Element Theory) (Drzewiecki, 1892). Over the last few decades, variations, and improvements to these classic Betz (1919), Goldstein (1929), and Theodorsen (1948) methods are found in the literature, including becoming tools for academic and technical use, such as QPROP and QMIL from Mark Drela (2006) and Larrabee and French (1983), respectively.

Currently, to carry out efficiency analysis, it is common to carry out experimental tests using Pitot tubes and/or hot wire anemometers to scan the propeller wake. However, it is known that the problem itself is affected by many variables, such as dependence on the shape of the propeller, the precision of the instruments, and the controlled test conditions (rotation speed, temperature, ambient pressure, etc.), operational Reynolds number and even the effect of the turbulence of the flow that reaches the plane of rotation of the propellers. Due to the presence of all these influencing factors, the

problem of determining the velocity field is still relevant from a technological point of view and requires attention even today.

With the increasing use of computational tools in recent decades, it has been seen that Computational Fluid Dynamics (CFD) has become a complementary analysis tool with great potential. Several works in the literature report the use of CFD to analyze the flow pattern in the wake of propellers. Paz *et al.* (2021) used CFD to characterize the flows generated by the propellers, which determine the thrust capacity. Therefore, they evaluated the performance in 3D flow simulation of the most promising methods: multiple reference frames (MRF) and sliding meshes. They obtained as a result that both models are equivalent concerning the evaluation of the ground effect, although a notable deviation was observed in the quantification of thrust, concluding that the significantly lower computational cost of the MRF makes this simulation model more interesting. Tanabe (2021) used CFD to simulate the ground effect of a quadcopter UAV. He kept the rotational speed of the rotors constant, and the pitch angles of the blades were adjusted so that the total thrust of the multicopter was the same. It was concluded that the energy required for the quadcopters decreases when the rotors are not feeling the ground effect and that it increases locally when the rotor height is approximately the rotor radius, as airflow recirculation occurs. Furthermore, it was concluded that the ground speed profile changes significantly with drone direction due to quadcopter outwash.

From an experimental point of view, several studies can be cited that address the problem by scanning the propeller wake using different types of sensors, such as Pitot probes, hot wire anemometers, and PIV (Particle Image Velocimetry). Mukund and Kumar (2016) experimented with a low-speed wind tunnel using a powered propeller model, measuring the velocity field in the vertical plane behind the propeller using two-component hot-wire anemometry. The objective was to analyze whether there was any possible optimization of the propeller-wing combination and with the data obtained it was possible to obtain the average speed, turbulence, and the structure and development of the wing tip vortex. Knowing that the propeller was designed to work with a feed rate, the main results obtained were that the average axial speeds in the wake did not present significant differences in the profile over an axial distance of $x/R = 1.5$, while there is a reduction in the maximum values of tangential velocities at $x/R = 1$. Watanabe (1997) studied the effect of fixing vanes at the tip of propeller blades to analyze the development and propagation of a blade tip vortex. Vortex assessment was done using smoke wire flow, hot wire anemometer, and strain gauge load cell. With the data it was possible to obtain the average speed distributions and speed instability data, as well as thrust, input power, and efficiencies. The experiments were repeated at various rotation speeds ranging from 2000 to 5000 rpm. The main result obtained was that the thrust and efficiency of the propeller were improved by installing vanes at the ends. Yilmaz *et al.* (2015) evaluated the performance characteristics and velocity field of a propeller with a 16-inch diameter duct through an experimental approach using hot wire anemometry and pressure measurements on the internal and external surfaces of the ducts that circulate the propellers. The experiments were conducted at zero angle of attack, which simulates the takeoff and forward flight modes of a vertical-tilt takeoff and landing (VTOL) ducted propeller UAV. Measurements of force, torque, velocity field, and surface pressure under various flow conditions are presented. The main result was shown that the power coefficients obtained for all ducted propeller arrangements are lower than those for the open propeller, which indicates that the propeller operates most efficiently within a duct. However, the thrust obtained from the duct decreases and reaches negative values with increasing advance rate, which makes the duct unfavorable at high free-flow velocities.

The present work aims to map the wakes of different UAV propellers, aiming to analyze the flow dynamics in the wake of the propellers, with the aim of better understanding the aerodynamic effects that influence the performance of each one and how this influences vibration and the noise they produce. All wake mapping was done using a hot wire anemometer (1D) to measure profiles and the velocity field. Using a propeller that presents the highest possible efficiency can result in lower energy consumption, greater payload capacity, noise reduction, and improvement in the overall performance of the UAV, making this a study of utmost importance for the growing market of unmanned aircraft that are powered by propellers. The data obtained may contribute to the improvement of propeller designs and propulsion systems, in addition to providing valuable information for the development of more accurate computational models to simulate the behavior of the propeller trail.

2. EXPERIMENTAL SETUP (METHODOLOGY)

The experimental approach consists of assembling an experimental bench on the premises of the Experimental Aerodynamics Laboratory (LAEX) of the Experimental Aerodynamics Research Center (CPAERO) of the Federal University of Uberlandia (UFU). This test bench was developed to allow the fitting of a propulsive system, containing an engine and propeller, and enable the use of the hot wire anemometer probe to perform data collection on the wake. The

bench was built to leave the propeller wake-free, so there would be no risk of measurements being compromised by interference or unwanted frames/structures, thus guaranteeing the accuracy of the results obtained during the tests. A robust metal tube measuring 31.75 mm in external diameter and 1 m in height was manufactured and welded to a circular base to ensure the stability of the support structure. To fix the rotor, a cylindrical base designed and manufactured using 3D printing was screwed onto the tube. Its wall thickness is 8 mm and was designed to ensure the safety of the engine and propeller even at high rpm. Figure 1 illustrates this assembly.



Figure 1. Mounting the rotor base on the metal tube.

In this experiment, two commercial propellers were used: an APC 9×6E and APC 10×5E. The propellers have, respectively, a diameter of 228.6 mm (9") and a pitch of 152.4 mm and a diameter of 254 mm (10") and a pitch of 127 mm, representing the theoretical distance the propeller advanced with each complete rotation, directly influencing the air displacement provided. The diameter of the propeller's hub in both cases are equal to 20.32 mm, determining the size of the central part where it connects to the motor or generator shaft. The propellers operate at a rotational speed of 4500 rpm at static condition (no upstream flow). The Reynolds number is approximately 0.65×10^5 (based on the average chord at 0.75 R). In Figure 2 it is possible to see the propellers used in this study.



Figure 2. APC commercial propellers 9×6E (gray) and 10×5E (black).

The motor used was an EMAX The ESC acquisition cable was connected to an Arduino UNO board which, in turn, was attached to a computer. The Arduino board operated with commands from the Arduino ESP 8266 IDE library and a code was written to perform this task. After assembling this set-up, tests were carried out to adapt the pulse width modulation (PWM) inputs of the computer keyboard with the desired revolutions per minute (4500 rpm). Finally, a PWM signal generator was added to facilitate measurements. For the desired rpm, this controller operated at 38%. Rotor rotation was measured by a Tcrt5000 optical track line sensor for Arduino Esp8266 in an open loop circuit that can be verified on a DT-2234C digital tachometer. In this way, a reliable rpm reading was guaranteed throughout engine operation with the propeller. Figure 3 schematically illustrates the electronic sets used.

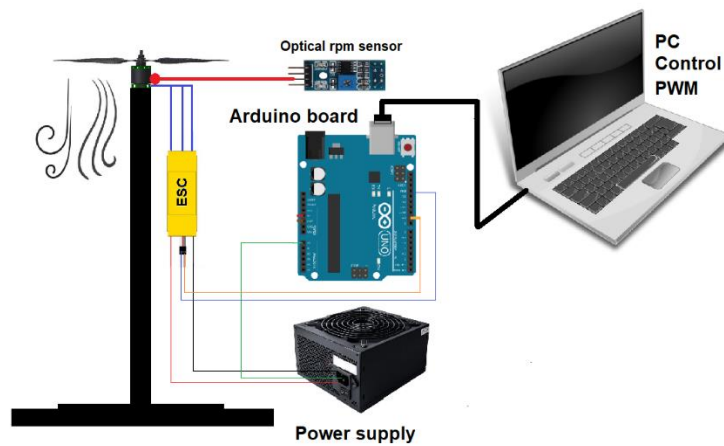


Figure 3. Motor-propeller support and electronic assembly.
Source: Authors.

Speed measurements in the wake of the propellers are performed using a DANTEC® Dynamics StreamLine Pro anemometer system with a 1D (55P11) hot wire probe and by using straight and 90° degree supports. The hot-wire signal was digitized using a 32-bit A/D board with 6 analog input channels. The sampling rate was set at 4000 Hz and the sampling time was about 8 s for each measurement point. To carry out the experiment, a mechanism was designed and manufactured through 3D printing that would allow the anemometer probe to move along the Y and Z axes (see coordinate system in Fig. 6) and guarantee its stability during measurements. Furthermore, a metric graduation was made in this mechanism to facilitate the positioning of the probe. The positions were controlled manually, and the software interface alone controlled the data acquisition process. Figure 4 shows the positioning of the anemometer probe on the bench.



Figure 4. Hot wire anemometer positioned in the propeller wake.

A complete setup for the calibration of the probe is necessary before each test campaign to ensure the accuracy and repeatability of the measurements. The probe 55P11 was calibrated by using the DANTEC® Automatic Calibrator. The 1D probe calibration is a very straightforward process since the probe is directly inserted in a jet flow with a pre-defined range of flow speeds, which is automatically processed by the hot-wire system. Also, for running this calibration process, previous simple measurements with a portable Thermo anemometer TARF-180 were employed to find the range of flow speeds in the wake at different locations for 4500 rpm. These previous measurements indicated the range of 0 to 20 m/s to calibrate the hot wire anemometer probe. Figure 5 illustrates the probe and calibration system used in this research.



Figure 5. Hot wire anemometer probe (1D) and the calibration system.

3. RESULTS

The results will cover simple and multiple velocity profiles acquired in the wake of the two different propellers. To better understand the results, the coordinate system used in orientation of the probe as well as to define the dimensional arrangement of the experiment is provided in Fig. 6.

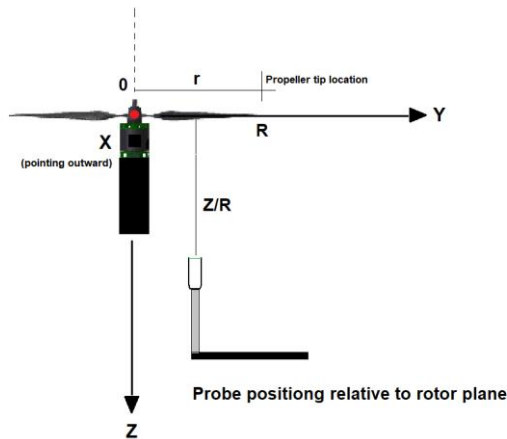


Figure 6. Dimensional arrangement and coordinate system.

Using the hot wire anemometer, the velocity profile at the exit plane away from the rotor plane, $Z/R \approx 0.20$, was measured for both propellers (APC 9×6E and APC 10×5E). The experiment was carried out in static conditions, that is, without free flow velocity. The results are normalized with the propeller radius (R) and the flow velocity in the wake ($U_{measured}$) was kept in absolute values (m/s). The velocity profile in the wake of the propellers is shown in Fig. 7. It is worth mentioning that one of the limitations presented in the experiment was the positioning of the anemometer probe at the starting point of the propeller radius. For this reason, measurements started at point $r/R \approx 0.26$, as can be seen in Fig. 7.

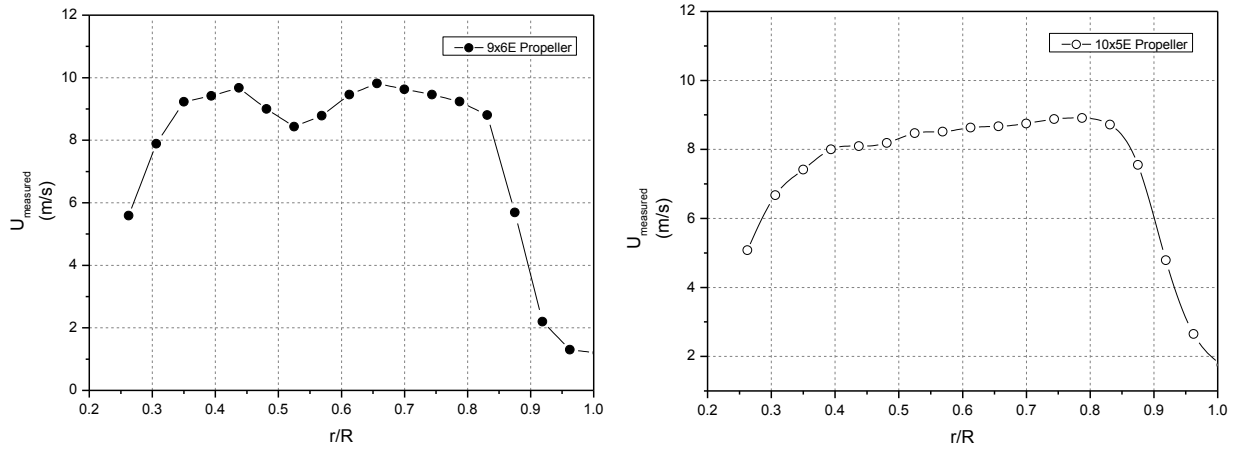


Figure 7. Velocity measured in the exit plane ($Z/R \approx 0.20$) for APC 9×6E and APC 10×5E propellers.

As can be seen in Fig. 7, at the root of the propellers the flow speed is lower and gradually increases, reaching its maximum at around 65% of the radial distance for the APC 9×6E while for APC 10×5E this value is close to 80%. After this, the speed begins to progressively drop due to the induced drag generated by the effect of the vortices at the tip of the propeller blade. Another observation is the acceleration behavior of the flow behind the propellers which is function of the propeller pitch and blade displacement at span location. The APC 9×6E propeller seems to accelerate more the flow reaching almost 10 m/s in the close wake when compared to a top speed of about 8.5 m/s for APC 10×5E. The results obtained are in line with what Mukund and Kumar (2016) found, despite their experiment being carried out with free flow, that is, with wind tunnel flow. For this reason, they achieved a marginal speed increase at the end of the propeller.

The blade-to-blade distributions of the axial velocity components behind the rotating propellers are illustrated in Fig. 8 and Fig. 9, respectively for APC 9×6E and APC 10×5E. The measurements were carried out at $Z/R = 0.20$, $Z/R = 0.40$ and $Z/R = 0.60$, which is in the core-flow region behind the propeller. It is important to observe that the radial distance includes the tip ($Z/R \approx 1.0$) or the hub ($Z/R \approx 0.2$) effects, clearly seen in the velocity profile decay.

It is clear from Fig. 8 that the mean velocity measurements are not enough to represent the complete flow behavior behind the rotating propeller, because ensemble blade-to-blade distributions disclose a considerable nonuniformity of the measured velocity in the circumferential direction. A more detailed experimental technique must be applied to gather velocity unsteadiness in axial, radial, and tangential velocity components. This would require a complete flow mapping with 3-array (XYZ) probe positioning and use of a 3D hotwire probe. This study is underway and soon it will be available for completeness of the data gathered in this research.

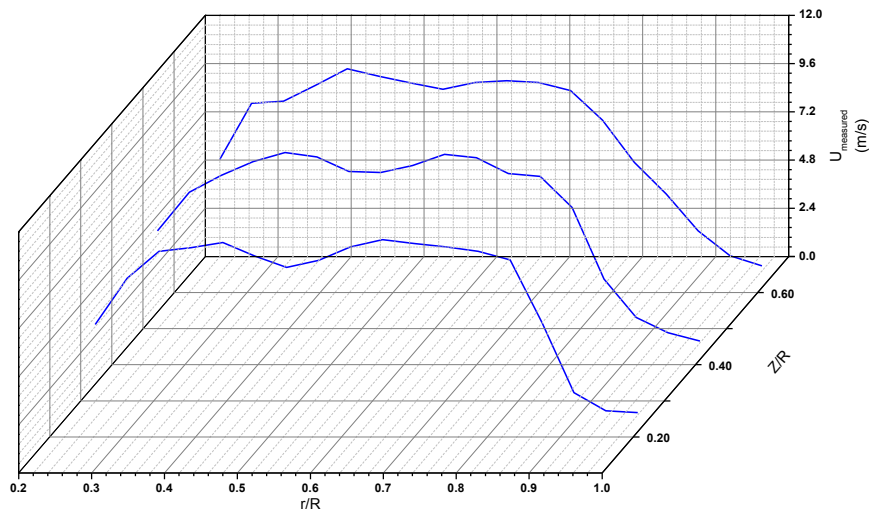


Figure 8. Radial distribution of mean-time and ensemble-averaged velocity field at three axial positions $Z/R \approx 0.20$; $Z/R \approx 0.40$ and $Z/R \approx 0.60$ for APC 9×6E propeller.

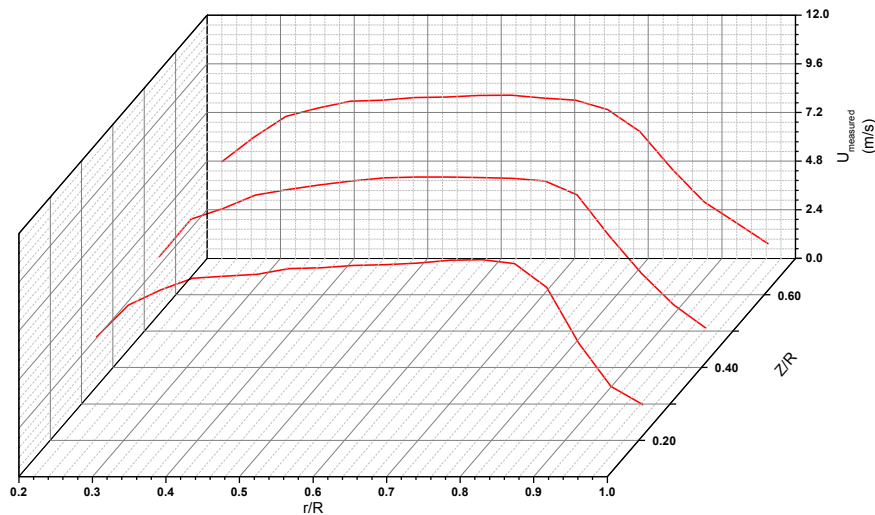


Figure 9. Radial distribution of mean-time and ensemble-averaged velocity field at three axial positions $Z/R \approx 0.20$; $Z/R \approx 0.40$ and $Z/R \approx 0.60$ for APC 10×5E propeller.

From Fig. 9 it is possible to observe a more uniform radial distribution of the velocity field for APC 10×5E propeller when compared to APC 9×6E propeller. The maximum axial velocity component is located at about $Z/R = 0.8$ and starts to gradually decrease towards the tip. By comparing Fig. 8 and Fig. 9, it is also possible to identify that both propellers are under effect of the tip-vortex system. The presence of the tip-vortex is compromising the velocity distribution over $Z/R = 0.8$. As discussed by Fukada *et al.* (1996), a reversed flow is formed around the blade tip and became a tip-vortex in which swirl direction was counterclockwise seen in the lateral plane. It is known that the tip vortex in a propeller blade is a critical phenomenon that significantly influences the propeller's performance, efficiency, and noise generation. As a rotating wing, the tip vortex is created when high-pressure air from below the propeller blade spills over the tip to the low-pressure side, forming a vortex – Anderson (2011). This results in induced drag, a form of drag that arises due to the lift generation mechanism. Additionally, the formation of tip vortices contributes to energy loss as part of the propeller's rotational energy is dissipated in creating these vortices. This loss reduces the overall efficiency of the propeller, especially at higher speeds and loads – Posa (2022). Other issues with strong tip-vortex system in a propeller are aerodynamic noise, vibration and fatigue, wake interference and downstream effects which are beyond the scope of this research currently.

The results gathered herein will be used as experimental data for validation of computational simulations (CFD) currently being performed at the Experimental Aerodynamics Laboratory (LAEX) once they will provide valuable information about the propeller's wake at different operational conditions. In addition, such experimental approach could be either repeated or improved for propeller design and selection, based on main important performance parameters that could be assessed by CFD or even through thrust and torque measurements in a test-bench configured specifically for this purpose that is being built in the laboratory.

4. CONCLUSIONS

This work presented a description of a test arrangement set up for measurement of UAVs propeller's wake by means of a hotwire anemometry system. The experimental measurements of a UAV propeller wake provide a detailed understanding of the wake dynamics and flow characteristics generated by propeller operation. The velocity radial and axial velocity profiles are used to identify the flow behavior under different operational conditions. The study highlights the complex interaction between vortical structures and the surrounding flow, which significantly influences the aerodynamic performance, noise levels, and overall stability of the UAV. By capturing key parameters such as velocity distribution, turbulence intensity, and wake shape, the experimental data offer valuable insights into the design and optimization of propeller blades for enhanced efficiency and reduced noise. At this time only 1D (axial velocity) measurements were taken. However, for future work it is expected the inclusion of 2D and 3D probes to completely describe the flow field in the near and far wake from the propellers. These findings will contribute to the development of more effective and quieter UAV propulsion systems, emphasizing the importance of accurate wake modeling and analysis. Future research should explore the effects of different operating conditions and propeller geometries to further refine our understanding of UAV propeller wakes and improve UAV performance in various flight scenarios.

5. ACKNOWLEDGEMENTS

The authors would like to thank the Financiadora de Estudos e Projetos (FINEP — 0138/11) for funding CPAERO (Experimental Aerodynamics Research Center) from the Universidade Federal de Uberlândia (UFU).

6. REFERENCES

- A. Betz. Airscrews with minimum energy loss. Report, Kaiser Wilhelm Institute for Flow Research, 1919.
- Anderson, J. (2011). EBOOK: Fundamentals of Aerodynamics (SI units). McGraw hill.
- Drzewiecki, S., *Theorie générale de l'hélice*. Paris: Gauthier-Villars, 1892.
- E.E. Larrabee and S.E. French. Minimum induced loss windmills and propellers. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 15:317–327, 1983.
- Fukada, R., Nigim, H., & Koyama, H. (1996). Measurements and visualization in the flowfield behind a model propeller. *Journal of aircraft*, 33(2), 407-413.
- Mark Drela. QPROP Formulation. MIT Aero and Astro, June 2006.
- Mukund, R., & Kumar, A. C. (2016). Velocity field measurements in the wake of a propeller model.
- Paz, C., Suárez, E., Gil, C., & Vence, J. (2021). Assessment of the methodology for the CFD simulation of the flight of a quadcopter UAV. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 218, 104807.
- Posa, A. (2022). The dynamics of the tip vortices shed by a tip-loaded propeller with winglets. *Journal of Fluid Mechanics*, 951. <https://doi.org/10.1017/jfm.2022.852>.
- Rankine, W. J. M., On the mechanical principles of the action of propellers. *Transactions of the Institution of Naval Architects*, 6(1), 13-39, 1865.
- S. Goldstein. On the vortex theory of screw propellers. *Proceedings of the Royal Society*, 123, 1929.
- Sinnige, M., & Arnhem, M. (2019). Wingtip-mounted propellers: Aerodynamic analysis of interaction effects and comparison with conventional layout. *Journal of Aircraft*, 56(1), 295-305.
- T. Theodorsen. *Theory of Propellers*. McGraw-Hill, New York, 1948.
- Tanabe, Y., Sugawara, H., Sunada, S., Yonezawa, K., & Tokutake, H. (2017). Quadrotor drone hovering in ground effect. In *Proceedings of the International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, Miami, FL.
- Watanabe, T., Nigim, H. H., & Koyama, H. S. (1997). The effects of propeller tip vane on flow-field behavior. *Journal of Propulsion and Power*.
- Yilmaz, S., Erdem, D., & Kavsaoglu, M. S. (2015). Performance of a ducted propeller designed for UAV applications at zero angle of attack flight: An experimental study. *Aerospace Science and Technology*, 45, 376-386.
- Zhu, H., Jiang, Z., Zhao, H., Pei, S., Li, H., & Lan, Y. (2021). Aerodynamic performance of propellers for multirotor unmanned aerial vehicles: Measurement, analysis, and experiment.

7. RESPONSIBILITY NOTICE

The authors are the only ones responsible for the printed material included in this paper.