

**UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO  
ESCOLA DE ENGENHARIA DE SÃO CARLOS**

**Carlos André Persiani Filho**

**Projeto e Construção de uma Bancada Automática de Ensaio  
Estático de Hélices de Baixo Número de Reynolds**

**São Carlos**

**2021**



**Carlos André Persiani Filho**

**Projeto e Construção de uma Bancada Automática de Ensaio  
Estático de Hélices de Baixo Número de Reynolds**

Monografia apresentada ao Curso de Engenharia Aeronáutica, da Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São Paulo, como parte dos requisitos para obtenção do título de Engenheiro Aeronáutico.

Orientador: Prof. Dr. Hernan Dário Cerón  
Muñoz

**São Carlos**

**2021**

AUTORIZO A REPRODUÇÃO TOTAL OU PARCIAL DESTE TRABALHO,  
POR QUALQUER MEIO CONVENCIONAL OU ELETRÔNICO, PARA FINS  
DE ESTUDO E PESQUISA, DESDE QUE CITADA A FONTE.

Ficha catalográfica elaborada pela Biblioteca Prof. Dr. Sérgio Rodrigues Fontes da  
EESC/USP com os dados inseridos pelo(a) autor(a).

P466p      Persiani Filho, Carlos André  
              Projeto e Construção de uma Bancada Automática  
de Ensaio Estático de Hélices de Baixo Número de  
Reynolds / Carlos André Persiani Filho; orientador  
Hernan Dário Cerón Muñoz. São Carlos, 2021.

              Monografia (Graduação em Engenharia Aeronáutica)  
-- Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade  
de São Paulo, 2021.

              1. Aerodinâmica. 2. Hélices. 3. Baixo Número de  
Reynolds. I. Título.



## FOLHA DE APROVAÇÃO

<b>Candidato:</b> Carlos André Persiani Filho
<b>Título do TCC:</b> Projeto e Construção de uma Bancada de Ensaio de Hélices de Baixo Número de Reynolds
<b>Data de defesa:</b> 23/07/2021

Comissão Julgadora	Resultado
Professor Titular Glauco Augusto de Paula Caurin	Aprovado
Instituição: EESC - SAA	
Professor Doutor Ricardo Afonso Angélico	Aprovado
Instituição: EESC - SAA	

Presidente da Banca: Professor Titular Glauco Augusto de Paula Caurin

  
\_\_\_\_\_  
(assinatura)



## AGRADECIMENTOS

Agradeço à Deus pela possibilidade de realizar todos os meus projetos, minhas buscas, especulações e a materialização dos meus sonhos.

Agradeço à minha família que me apoia, sempre e em todos os momentos, com bons conselhos e muita preocupação.

Agradeço aos meus amigos de longa data, que são poucos e valiosos, e que sempre presentes e disponíveis- tornam tudo muito mais interessante. Um agradecimento especial ao meu amigo Toni, pelo imenso apoio ao longo da graduação.

Agradeço aos meus professores, que tanto me ajudaram e me ensinaram, não apenas sobre os assuntos acadêmicos, mas também fazendo parte na maneira como vejo o mundo. Agradeço aos professores da universidade, Ricardo e Belo, pela enorme sabedoria e excelentes conselhos no dia a dia, e ao professor Hernan pela orientação neste trabalho. No mais, agradeço ao professor Reginaldo, por tudo.

São inúmeras as vozes que, preocupadas, me aconselharam e incitaram aquilo que há de melhor em mim, sempre me conduzindo pelo caminho. Graças a Deus seria interminável citar tantos nomes neste "agradecimentos".

Àqueles cujos caminhos se cruzaram com o meu, e que de alguma forma puderam ser acrescidos de algo: muito obrigado!



*“Graças a Deus, tudo é mistério.”*

*João Guimarães Rosa*



## RESUMO

Persiani Filho, C.A. **Projeto e Construção de uma Bancada Automática de Ensaio Estático de Hélices de Baixo Número de Reynolds**. 2021. 66p. Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2021.

Este trabalho desenvolve e constrói uma bancada de ensaio estático de hélices no campo de veículos de pequena escala, de baixo número de Reynolds. Drones em geral, asas fixas, quadricópteros, hexacópteros e até mesmo aeronaves de aeromodelismo fazem uso de hélices de baixo número de Reynolds. Nesta tese, é apresentado um sistema automático de ensaio estático, que ensaja a obtenção dos coeficientes principais de uma hélice: coeficiente de tração ( $C_T$ ) e coeficiente de potência ( $C_P$ ). Para a concretização deste objetivo, uma estrutura foi desenvolvida, lançando mão extensivamente de materiais metálicos e impressão 3D. Um sistema embarcado elétrico-eletrônico, tendo como coração um sistema microprocessado Raspberry Pi 3, é adicionado e responsável pelo software processador. Neste âmbito, um programa com interface foi desenvolvido na linguagem python, e deixa fácil o acesso ao usuário, mesmo o leigo. Um programa pós-processador é responsável pelo posterior tratamento de sinais, fusão de sensores e estimativas ótimas dos coeficientes. Ao cabo, as curvas de  $C_{T_0}$  e  $C_{P_0}$  são definidas.

**Palavras-chave:** Aerodinâmica, Hélices, Ensaio de Hélices, Baixo Número de Reynolds, Sistemas Embarcados, Sistemas Microprocessados.





## ABSTRACT

Persiani Filho, C.A. **Design and Construction of an Automatic Low Reynolds Number Propeller's Test Bench.** 2021. 66p. Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2021.

This work designs and builds a static propeller's test bench in the range of small-scale, low Reynolds number vehicles. Drones in general, fixed-wings, quadricopters, hexacopters and even model airplanes make use of low Reynolds number propellers. In this thesis, an automatic static test system is presented, which allows obtaining the main coefficients of a propeller: thrust coefficient ( $C_T$ ) and power coefficient ( $C_P$ ). To achieve this goal, a structure was developed, making extensive use of metallic and 3D printing materials. An embedded electrical-electronic system, with a Raspberry Pi 3 microprocessor system, is used and is responsible for the software processor. In this context, a program with an interface was developed in the python language, and it allows easy access to the user, even for the first coming. A post-processor program is responsible for further signal processing, sensor fusion and optimal coefficient estimates. At last, the  $C_{T_0}$  and  $C_{P_0}$  curves are defined.

**Keywords:** Aerodynamics, Propeller, Propeller's Test Bench, Low Reynolds Number, Embedded Systems, Microprocessor Systems



## LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – DHL Drone . . . . .	19
Figura 2 – Drone DJi Mavic Mini 2 . . . . .	23
Figura 3 – Espectro de Número de Reynolds [Lissaman, 1983] . . . . .	24
Figura 4 – Diagrama Ilustrando o Escoamento ao Redor do Rotor . . . . .	25
Figura 5 – Parâmetros na Definição de uma Hélice . . . . .	27
Figura 6 – Distribuição Radial [Tjhai, 2013] . . . . .	27
Figura 7 – Distribuição Radial [Tjhai, 2013] . . . . .	28
Figura 8 – Diagrama de Corpo Livre - Tração . . . . .	29
Figura 9 – Eficiência do Motor . . . . .	32
Figura 10 – Algoritmo do Filtro Passa Faixa . . . . .	33
Figura 11 – Transformação do Sinal Bruto pelo Filtro Passa Faixa . . . . .	34
Figura 12 – Transformação do Sinal dado pelo Filtro Passa Faixa pelo Filtro de Primeira Ordem . . . . .	34
Figura 13 – Vista Isométrica Traseira da Bancada em Desenho CAD . . . . .	39
Figura 14 – Vista Isométrica Dianteira da Bancada em Desenho CAD . . . . .	40
Figura 15 – Sistema Encoder . . . . .	41
Figura 16 – Conjunto Célula de Carga . . . . .	42
Figura 17 – Diagrama Elétrico Simplificado . . . . .	43
Figura 18 – Início do <i>Software</i> Processador . . . . .	44
Figura 19 – Procedimento para Ensaio da Hélice . . . . .	45
Figura 20 – Algoritmo Pós-Processador . . . . .	46
Figura 21 – Bancada Fabricada Completa . . . . .	48
Figura 22 – Conjunto de Sensores Externos . . . . .	48
Figura 23 – Processador Interface . . . . .	49
Figura 24 – Foto Hélice <i>Slow Flyer</i> 9x4.7 . . . . .	50
Figura 25 – Resultado do Ensaio para $\Omega = 5100rpm$ da Hélice <i>Slow Flyer</i> 9x4.7 . . . . .	51
Figura 26 – Curvas $C_{T_0} \times \Omega$ Hélice <i>Slow Flyer</i> 9x4.7 . . . . .	52
Figura 27 – Curvas $C_{P_0} \times \Omega$ Hélice <i>Slow Flyer</i> 9x4.7 . . . . .	52
Figura 28 – Foto Hélice <i>Thin Electric</i> 8x4 . . . . .	53
Figura 29 – Resultado do Ensaio para $\Omega = 5743rpm$ da Hélice <i>Thin Electric</i> 8x4 . . . . .	54
Figura 30 – Curvas $C_{T_0} \times \Omega$ Hélice <i>Thin Electric</i> 8x4 . . . . .	55
Figura 31 – Curvas $C_{P_0} \times \Omega$ Hélice <i>Thin Electric</i> 8x4 . . . . .	55
Figura 32 – Foto Hélice <i>Thin Electric</i> 8x6 . . . . .	56
Figura 33 – Resultado do Ensaio para $\Omega = 5022rpm$ da Hélice <i>Thin Electric</i> 8x6 . . . . .	57
Figura 34 – Curvas $C_{T_0} \times \Omega$ Hélice <i>Thin Electric</i> 8x6 . . . . .	58
Figura 35 – Curvas $C_{P_0} \times \Omega$ Hélice <i>Thin Electric</i> 8x6 . . . . .	58



## LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Exemplo de Distribuição Radial - Hélice APC 10x7 [Carvalho, 2013] . . . . .	26
Tabela 2 – Parâmetros Geométricos e Aerodinâmicos para Correção Aerodinâmica . . .	31
Tabela 3 – Parâmetros Elétricos de Potência . . . . .	31
Tabela 4 – Propagação de Incertezas para Algumas Funções Elementares [Schneider, 2017]	35
Tabela 5 – Conjunto de Elementos Elétricos/Eletrônicos Usados . . . . .	42
Tabela 6 – Parâmetros de Ensaio . . . . .	50
Tabela 7 – Tabela Contendo a Média dos Coeficientes Aerodinâmicos Obtidos pela Banca e pela Base de Dados para a Hélice <i>Slow Flyer</i> 9x4.7 . . . . .	53
Tabela 8 – Tabela Contendo a Média dos Coeficientes Aerodinâmicos Obtidos pela Banca e pela Base de Dados para a Hélice <i>Thin Electric</i> 8x4 . . . . .	56
Tabela 9 – Tabela Contendo a Média dos Coeficientes Aerodinâmicos Obtidos pela Banca e pela Base de Dados para a Hélice <i>Thin Electric</i> 8x6 . . . . .	59



## LISTA DE SÍMBOLOS

$T$	Tração [N]
$P$	Potência [W]
$Q$	Momento [Nm]
$\Omega$	Velocidade Angular [rad/s]
$n$	Velocidade Angular [Hz]
$\rho$	Densidade [ $\text{kg}/\text{m}^3$ ]
$C_T$	Coeficiente de Tração [ ]
$C_P$	Coeficiente de Potência [ ]
$C_Q$	Coeficiente de Momento [ ]
$C_{T_0}$	Coeficiente de Tração Estático [ ]
$C_{P_0}$	Coeficiente de Potência Estático [ ]
$C_{Q_0}$	Coeficiente de Momento Estático [ ]
$C_{D_{cil}}$	Coeficiente de Arrasto Cilindro [ ]
$C_{D_{pr}}$	Coeficiente de Arrasto Prisma [ ]
$V$	Velocidade Local [m/s]
$V_{75}$	Velocidade à 75% do diâmetro [m/s]
$V_\infty$	<i>Freestream Velocity</i> [m/s]
$w$	Velocidade Induzida [m/s]
$\mu$	Média Estatística

$var$	Variância Estatística
$\sigma$	Desvio Padrão
$c$	Corda Local [m]
$c_{75}$	Corda à 75% do diâmetro [m]
$N$	Número de Pás [ ]
$D$	Diâmetro da Hélice [m]
$R$	Raio da Hélice, $R = D/2$ [m]
$\hat{p}$	Passo da Hélice [m]
$\beta$	Torção Geométrica [rad]
$\beta_{75}$	Torção Geométrica à 75% do diâmetro [rad]
$\nu$	Viscosidade Cinemática [ $m^2/s$ ]
Re	Número de Reynolds, $Re = Vc/\nu$ [ ]
$Re_{75}$	Número de Reynolds à 75% do diâmetro, $Re_{75} = V_{75}c_{75}/\nu$ [ ]
$S_{cil}$	Área de um Cilindro [ $m^2$ ]
$S_{pr}$	Área de um Prisma [ $m^2$ ]
$b$	Largura Lateral da Barra de Apoio Principal [m]
VTOL	<i>Vertical Take-Off and Landing</i>
UAV	<i>Unmanned Aerial Vehicle</i>
MAV	<i>Micro Aerial Vehicle</i>
VANT	Veículo Aéreo Não Tripulado
CAD	<i>Computer-Aided Design</i>



## SUMÁRIO

	<b>Lista de tabelas</b>	<b>13</b>
	<b>1 INTRODUÇÃO</b>	<b>19</b>
1.1	Objetivos	20
1.2	Visão Geral do Documento	21
	<b>2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA</b>	<b>23</b>
2.1	Hélices - Visão Geral	26
2.2	Equilíbrio Estático	28
2.3	Correções Aerodinâmicas	29
2.4	Eficiência do Conjunto Elétrico	31
2.5	Parâmetros Estatísticos, Filtros e Erros	32
2.5.1	Parâmetros Estatísticos	32
2.5.2	Filtro Passa Faixa	33
2.5.3	Filtro de Primeira Ordem	34
2.5.4	Propagação dos Erros	35
	<b>3 MATERIAIS E MÉTODOS</b>	<b>37</b>
3.1	Projeto de Bancada Automática de Ensaio de Hélices	37
3.1.1	Apresentação do Projeto	38
3.2	Conjunto Elétrico/Eletrônico	40
3.3	Constantes e Histerese dos Sensores	43
3.4	Software Processador	44
3.5	Software Pós-Processador	45
3.6	Roteiro de Ensaio	46
	<b>4 RESULTADOS</b>	<b>47</b>
4.1	Hardware	47
4.2	Software	49
4.3	Experimentos	50
4.3.1	Hélice 9x4.7 <i>Slow Flyer</i>	50
4.3.2	Hélice 8x4 <i>Thin Electric</i>	53
4.3.3	Hélice 8x6 <i>Thin Electric</i>	56
	<b>5 CONCLUSÕES E PERSPECTIVAS</b>	<b>61</b>
5.1	Discussão dos Resultados	62
5.2	Futuros Trabalhos	63
	<b>REFERÊNCIAS</b>	<b>65</b>



# CAPÍTULO 1

## INTRODUÇÃO

A notoriedade e o espaço obtido pelos Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs), em especial os veículos de pouso e decolagem vertical (VTOLs), na última década, viabiliza uma gama de estudos e desenvolvimentos tecnológicos referentes à seu desenvolvimento. Mecânica fina, sistemas embarcados, sistemas de controle, fusão de sensores e filtros são alguns dos campos notáveis neste caminho. Não obstante, o grupo moto-propulsor é o principal responsável pelo consumo de energia e pela emissão de ruído, dois fatores chave para o design de qualquer aeronave não tripulada. Esses fatores entram em diversos campos, e especialmente podem reduzir a autonomia da aeronave, enquanto legislações emergentes podem solicitar que os níveis de ruído estejam abaixo de determinado teto. Naturalmente, ainda, é mister que o grupo moto-propulsor atenda determinadas demandas da aeronave, como tração.

Veículos Aéreos Não Tripulados estão em crescente desenvolvimento, tanto sob uma ótica de grandes escalas geométricas, quanto sob um âmbito de pequenas escalas. Os drones, nome genérico dado aos VANTs, especialmente os de pequena escala, adquiriram uma importância ímpar na construção das perspectivas futuras de tarefas, das mais variadas, que podem ser otimizadas com o uso dessas máquinas. A empresa DHL [Heutger and Kückelhaus, ], para ficar em um exemplo, têm projetos já maduros de iniciar entregas com o uso dessas máquinas.



Figura 1 – DHL Drone

Essas aeronaves se popularizaram e vem ganhando cada vez mais espaço nas atividades

cotidianas. O barateamento da eletrônica, a relativa grande densidade de carga das baterias modernas, a possibilidade de construção de estruturas leves e o sistema propulsivo, comumente associado à hélices, viabilizaram essa ascensão.

De uma maneira geral, é imprescindível que essas máquinas possuam uma autonomia razoável, de forma que consigam realizar o maior número possível de tarefas, ou realizar entregas, no contexto da empresa DHL, o mais distante e com a maior carga paga possível.

No contexto dos drones de pouso e decolagem vertical (VTOL), o voo em *hovering* ganha um tom de absoluta importância, sendo a condição de trimagem principal da aeronave. Neste viés, o conjunto propulsivo opera em uma condição dita estática, na qual não há escoamento transversal à hélice (como é o comum em aeronaves asa-fixa). Não obstante, é também esse sistema moto-propulsivo o principal responsável pelo consumo de potência da aeronave. Dito isso, o conhecimento tácito das características da hélice, bem como do motor, são fundamentais para o projeto de uma aeronave com esse apelo.

No plano das aeronaves de pequena escala, abaixo de 25 kg, catalogadas como de classe C3, o estudo das hélices se confunde com o estudo de hélices de baixo número de Reynolds. A vasta aplicação destas máquinas viabiliza o estudo dessa categoria de hélices, visando garantir os níveis de tração requerentes e o consumo mínimo de potência. Além disso, outra preocupação emergente, no contexto de VANTs operando dentro de cidades e nas proximidades da população, é a poluição sonora, concebida nos níveis de ruído da aeronave. Neste sentido, tendo em mente que as hélices são as maiores geradoras de ruído destas máquinas, também é de relevância uma estimativa, inclusive sob uma ótica experimental, dos níveis de ruído gerados pela hélice.

É de suma importância o conhecimento dos coeficientes de interesse das hélices, e é ainda fundamental um método (aqui, experimental) que, de forma simplificada, retorne os parâmetros mais caros da hélice, podendo, dessa forma, lançar mão de uma série de algoritmos de otimização e mesmo *machine learning*, podendo ensaiar, de forma absolutamente simplificada, uma grande base de dados.

Nesse contexto, o presente projeto anseia a construção de uma bancada automática de ensaio de hélices, no contexto de baixos números de Reynolds. A bancada analisará, sob o prisma de um ensaio estático, os coeficientes principais da hélice (coeficiente de tração e coeficiente de potência), como funções da velocidade angular do conjunto moto-propulsor.

## 1.1 Objetivos

O objetivo deste trabalho é a construção de uma base de ensaio de hélices que seja capaz de:

- Ensaiar hélices de baixo número de Reynolds, até 10 polegadas;
- Gerar os coeficientes estáticos principais da hélice: coeficiente de tração  $C_{T_0}$  e coeficiente de potência  $C_{P_0}$ ;
- Automatizar o ensaio;
- Construir Softwares processador e pós-processador para uso da bancada e análise dos resultados;

- Realizar estudo comparativo dos resultados obtidos com hélice previamente conhecida.

## 1.2 Visão Geral do Documento

Esta tese se escora em um conjunto de cinco capítulos, cuja estrutura visa apresentar da maneira mais simples e didática possível o projeto e a construção da bancada de ensaio estático de hélices.

Uma introdução ao universo e às aplicações das hélices é feita, seguindo de uma apresentação à problemática da mensuração dos coeficientes estáticos de uma hélice, e sua influência no design de veículos aérios não tripulados, especialmente VTOLs.

O leitor será introduzido às condições de análise de uma hélice, partindo de uma revisão bibliográfica e da apresentação de um conjunto de valores que caracteriza a hélice, não apenas de um ponto de vista geométrico, mas também sob a perspectiva aerodinâmica e propulsiva.

Em seguinte, será feita uma apresentação da estrutura da bancada, dos diagramas de corpo livre que possibilitam a extração dos coeficientes aerodinâmicos e das rotinas computacionais implementadas. Uma série de algoritmos de filtragem e fusão de sensores também serão estabelecidos, especulando no sentido de encontrar as medidas ótimas que representam o comportamento da hélice.

A materialização da bancada é dada lançando mão de todo um conjunto de estruturas metálicas e em impressão 3D, sensores, uma fonte de corrente contínua, e um sistema microprocessado Raspberry Pi 3, além de outros componentes comerciais. Esses conjunto de artigos são montados e ordenados em um grupo embarcado.

Os resultados obtidos são apresentados, e as curvas de uma hélice modelo, cujos coeficientes são conhecidos, é contrastada com as curvas geradas automaticamente pela bancada.

Ao cabo do trabalho, possibilidades e ideias para aprimoramentos, ou mesmo utilidades da bancada, são colocadas. Novas perspectivas são exploradas e o trabalho chega, ao fim, ao seu desfecho.



## CAPÍTULO 2

### REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Sistemas moto-propulsores têm relevância ímpar na definição do consumo de potência das aeronaves. No contexto de Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs), especialmente de baixo número de Reynolds, a escolha apropriada do grupo moto-propulsor pode significar melhoras dramáticas na performance e autonomia da aeronave. As hélices de pequena escala, em voga devido ao seu extensivo uso em VANTs, garantem a tração necessária para a aeronavegabilidade da aeronave, não são demasiadas pesadas, tampouco custosas, tornando-se ótimas escolhas para essa classe de veículos.

A figura a seguir apresenta um quadrotor da fabricante DJi, clássico exemplo que usa hélices de baixo número de Reynolds.



Figura 2 – Drone DJi Mavic Mini 2

A necessidade de pequenas escalas nestes projetos, conduz ao design de uma hélice de

corda pequena (na ordem de algumas dezenas de milímetros). Este fato, junto às velocidades radiais da hélice variarem de aproximadamente zero à velocidade da ponta (a velocidade da ponta é o raio da hélice vezes a velocidade angular, em radianos por segundo), garantem uma existência aerodinâmica em regimes de Reynolds baixos [Lissaman, 1983], [Winslow et al., 2018]. No diagrama 3 é possível perceber alguns regimes de Reynolds

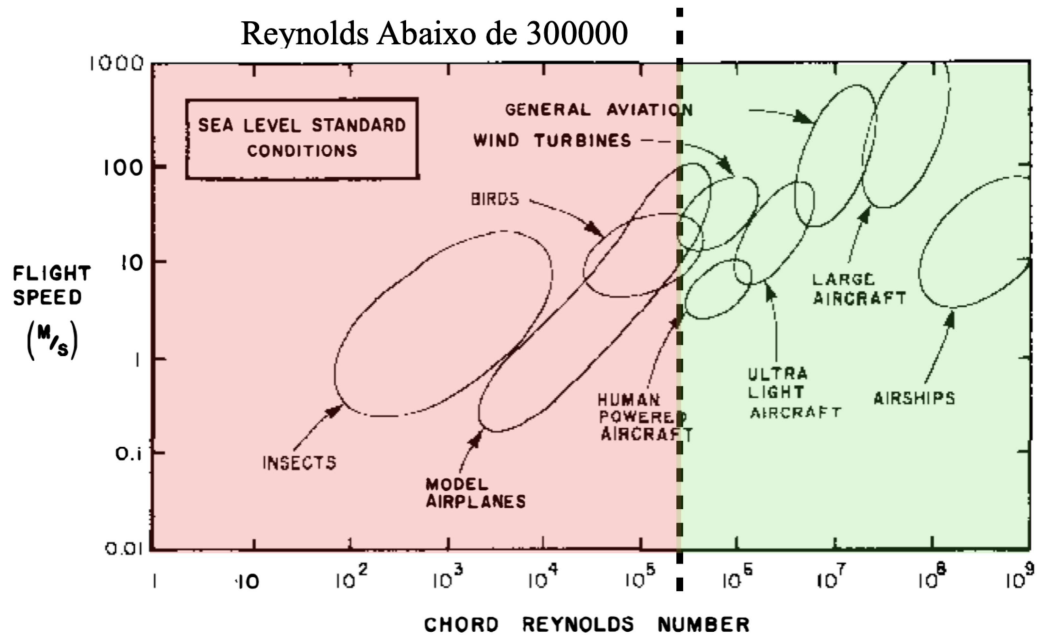


Figura 3 – Espectro de Número de Reynolds [Lissaman, 1983]

nos quais diversos objetos operam. Na faixa encontrada neste trabalho, o número de Reynolds não será maior que a ordem de  $10^5$ . Neste contexto, a depender da velocidade induzida pela hélice, objetos como aeromodelos, ou mesmo algumas classes de pássaros, poderiam experimentar um escoamento semelhante. Tal fato é rico em consequências, e o número de Reynolds impacta dramaticamente na performance da hélice. Não obstante, o número de Reynolds também varia radialmente na hélice, devido à distribuição linear de velocidade local, e também à distribuição de corda.

A condição de voo estático de uma hélice é aquela na qual não há escoamento transversal senão o induzido pela própria hélice, isto é  $V_\infty = 0$  (ver figura 4). Essa condição é encontrada largamente nos veículos *Vertical Take-Off and Landing* (VTOL), como o drone ilustrado na figura 2. A assinatura estática das hélices, isso é, a descrição mais fiel de seu comportamento nesta condição, são dois coeficientes: a saber, coeficiente de tração ( $C_{T_0}$ ) e coeficiente de potência ( $C_{P_0}$ ), ou, equivalentemente, coeficiente de tração e coeficiente de torque ( $C_{Q_0}$ ), já que os coeficientes de torque e potência são proporcionais ( $C_{P_0} = 2\pi C_{Q_0}$  [Tjhai, 2013]). A localização destes coeficientes é mister para a determinação da performance da hélice, e é primordial para as estimativas de margens de tração, do cálculo da autonomia e do sistema de potência da aeronave.



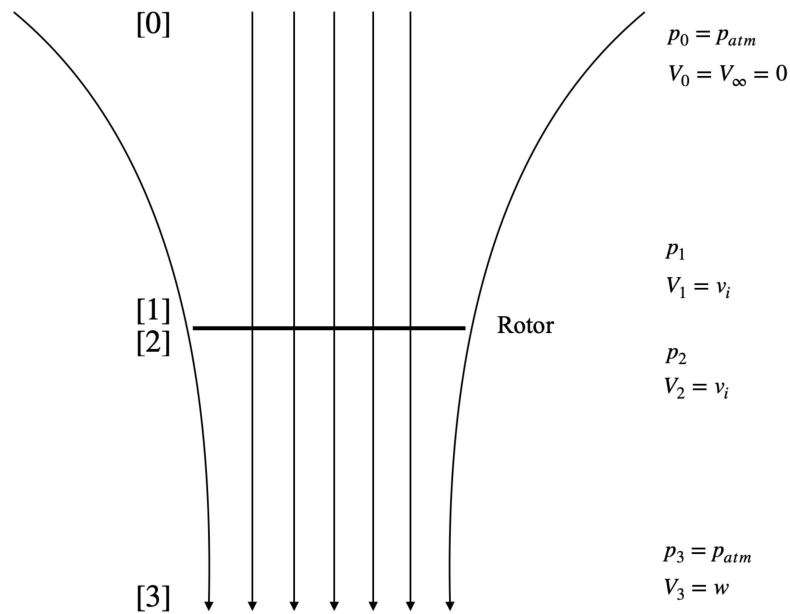


Figura 4 – Diagrama Ilustrando o Escoamento ao Redor do Rotor

Haja vista a imensa importância do conhecimento da assinatura estática de uma hélice, métodos, analíticos e experimentais, são desenvolvidos ao cabo da literatura. Os métodos analíticos, em especial, possuem uma dificuldade particular neste contexto de hélices. Para que eles possuam um desempenho razoável, é fundamental o conhecimento tácito da geometria da hélice, como a distribuição de corda, a distribuição de aerofólio e de torção geométrica. Além disso, um bom modelo aerodinâmico precisa ser implementado, no objetivo de compensar os diferentes números de Reynolds que existem radialmente, como ilustrado na tabela 1.

r/R	c/R	beta ( $\beta$ )	r[m]	c[m]	Re (3000rpm)	Re (6000rpm)
0.15	0.109	34.86	0.01905	0.013843	5607	11214
0.2	0.132	37.6	0.0254	0.016764	9054	18107
0.25	0.155	36.15	0.03175	0.019685	13289	26578
0.3	0.175	33.87	0.0381	0.022225	18004	36008
0.35	0.192	31.25	0.04445	0.024384	23045	46091
0.4	0.206	28.48	0.0508	0.026162	28258	56516
0.45	0.216	25.6	0.05715	0.027432	33334	66667
0.5	0.222	22.79	0.0635	0.028194	38066	76132
0.55	0.225	20.49	0.06985	0.028575	42439	84877
0.6	0.224	18.7	0.0762	0.028448	46091	92182
0.65	0.219	17.14	0.08255	0.027813	48817	97634
0.7	0.21	15.64	0.0889	0.02667	50412	100824
0.75	0.197	14.38	0.09525	0.025019	50669	101338
0.8	0.18	13.11	0.1016	0.02286	49383	98766
0.85	0.159	11.83	0.10795	0.020193	46348	92696
0.9	0.133	10.65	0.1143	0.016891	41050	82099
0.95	0.092	9.53	0.12065	0.011684	29973	59945
1	0.049	8.43	0.127	0.006223	16804	33608

Tabela 1 – Exemplo de Distribuição Radial - Hélice APC 10x7 [Carvalho, 2013]

Um modelo para levar em consideração a distribuição de Reynolds pode ser o uso do método *Combined Momentum - Blade Element Theory* [Tjhai, 2013], fazendo uso de um modelo de discretização. Dessa forma, e extrapolando a própria sugestão bibliográfica, cada elemento radial poderia ainda ser levado à um software especial, tal qual XFOIL, e supor a convergência dos coeficientes aerodinâmicos no particular número de Reynolds. Este método pode ser custoso do ponto de vista computacional. Ainda sim, o cálculo das propriedades aerodinâmicas do perfil discretizado em casa estação pode ainda ser colocado em dúvida devido as estimativas viscosas, intimamente relacionadas à camada limite, serem enormemente complexas.

Não obstante, vale comentar que os métodos analíticos existem e são largamente implementados, trazendo bons resultados no geral, em especial para números de Reynolds não tão pequenos. Neste trabalho, no entanto, na tentativa de evitar os entraves que os métodos analíticos poderiam trazer, e na esperança de criar um método altamente automatizado, capaz de devolver com fidelidade as curvas estáticas de uma hélice, uma bancada experimental de ensaio estática é apresentada.

## 2.1 Hélices - Visão Geral

As hélices de passo constante, objeto de análise neste estudo, possuem cinco parâmetros fundamentais. Seu diâmetro ( $D$ ), seu passo ( $\hat{p}$ ) e o número de pás ( $N$ ). Ainda, para a definição precisa, do ponto de vista aerodinâmico, ainda é necessário conhecer a distribuição de corda e a distribuição de aerofólio. A figura 5 diagrama essa definição.

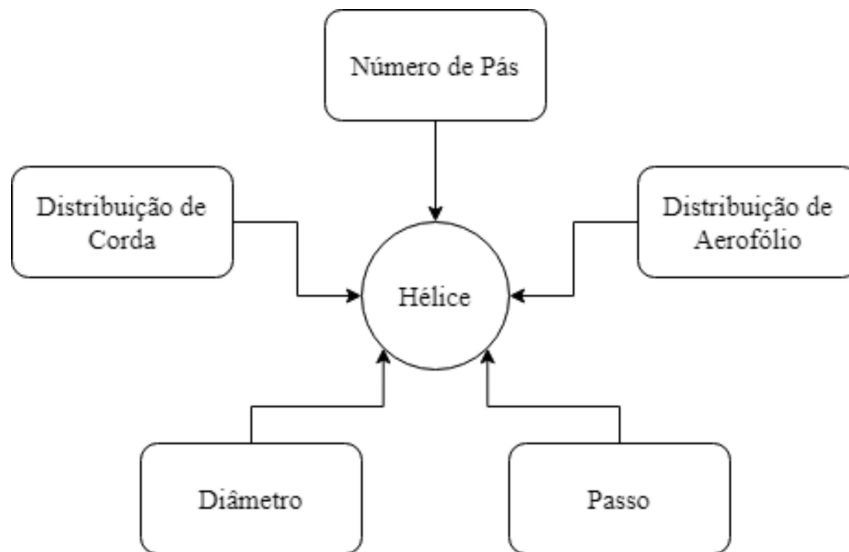


Figura 5 – Parâmetros na Definição de uma Hélice

A torção geométrica de uma hélice, algo de fundamental importância, é definida uma vez escolhido seu passo. Por este viés, a figura 6 revela a definição da distribuição de torção geométrica em função do passo definido da hélice. Partindo do triângulo retângulo ilustrado na figura, a relação

$$\beta = \arctan\left(\frac{\hat{p}}{2\pi r}\right) \quad (2.1)$$

expressa cada ângulo de torção geométrica, em cada raio definido  $r$ . Também é válido lembrar a figura 1, ilustrando a distribuição de  $\beta$ , que, no contexto, é tradicionalmente associado ao valor da torção geométrica em uma particular seção.

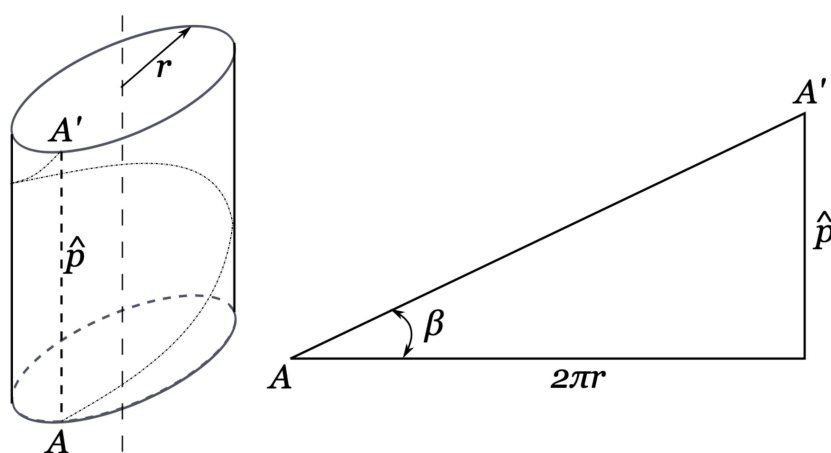


Figura 6 – Distribuição Radial [Tjhai, 2013]

Em relação às seções discretizadas, a figura 7 ilustra um elemento discreto da hélice, usado para a elucidação de suas propriedades em cada ponto radial. A discretização também tem fundamental função na construção dos modelos analíticos comentados, que corroboram para um estudo computacional da hélice [Tjhai, 2013].

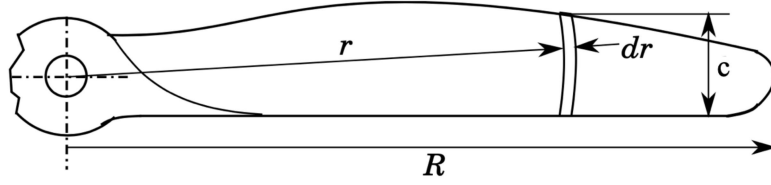


Figura 7 – Distribuição Radial [Tjhai, 2013]

Os métodos computacionais não serão objetos de estudo deste trabalho, mas auxiliam enormemente na construção e otimização de hélices modelo. Neste trabalho, em contraponto, a ênfase é inteiramente experimental.

Para o cálculo final dos coeficientes estáticos, a fórmula padrão fora empregada, como sugerido largamente na literatura [Tjhai, 2013], [Cerón-Muñoz et al., 2012], [Deters et al., 2014]

$$C_{T_0} = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad (2.2)$$

$$C_{P_0} = \frac{P}{\rho n^3 D^5} \quad (2.3)$$

$$C_{Q_0} = \frac{Q}{\rho n^2 D^5} \quad (2.4)$$

lembrando ainda da relação imediata  $C_{P_0} = 2\pi C_{Q_0}$ . Tais definições serão lançadas após a captação dos dados dos sensores empregados, e, como comentado anteriormente, caracterizarão a hélice.

## 2.2 Equilíbrio Estático

Para a mensuração da tração, sob uma perspectiva mecânica, o diagrama de corpo livre, em conjunto com a condição de equilíbrio estático, é implementado.

Partindo da figura 8, a relação

$$T = \frac{d_2}{d_1} N \quad (2.5)$$

pode ser derivada, da soma de momentos nula. Neste contexto,  $N$  é a reação experimentada pela célula de carga, enquanto as medidas  $d_1$  e  $d_2$ , neste projeto, são iguais, de maneira que o quociente  $d_2/d_1 = 1$ .

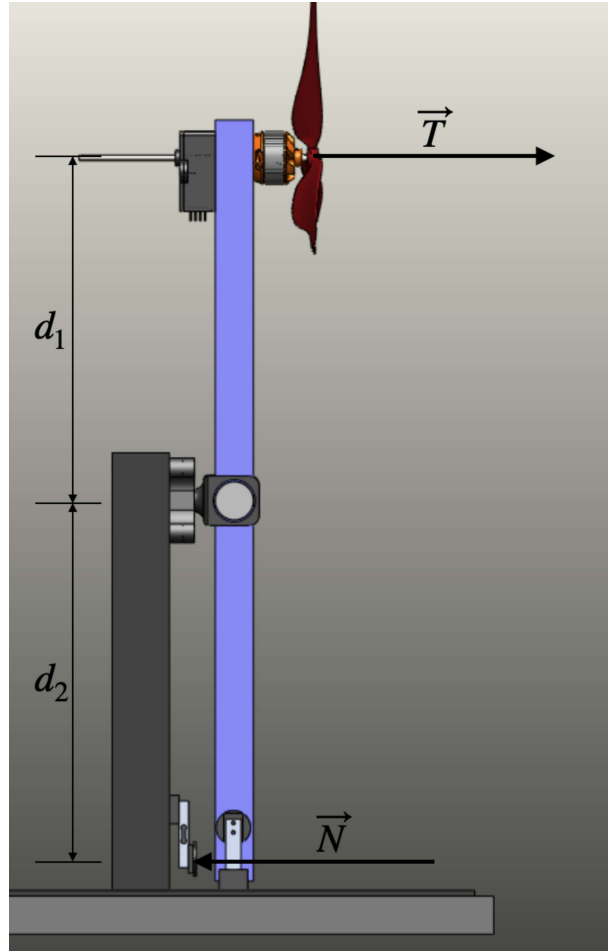


Figura 8 – Diagrama de Corpo Livre - Tração

A equação 2.5 será usada para transformar as medidas tomadas na célula de carga na tração propriamente dita.

### 2.3 Correções Aerodinâmicas

A equação de balanço estático, apresentada na seção anterior, precisa ainda levar em consideração correções de natureza aerodinâmica, tomando em perspectiva a interação do escoamento induzido pela hélice com a estrutura de ensaio, que reflete nas medidas da célula de carga.

A priori, uma estimativa termodinâmica, isto é, estatística, da magnitude do escoamento transversal induzido pela hélice é tomada à luz da literatura [Tjhai, 2013], [Rutkay, 2014]. Tal medida estatística é incorporada nos pilares da teoria de *momentum* e a relação

$$w = -\frac{1}{2}(V_{\infty} + \sqrt{V_{\infty}^2 + \frac{2T}{\rho D^2 \pi/4}}) \quad (2.6)$$

se mostra verdadeira para uma hélice sujeita a um campo de escoamento transversal de intensidade  $V_{\infty}$ . No caso deste trabalho, para casos estáticos, essa velocidade, como comentada, é nula, e a

relação

$$w = \sqrt{\frac{T}{\rho D^2 \pi / 2}} \quad (2.7)$$

é usada pra expressar a velocidade induzida, a partir da qual a correção de tração irá se escorar [Tjhai, 2013].

A equação do arrasto [Anderson Jr., 2017], [Selig and Ananda, 2015] é aqui implementada para a geometria cilíndrica do motor, e, logo à montante, a estrutura prismática da barra de apoio e o encoder. Dessa maneira, a equação

$$T_{corr} = 0,5\rho w^2(S_{cil}C_{D_{cil}} + S_{pr}C_{D_{pr}})) \quad (2.8)$$

se torna responsável por corrigir a força medida pela célula de carga, onde  $S_{cil}$  e  $S_{pr}$  são as áreas cilíndrica e prismática atrás da hélice e  $C_{D_{cil}}$  e  $C_{D_{pr}}$  seus coeficientes de arrasto.

Neste contexto, para o cálculo da velocidade induzida usando a equação 2.7, é preciso primeiro medir a tração sem correções  $T_{mes}$ , estimar a velocidade induzida, recorrer a tração e assim sucessivamente, de modo iterativo.

Desse modo, a tração medida  $T_{mes}$  precisa ser acrescida pela correção, como revela a equação 2.9

$$T_{mes} = T - T_{corr} \quad (2.9)$$

e partindo dessa medida inicial calcular-se-á o valor da velocidade induzida

$$w^2 = \frac{T - T_{corr}}{\rho D^2 \pi / 2} \quad (2.10)$$

a qual será usada para a estimativa da correção da tração.

$$T_{corr} = (T - T_{corr}) \frac{(S_{cil}C_{D_{cil}} + S_{pr}C_{D_{pr}}))}{D^2 \pi} \quad (2.11)$$

Definindo uma variável de auxílio  $\kappa$

$$\kappa = \frac{(S_{cil}C_{D_{cil}} + S_{pr}C_{D_{pr}}))}{D^2 \pi} \quad (2.12)$$

traduz-se a relação

$$T_{corr} = T \left( \frac{1}{1 + \kappa} \right) \quad (2.13)$$

e imediatamente, substitui-se o resultado de 2.13 em 2.9

$$T = (1 + \kappa)T_{mes} \quad (2.14)$$

revelando o fator de correção  $1 + \kappa$ . Como bem pode ser observado da definição de  $\kappa$ , é notável que essa quantidade será sempre maior que zero, garantindo ao fator de correção  $1 + \kappa$  a capacidade de sempre majorar a medida tomada pela balança, levando em consideração o arrasto gerado pela geometria mecânica à montante.

A tabela 2 revela os parâmetros adotados neste trabalho para efetuar o cálculo do coeficiente  $\kappa$ .

$S_{cil}$	$S_{pr}$	$C_{D_{cil}}$	$C_{D_{pr}}$
$6,16cm^2$	$1,75D + 10,5cm^2$	1,10	1,05

Tabela 2 – Parâmetros Geométricos e Aerodinâmicos para Correção Aerodinâmica

Nota-se que para o cálculo da área prismática efetiva usa-se o diâmetro da hélice ensaiada. Essa variável é natural já que quanto maior for a hélice maior é a área estrutural corroborando para o arrasto. Quanto à área cilíndrica, não é o caso, pois o motor estará sempre contido dentro do disco da hélice. Os parâmetros foram calculados tendo em vista as dimensões da barra de perfil quadrangular usada, e o próprio diâmetro do motor.

## 2.4 Eficiência do Conjunto Elétrico

A eficiência elétrica do motor é fundamental na análise final da potência efetiva consumida pela hélice. A potência requerida pelo grupo motopropulsor chega apenas em parte na hélice, sendo que parte é perdida no ESC e parte no motor, sob a forma de calor.

O ESC neste trabalho será um dispositivo de eficiência constante, fixada em 85 %. O motor será modelado de forma mais refinada, lançando mão de uma equação que possuirá como variáveis a corrente e a tensão no motor, e envolverá constantes características do mesmo.

A equação abaixo (equação 2.15) é advinda de um trabalho fundamental apresentado por [Drella, 2007]. No contexto do citado trabalho, o motor analisado é um motor DC, diferente em vários aspectos do motor *brushless* usado neste trabalho. Não obstante, uma segunda referência [Zhao and Shkarayev, 2019] faz o uso da modelagem desenvolvida por [Drella, 2007] para a descrição de um motor *brushless*. Dessa forma, a equação é a seguir apresentada e será usada para descrever a eficiência do motor *brushless*.

$$\eta_m = \left(1 - \frac{i_0}{i}\right) \left(1 - \frac{\mathcal{R}i}{v}\right) \quad (2.15)$$

Como descrito, a eficiência é uma função da corrente  $i$ , da tensão  $v$  e de parâmetros característicos de cada motor, como a corrente sem carga  $i_0$  e a resistência interna do motor  $\mathcal{R}$ .

$\eta_{ESC}$	85%
$\mathcal{R}$	90 $m\Omega$
$i_0$	0,5 A

Tabela 3 – Parâmetros Elétricos de Potência

Em posse dos parâmetros apresentados na tabela 3, o gráfico 9 foi traçado ilustrando não só a forma da curva de eficiência mas também alguns valores factíveis.

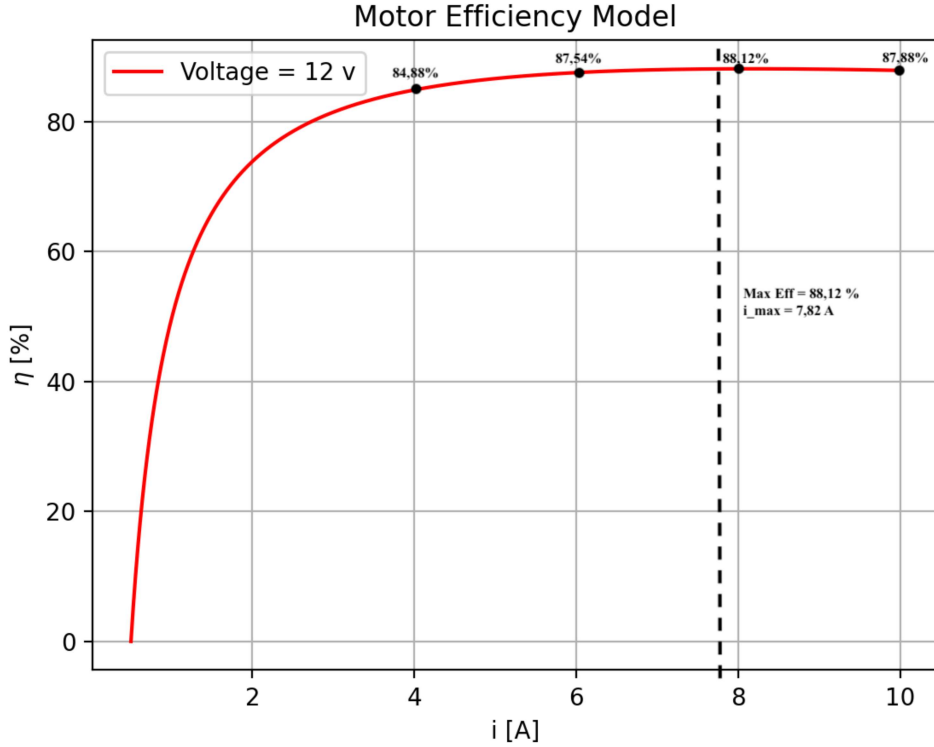


Figura 9 – Eficiência do Motor

Dessa maneira, na estimativa de potência da hélices, será ainda necessário o uso de uma eficiência total  $\eta_T$ , que é o produto da eficiência do ESC com a eficiência do motor. Em cada medição, a corrente e a tensão serão medidas e a potência corrigida pela equação 2.16.

$$\eta_T = \eta_{ESC} \eta_m \quad (2.16)$$

## 2.5 Parâmetros Estatísticos, Filtros e Erros

Este trabalho lança mão vastamente de parâmetros estatísticos, filtros e propagação de erros. Tais parâmetros são em vezes integrados à própria definição das medidas usadas para as estimativas finais, e em outras vezes apenas disponíveis para o usuário checar a qualidade e a natureza dos sinais.

### 2.5.1 Parâmetros Estatísticos

Os parâmetros estatísticos usados neste trabalho são três [Walpole et al., 2012],

$$\mu(\vec{x}) = \bar{x} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N x_i \quad (2.17)$$



$$var(\vec{x}) = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (x_i - \bar{x})^2 \quad (2.18)$$

$$\sigma = \sqrt{var(\vec{x})} \quad (2.19)$$

e corroboram tanto para a concepção de um filtro passa faixa usado, quanto para auxiliar o usuário sempre que este requeira mais informações sobre os dados.

No que se refere aos filtros usados para melhoria dos sinais, podem ser divididos em dois.

### 2.5.2 Filtro Passa Faixa

O primeiro filtro, como comentado, é o filtro passa faixa. Em verdade, o filtro aqui implementado é uma vertente do filtro passa faixa, com uma virtude prática mais apelativo à este trabalho, especialmente porque aqui, diferente das aplicações que precisam tomar decisões dentro do *loop* de controle, é possível acessar todas as amostras em um pós-processamento.

Nesse filtro, segue um algoritmo no qual primeiro a média do sinal é extraída. Após isso, os valores maiores que 150 % e menores que 50 % da média são excluídos (essas faixas são, naturalmente, ajustáveis). Uma nova média é calculada e os mesmos critérios são aplicados. O modelo se repetirá depois de algumas poucas iterações- número a ser definido. Neste trabalho, depois de 5 interações o filtro passa faixa termina. A figura 10 diagrama o algoritmo.

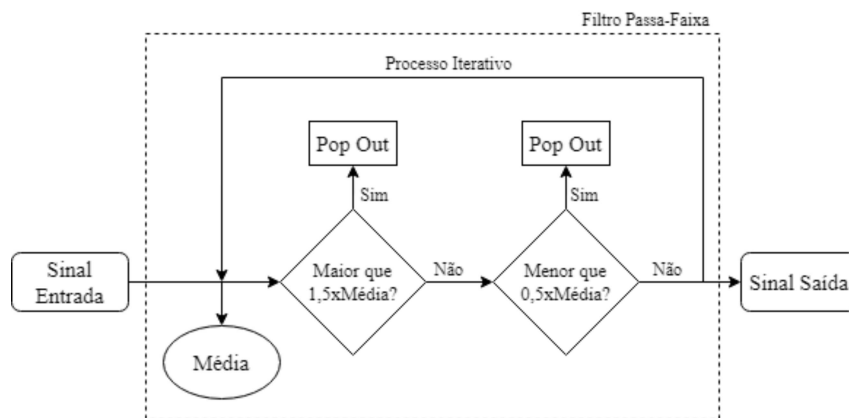


Figura 10 – Algoritmo do Filtro Passa Faixa

Sob um âmbito ilustrativo, um sinal exemplo foi gerado e sobre ele o filtro foi aplicado uma só vez, na figura 11.

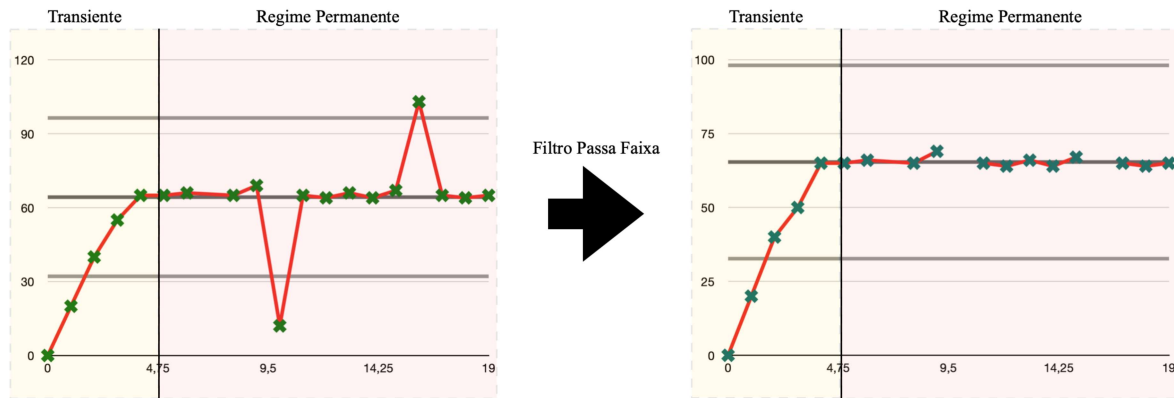


Figura 11 – Transformação do Sinal Bruto pelo Filtro Passa Faixa

Ainda, vale ressaltar que os elementos sensorizados no ensaio passarão por um regime transiente. Para todas as estimativas realizadas aqui, apenas os sinais partindo de 30% do tempo total de aquisição serão usados, ensejando apenas a obtenção dos sinais no regime permanente.

### 2.5.3 Filtro de Primeira Ordem

O segundo filtro, para os dados já previamente calculados, é um filtro de primeira ordem

$$x_{k+1} = \gamma x_k + (1 - \gamma)y_k \quad (2.20)$$

onde  $x$  é o dado filtrado e  $y$  é o dado bruto. O termo  $\gamma$ , contido no intervalo  $(0,1)$ , é responsável por definir o tempo de resposta do filtro. Tanto maior for  $\gamma$  mais lenta será a resposta, e mais o modelo cortará os ruídos de alta frequência. Neste trabalho, o valor de  $\gamma$  será de 0,5 para todos os sinais.

O sinal acima apresentado no gráfico ??, resultado da aplicação do filtro (lado direito), será passado pelo filtro de primeira ordem ilustrado pela figura 12.

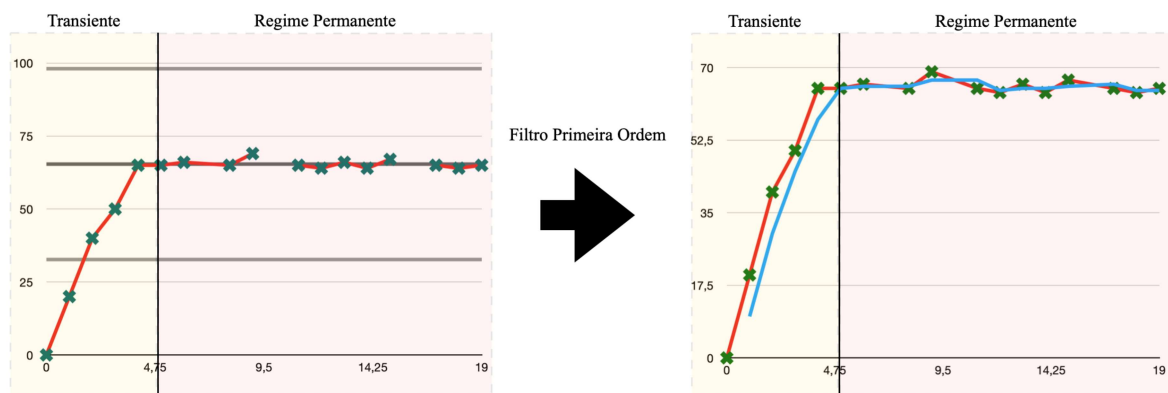


Figura 12 – Transformação do Sinal dado pelo Filtro Passa Faixa pelo Filtro de Primeira Ordem

Ao cabo, dos processos de filtragem realizados, a curva azul da figura 12, apenas no regime permanente, é que será usada.

### 2.5.4 Propagação dos Erros

Para a propagação de erros neste trabalho, foi usada uma biblioteca em python chamada *uncertainties*. Nessa biblioteca, a propagação de erros acontece nos bastidores, tornando o uso dos objetos mais diretos e mais simples.

Não obstante, a biblioteca apenas realizará cálculos de erro e sua propagação de incertezas, como notado em algumas formas elementares ilustradas pela tabela 4.

Soma	$z = x + y$	$\Delta x + \Delta y$
Subtração	$z = x - y$	$\Delta x + \Delta y$
Produto	$z = xy$	$y\Delta x + x\Delta y$
Divisão	$z = x/y$	$\frac{y\Delta x + x\Delta y}{y^2}$
Produto por uma constante	$z = ax$	$a\Delta x$
Potência	$z = x^n$	$nx^{n-1}\Delta x$

Tabela 4 – Propagação de Incertezas para Algumas Funções Elementares [Schneider, 2017]

Os erros das medidas são obtidos experimentalmente, ou seja, o autor observou a amplitude do sinal constante e pode constatar o intervalo com o qual o dispositivo emitia um dado.



## CAPÍTULO 3

## MATERIAIS E MÉTODOS

Neste momento será apresentado o caminho para a materialização do projeto. Esse caminho segue introduzindo o leitor ao conceito da bancada: à filosofia do trabalho, ao posicionamento dos sensores e aos softwares que assistem ao ensaio.

Em seguinte o leitor é introduzido, de maneira mais detalhada, aos sensores usados neste trabalho. Todo o conjunto embarcado é apresentado e explanado.

Os roteiros automáticos de ensaio são elucidados em seguida. Eles se situam na figura de um software processador e pós-processador, no qual o ensaio é feito no processador, e os dados são introduzidos em um pós-processador. No primeiro caso, são apresentadas as rotinas para as medições, garantindo cuidadosamente que os sensores estejam corrigidos de histerese e configurados propriamente. Neste ponto, os algoritmos usados para filtragem de sinais, fusão de sensores, correções aerodinâmicas e apresentação final ao usuário são acionados, no âmbito do pós-processador, que trás como saídas as curvas  $C_{T_0}$  e  $C_{P_0}$ , objeto final desta bancada.

### 3.1 Projeto de Bancada Automática de Ensaio de Hélices

O projeto conceitual teve, desde seu início, duas preocupações primordiais.

A primeira é referente à medida do coeficiente de potência. Neste quesito, por se tratar de uma medida indireta, foi entendido desde o início que sua medição estaria sujeita a erros propagados dos sensores. Ainda neste contexto, a tensão que alimenta o ESC do motor elétrico é dada pela fonte, mas sofre, como é sabido, quedas dinâmicas devido a presença inerente da carga (o motor). Assim, houve uma preocupação nítida de realizar a medição da tensão juntamente com a medição da corrente. O produto dessas duas quantidades resulta, reconhecidamente, na potência total consumida pelo grupo moto-propulsor. A preocupação situada neste ponto, refere-se ao fato de que é necessário um modelo que, partindo da potência total consumida, possa distinguir a potência de fato solicitada pela hélice e a potência perdida por efeitos naturalmente termodinâmicos. Este modelo foi apresentado na figura da eficiência total (seção 2.4).

A segunda preocupação era a de conceber um ensaio simples, rápido e automatizado.

*Plug and Play*. Neste sentido, um sistema microprocessado Raspberry Pi 3 é usado, e um software processador, acessado remotamente pela internet, é responsável pela condução automática do ensaio. Em seguida, os dados, organizados em arquivos .csv, são exportados, também remotamente, para alimentarem o software pós-processador.

### 3.1.1 Apresentação do Projeto

O projeto foi primeiramente desenhado, com preocupações na posição dos sensores e na compilação de todos os elementos principais. Uma ênfase especial fora dada aos mecanismos de vinculação, garantindo a medição fidedigna das forças pelas células de carga.

Outra preocupação importante foi a definição de alguns pontos para inserção de botões, entrada de energia, acionamentos de toda a natureza, que facilitam o contato com o usuário.

Ainda uma outra questão foi o interesse em garantir a boa refrigeração do sistema. Sem maiores cálculos de transferência de calor, foi colocado um *cooler* ao lado do circuito responsável por retificar a corrente (a fonte), e um *cooler*, de menor escala, ao lado da Raspberry Pi 3. Desta maneira, é seguro dizer que o sistema não sofrerá grandes problemas devido ao aquecimento dos componentes.

Nítido nas figuras 13 e 14, também vale salientar que uma célula de carga foi instalada na lateral da barra principal. Seu intuito era mediar a força lateral propagada pela barra, compensando o momento da hélice. Nesse sentido, a célula de carga foi instalada, e conduziu-se uma quantidade de testes para avaliar sua performance. No entanto, momentos de fricção, ruídos, erros de toda a natureza inviabilizaram ainda sua consagração junto à bancada.

O problema capital, no entanto, notou-se na correção aerodinâmica empregada para corrigir a leitura lateral desta célula de carga. Por se tratar de um escoamento de baixo número de Reynolds, na esteira da hélice, contendo seus vórtices e suas idiossincrasias, é extremamente complexa a previsão do que seria uma fórmula fechada para a correção lateral.

Outrossim, seu uso estaria intimamente ligado com o coeficiente de potência, e garantiria uma segunda forma de estimar o coeficiente de potência, podendo ainda lançar mão de ferramentas estatísticas para compilar a previsão do coeficiente de potência revelado pela medição da corrente e tensão, com o coeficiente revelado pela leitura da força lateral nessa célula de carga. Não obstante essa breve apresentação deste dispositivo, novas ideias são necessárias para a sua imersão e uso tácito na bancada, não sendo ainda empregado. Doravante neste documento, esse dispositivo será ignorado.

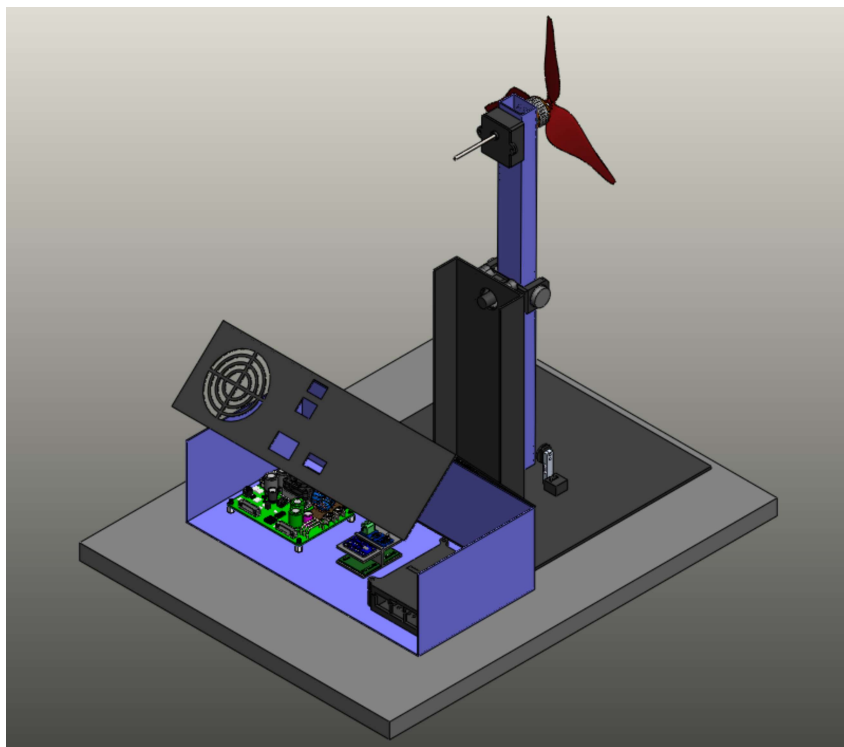


Figura 13 – Vista Isométrica Traseira da Bancada em Desenho CAD

Quanto aos elementos de contato com o usuário, a fonte (uma fonte tradicional de computador), foi desmontada a carenagem e apenas o circuito interno agregado ao projeto. A chave que alterna entre tensões 110/220v foi mantida e agregada à carenagem da bancada. Há uma chave principal responsável por ligar todo o sistema. Há também uma chave responsável pela energização do motor, de modo a evitar que o grupo moto propulsor seja acionado em um momento não oportuno, aumentando a segurança do ensaio. Há ainda uma entrada para um cabo de força, ligando a bancada à rede.

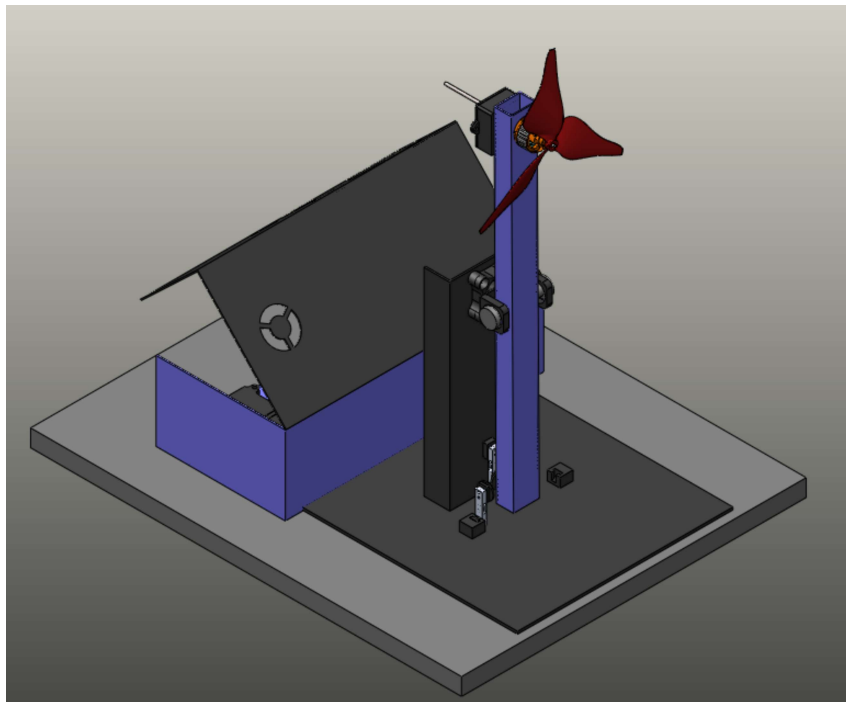


Figura 14 – Vista Isométrica Dianteira da Bancada em Desenho CAD

Ainda sob um aspecto mecânico, para a concepção da barra principal, responsável por transmitir as forças e os momentos, foi usada uma barra de perfil quadrangular 30mmx20mm, comumente referida como metalon, de espessura 1,5mm. Para o suporte em balanço, uma viga U foi usada. Devido aos níveis de carga relativamente baixos e ao desenvolvimento de pequenos níveis de tensão, nenhum cálculo estrutural foi feito, de maneira que a bancada foi feita com margens de segurança estruturais baseadas no bom senso, e sempre absolutamente conservadoras.

### 3.2 Conjunto Elétrico/Eletrônico

O conjunto elétrico/eletrônico foi escolhido de maneira à atender uma demanda real da balança. Os sensores e a alimentação elétrica também acabam limitando, em algum sentido, a natureza de hélices a serem ensaiadas.

Do ponto de vista mecânico, meramente geométrico e espacial, não seria viável o ensaio de hélices maiores que 12 polegadas. No entanto, antes disso, a fonte não é capaz de fornecer uma corrente maior que 10 amperes, na tensão de 12v. Este fato já faz com que a maioria das hélices de 10 polegadas, a depender do passo, também não possam ser ensaiadas. As células de carga não suportam forças maiores que 5 kgf. O conjunto encoder montado, garante uma confiança razoável na faixa acima de 3000 rotações por minuto. O sensor de corrente não se coloca como um entrave, uma vez que pode medir até 30 amperes. O ESC consegue suportar, na tensão de 12v uma corrente de até 18 amperes, também não se colocando como um problema (é limitado antes pela capacidade de potência da própria fonte). O motor, no entanto, carece de informações mais significativas, sendo comumente atrelado às características do próprio ESC.

A seguir serão apresentados dois conjuntos projetados pelo autor. Os outros sensores e elementos elétrico/eletrônicos serão apenas citados em tabela, já que são meramente comerciais.



Na figura 15 é possível observar o conjunto encoder montado, responsável pela mensuração da velocidade angular das hélices. Este modelo se mostra bastante interessante e efetivo, uma vez que é comum encontrar dificuldades em medir velocidades angulares de motores *brushless*. Essa dificuldade é tradicionalmente contornada com o uso de encoders magnéticos ou estroboscópios. Essas soluções, no entanto, não são efetivas para um ensaio automático de hélices, uma vez que para cada caso particular é necessário atenção do usuário, seja anotando os valores adquiridos por um estroboscópio, seja posicionando um elemento magnético na hélice, para o eventual uso deste tipo de tacômetro.

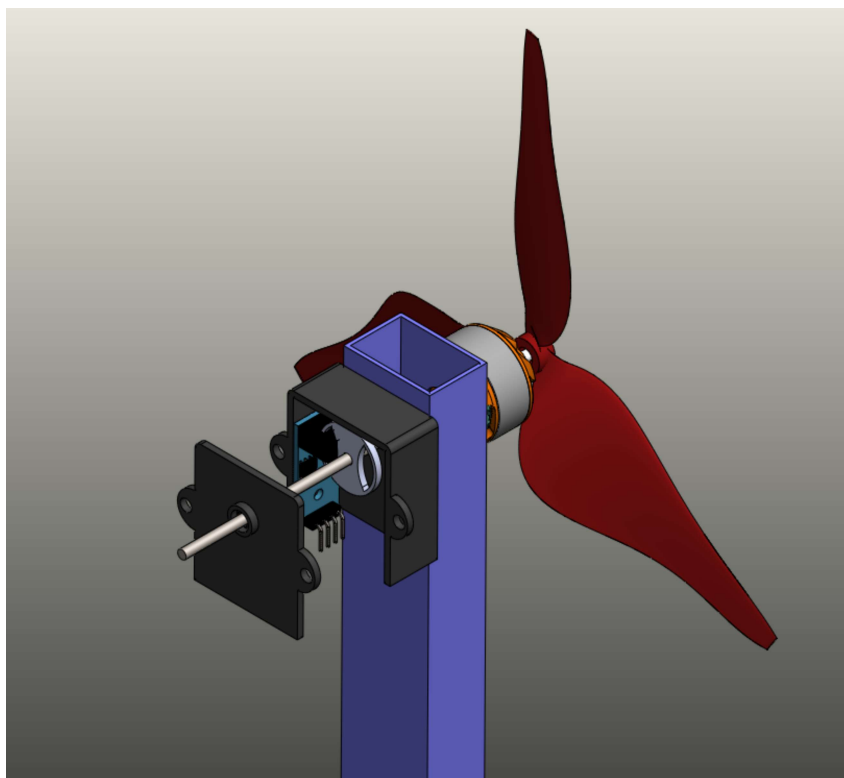


Figura 15 – Sistema Encoder

Neste trabalho, um encoder optoeletrônico foi preferido. Para a realização desta implementação, um novo eixo do motor *brushless*, de 3 mm, foi fabricado. Para essa fabricação, o autor lançou mão de ferramentas da usinagem, e de um torno mecânico. Esta adaptação é mister, uma vez que o comprimento do eixo deve ser tal que seja possível a adição de um disco de encoder na parte traseira do sistema. Esse disco de encoder, também projetado e manufaturado pelo autor (impressão 3D), possui dois furos. Um sensor optoeletrônico comercial é usado para extrair a quadratura de sinais e, posteriormente, um arduíno analisa a quadratura e devolve a velocidade angular do conjunto.

Também é importante ressaltar que a carenagem que protege todo o sistema de medição de velocidades foi projetada para ser a mais compacta possível, evitando interferências da ordem aerodinâmica. As interferências que existem já estão contabilizadas nos modelos de correções aerodinâmicas.

Outro elemento modificado pelo autor foi a célula de carga. Neste caso, ilustrado pela

figura 16, alguns elementos suporte precisaram ser projetos e manufaturados, de maneira que as células de carga funcionassem com primazia.

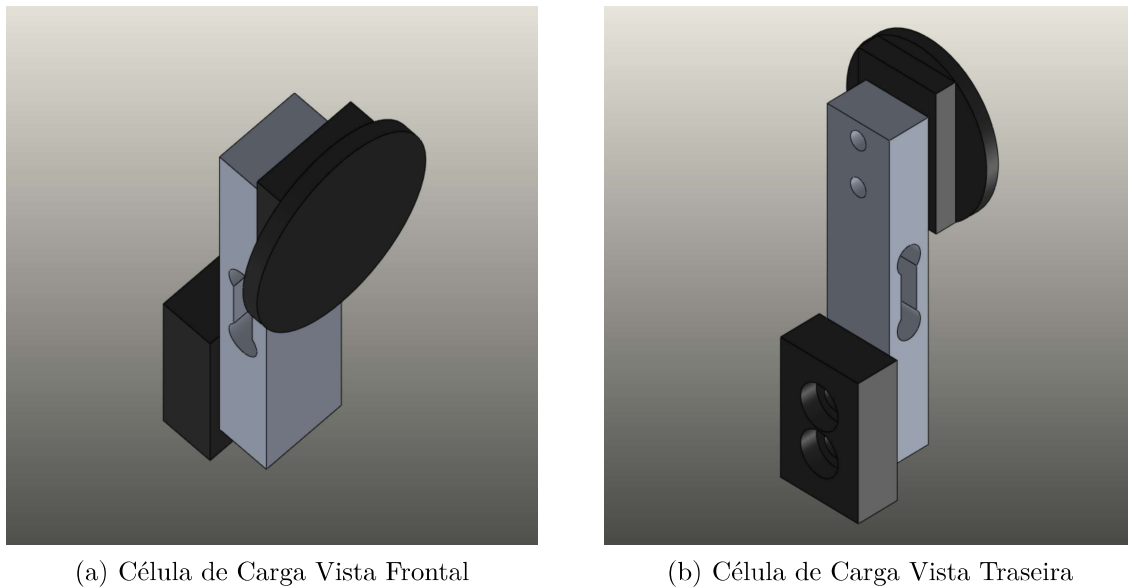


Figura 16 – Conjunto Célula de Carga

Como visto ainda na figura 16, os elementos de suporte apenas corroboram para não deixar a célula de carga encostada na estrutura da bancada, permitindo sua distorção e, através das pontes de *Wheatstone*, traduzir a força atuando.

A seguir, a tabela 5 apresenta todos os dispositivos elétricos/eletrônicos usados, com algumas especificações de alto nível.

Tabela 5 – Conjunto de Elementos Elétricos/Eletrônicos Usados

Sensores	Nome	Quantidade	Limitações	Erro
Amperímetro	ACS712	01	0-30 A	0,3 A
Voltímetro	-	01	0-25 v	0,01 v
Célula de Carga	-	01	0-5 kgf	20 g
Encoder Óptico	LM393	01	-	100 rpm
Fonte	ATX	01	200 W	-
Amplificador Sinal	HX711	01	24 bits	-
Conversor A-D	ADS1115	01	16 bits	-
Raspberry Pi 3	-	01	64 bits	-
Arduíno UNO	-	01	8 bits	-
Motor Brushless	E-Max 2822	01	1200 kv	-
ESC	Hobbyking SS	01	18 A	-
Barômetro	BMP280	01	-	-

O diagrama das ligações elétrico/eletrônicas é ilustrado a seguir na figura 17. Este diagrama, em alto nível, revela a arquitetura do sistema eletrônico, também revelando a filosofia do projeto dos softwares, à qual o sistema microprocessado Raspberry Pi 3 é elencado como

coração e centro de comando para todo o sensoriamento. Não obstante, uma fonte 200W é usada para alimentar todos os sistemas, inclusive o sistema de potência, quando energizado.

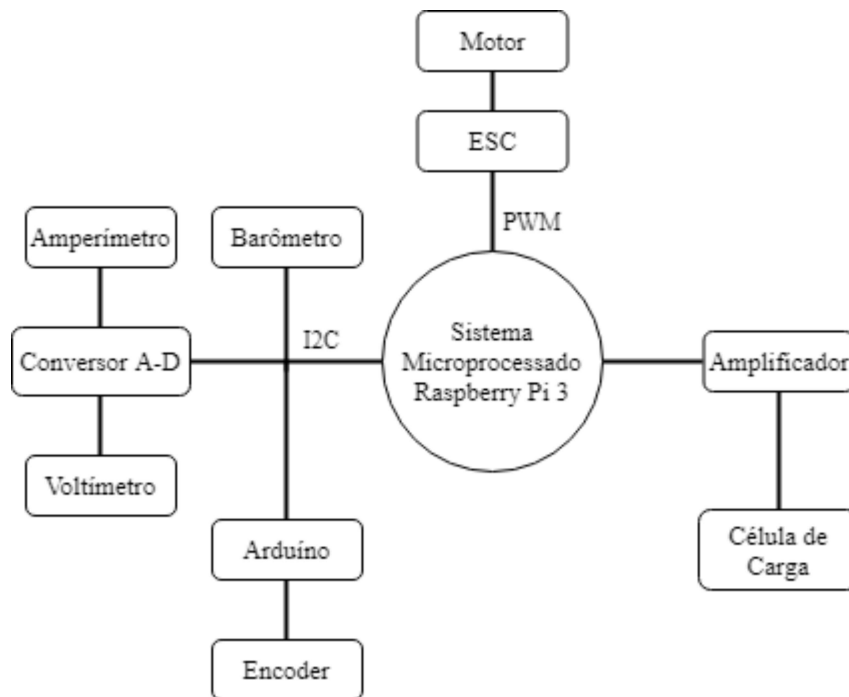


Figura 17 – Diagrama Elétrico Simplificado

### 3.3 Constantes e Histerese dos Sensores

É sabido que as medidas dos sensores precisam ser significadas e tratadas com o devido decoro. Por exemplo, o sinal emitido pelo amperímetro usado neste trabalho é um sinal analógico. Este sinal precisa passar por um conversor para gerar o correspondente sinal em forma digital, isto é, em bits. Ainda sim, o dado que chega ao sistema microprocessado Raspberry Pi 3 pode não ter um significado imediato. Em geral, ainda é necessário somar uma constante ao dado e, o resultado dessa operação, ser multiplicado por uma segunda constante. Em suma, é fundamental levar em consideração a histerese do sensor, tanto quanto a constante responsável por significar a medida.

Outra vez, sob uma perspectiva prática, algumas bibliotecas python usadas neste trabalho já continham as correções necessárias para significar os dados. Quando este foi o caso, comparações entre as medições extraídas por essa biblioteca e medições por dispositivos confiáveis são tomadas e analisadas.

O encoder é baseado em um dispositivo optoeletrônico, que revela um sinal em forma de quadraturas quando o disco de encoder gira através de seus terminais. Neste caso em particular, uma função pronta na linguagem usada pelo Arduíno foi implementada. Essa velocidade é contrastada com uma medida feita por um estroboscópio de baixo custo, na forma de um aplicativo em um *smartphone*. Essa comparação revelou uma concordância entre ambas as medidas. Um fator de relevância é a inconstância do grupo ESC-Motor, que não é capaz de fixar absolutamente em uma velocidade angular, mas operar nas redondezas de um valor, oscilando

minimamente. Em face deste acontecimento, nenhuma correção é aplicada à medição de velocidade angular.

A célula de carga é analisada e comparada com alguns pesos, dentro de um domínio correspondente às forças explicitadas no diagrama de corpo livre. Para o sensor de tração apenas uma correção constante foi necessária, visto que os pesos dentro de uma faixa até 500 gramas não revelavam nenhum fator extra, como a necessidade de uma correção linear, por exemplo. Desta forma, a histerese do sensor de tração não precisou ser levada em consideração.

Para o sensor de corrente, um multímetro foi usado para a calibração de suas medidas. Para o sensor de corrente usado na bancada também foi necessária uma correção linear, ao invés de apenas uma constante, levando em consideração também, naturalmente, uma constante de histerese.

### 3.4 Software Processador

O algoritmo processador se baseia no esquema de ligações elencado na figura 17, ao qual o conjunto de sensores são solicitados pelo sistema microprocessado, e os valores obtidos são anotados seguindo um roteiro. A seguir é apresentado o início do processador, que ocorre sem a intervenção do usuário.

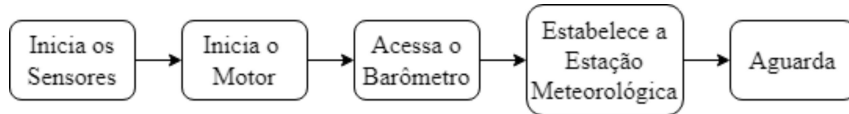


Figura 18 – Início do *Software* Processador

Ao início do software, pois, o barômetro BMP280 (este dispositivo tem também a capacidade de medir a temperatura) é acionado e são reservadas a temperatura e a pressão, a partir das quais a densidade é obtida pela equação [Fox et al., 2012], [Moran and Shapiro, 2006], [Anderson Jr., 2017]

$$\rho = \frac{p}{RT} \quad (3.1)$$

conhecida como lei ideal dos gases. Nesta equação, a pressão é colocada em  $Pa$ , a temperatura em  $K$ , enquanto  $R$  é a constante universal dos gases dividido pela massa molar do ar ( $R = 287 \frac{m^3 Pa}{kg K}$ ).

Após os valores de temperatura, pressão e densidade serem reservados, o barômetro não participa de nenhuma outra fase do programa. Em seguida, um sinal específico é enviado para o ESC, responsável por comandar o motor. Este sinal, PWM, é emitido com um *duty cycle* em um intervalo de 5% à 10%. Deste modo, um sinal de 5% é emitido e o motor é iniciado, com velocidade angular, obviamente, nula.

Em seguida uma interface (figura 23) é apresentada ao usuário e este pode escolher alguns parâmetros para iniciar o ensaio. A primeira escolha é o nome, o qual será usado para salvar arquivos .csv, que serão entradas do pós-processador. Outro fator é o diâmetro da hélice

ensaiada, mister para os cálculos dos coeficientes aerodinâmicos. O diagrama exibido pela figura 19 revela o mecanismo de funcionamento do ensaio.

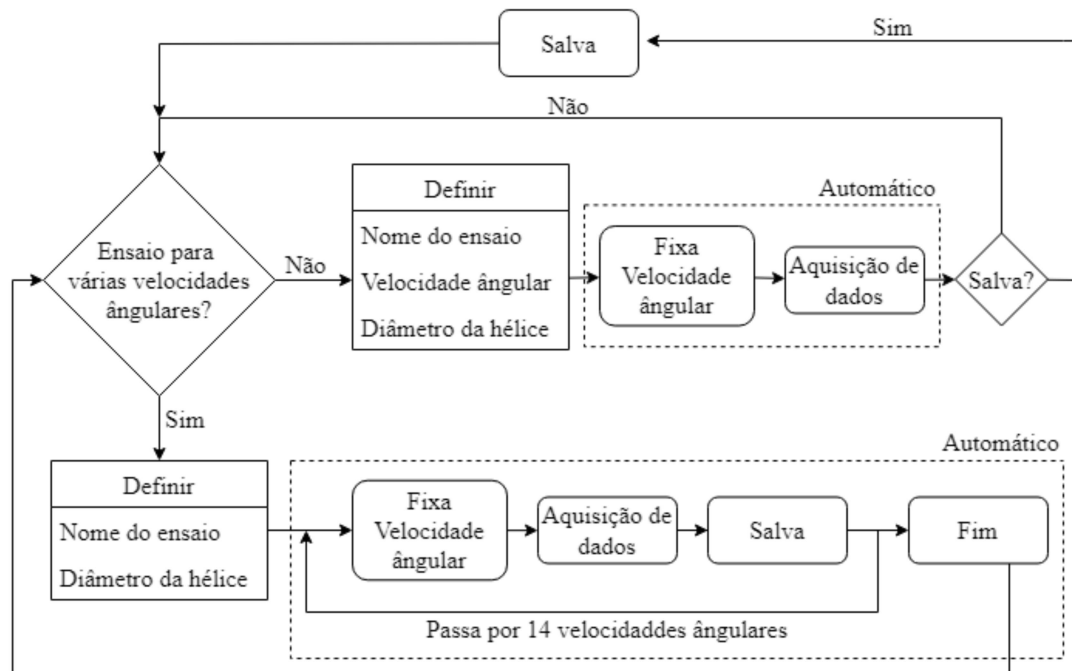


Figura 19 – Procedimento para Ensaio da Hélice

Escolhidos estes parâmetros, o usuário tem a opção de rodar apenas um caso de velocidade angular ou rodar um conjunto de velocidades angulares (que é o ensaio automático propriamente dito). Escolhido a opção, o software entra em uma seção de ensaio.

Nesta fase, a primeira questão é o *set up* dos sensores, localizando erros na condição parada, sem que o motor esteja funcionando. Esses erros serão posteriormente descontados das medidas dos sensores. Um mapeamento, previamente estabelecido, entre a velocidade angular definida e um *duty cycle* correspondente é feita, e o ESC é submetido ao sinal PWM correspondente. Desta maneira, o motor inicia, e os sensores começam a devolver os sinais, sempre corrigidos por constantes de calibração, e, em especial neste trabalho, uma célula de carga e o amperímetro terão correções lineares, na busca de melhoras na compensação da histerese do sistema.

Para cada velocidade angular o sistema avança por 150 medidas. Essas medidas são reservadas e salvas em um arquivo .csv. No caso do ensaio automático, uma nova velocidade angular é definida, automaticamente, dentro de um range de 2000 à 8000 rpm, com 14 ensaios.

### 3.5 Software Pós-Processador

O diagrama coração do software pós-processador é revelado na figura 20. No início do conjunto de ensaios (um sequência de arquivos .csv nomeados com o nome do ensaio e colocados em uma pasta também nomeada com o nome do ensaio) é extraído uma matriz contendo todos os vetores de dimensão 150, com os dados de corrente, tensão, força na balança, velocidade angular e tempo da aquisição do valor.

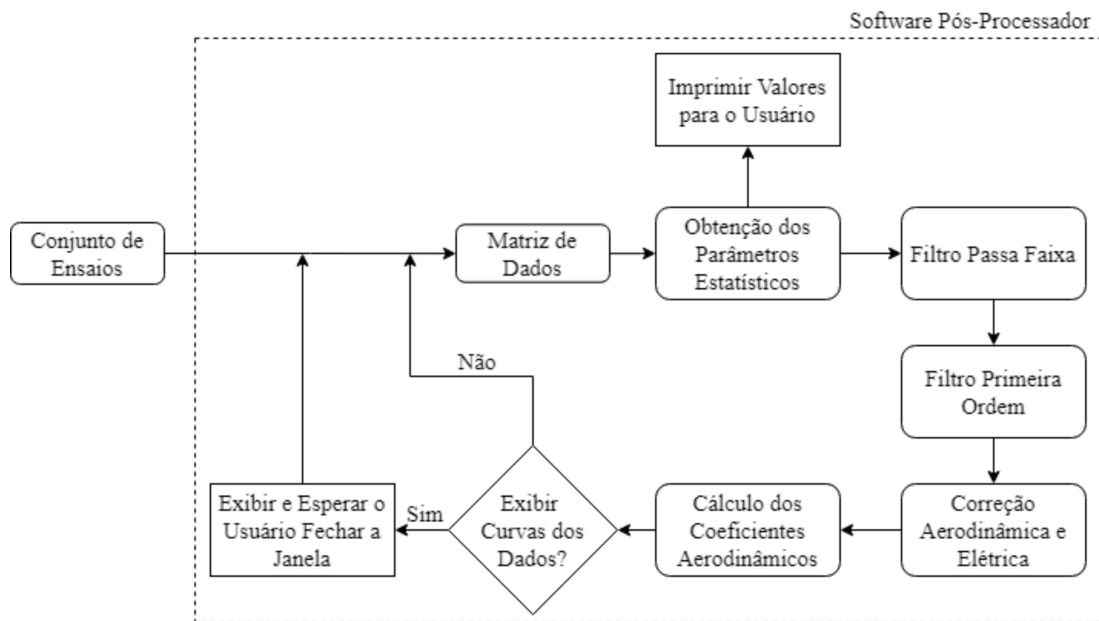


Figura 20 – Algoritmo Pós-Processador

Em seguida dos dados brutos são tomadas uma série de medidas estatísticas, tais quais média, variância, desvio padrão. Esse conjunto estatístico fica à disposição do usuário, podendo ser acessados a qualquer momento. O processo de filtragem ocorre de forma sequencial, como comentado anteriormente, primeiro o filtro passa faixa e, em seguida, o filtro de primeira ordem.

A correção aerodinâmica é tomada, considerando a parte interferente na estimativa de tração da hélice. Além disso, o modelo de eficiência do motor é invocado, e a estimativa elétrica fica, pois, corrigida também.

Após os parâmetros estatísticos serem tomados, os dados filtrados e corrigidos, dos valores é extraído uma média simples dentro do regime permanente de medição (colocado aqui como a partir de 30% a frente das medições).

### 3.6 Roteiro de Ensaio

Como uma apresentação simplista do funcionamento da bancada, um conjunto de itens subsequentes são apresentados. O funcionamento da bancada é automático, e não é necessário grandes conhecimentos técnicos para ensaiar uma hélice.

- Ligar a bancada.
- Plugar a hélice com auxílio do *spinner*.
- Iniciar Conexão com Raspberry Pi 3.
- Iniciar Software Processador.
- Ligar os motores.
- Iniciar ensaio.
- Salvar dados
- Enviar os dados para um computador contendo o software pós-processador.
- Iniciar o software pós-processador e analisar os dados.

## CAPÍTULO 4

## RESULTADOS

Os resultados obtidos neste trabalho são agora apresentados, na figura da bancada de ensaio propriamente dita, dos programas arquitetados, e, em especial, dos resultados experimentais provas de conceito obtidos.

### 4.1 Hardware

A bancada de ensaio foi desenvolvida com recursos particulares do autor deste trabalho, e lançou mão de uma série de peças em impressão 3D, chapas e barras metálicas, uma carenagem para embarcar toda a elétrica/eletrônica e um sistema de arrefecimento responsável pela conservação dos dispositivos eletrônicos e da fonte de potência. Chaves ON/OFF e outros dispositivos periféricos também foram usados para auxiliar o contato com a máquina desenvolvida, além de corroborar à segurança do operador. Para o acoplamento das hélices um *spinner* de 5mm de diâmetro é usado.

A operação da máquina se mostra simples, e é roteirizada na seção "Roteiro de Ensaio".

A estrutura é notadamente robusta, e sua construção sem a realização de dimensionamentos mecânico/estruturais precisos se mostrou eficiente. Neste âmbito é possível afirmar, com alguma margem, que a estrutura resiste bem às tensões desenvolvidas, não trazendo grandes prejuízos à estrutura nem trazendo grandes riscos ao operador.

A bancada também não ocupa muito espaço, certamente um predicado. Isto é, se ateu à dimensões pequenas, 400 mm x 500 mm x 400 mm. Também é interessante notar que as estruturas de pequenas escalas em impressão 3D facilitam enormemente a manutenção da bancada, caso uma de suas peças venha a falhar. Outros dispositivos que podem vir a falhar são no âmbito eletrônico, e se resumem à componente já consagrados, que são encontrados facilmente nos comércios à preços acessíveis.

A seguir, a figura 21 ilustra a arquitetura final da bancada, instalada na mesa de trabalho.



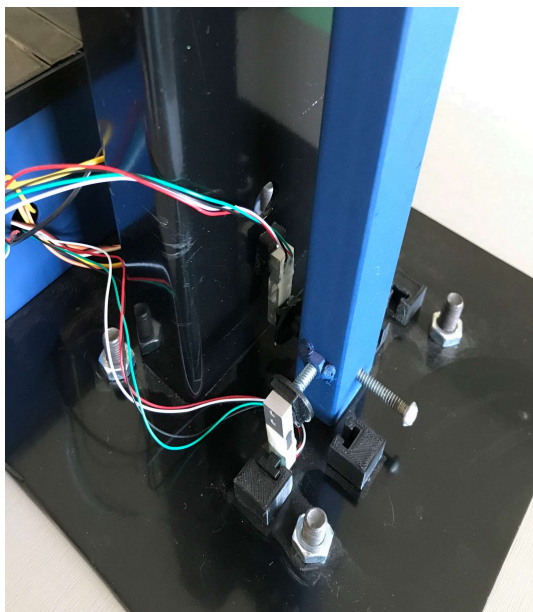
(a) Vista Isométrica Frontal



(b) Vista isométrica Traseira

Figura 21 – Bancada Fabricada Completa

Na figura 22 é possível observar os conjuntos encoder e células de carga, já devidamente instalados e em funcionamento. No caso da célula de carga lateral, responsável pela medição do momento, nota-se que sua construção levou em consideração a medida de hélices horárias e anti-horárias. Essa consideração é observada no encaixe ao qual o dispositivo célula de carga pode ser acoplado de um lado, ou de outro, partindo do interesse de medir uma hélice horária ou anti-horária. Como comentado anteriormente, essa célula de carga lateral ainda não foi agregada ao restante da bancada, sendo, portanto, objeto de estudo futuro.



(a) Conjunto Célula de Carga



(b) Conjunto Encoder

Figura 22 – Conjunto de Sensores Externos



## 4.2 Software

Em seguida, a figura 23 revela a interface usada para a construção do processador, software responsável pela definição e execução do ensaio. O programa, incluindo a interface, são feitos na linguagem python, e usam em paralelo o terminal para o *feedback* de algumas informações em tempo real.

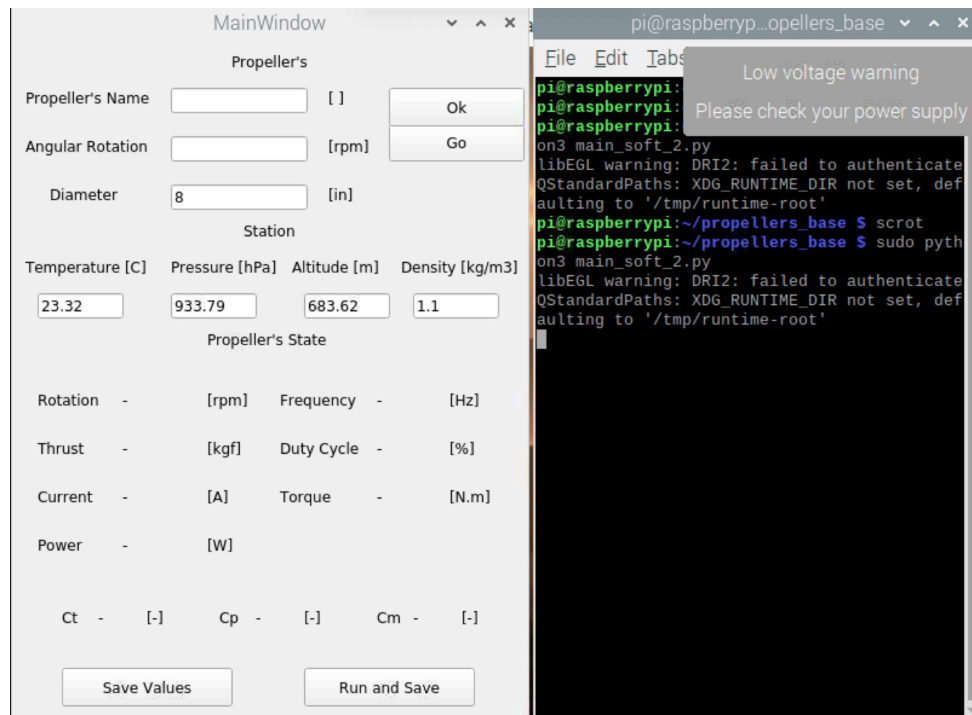


Figura 23 – Processador Interface

Em face aos parâmetros usados para a aquisição de dados, a frequência de amostragem foi fixada em  $11,2\text{Hz}$ , ponderado como o próprio limite dos sensores e sistema microprocessado. É natural que, tratando-se de uma Raspberry Pi 3, seria absolutamente possível melhorar a referida frequência de aquisição, no sentido de que a capacidade de processamento do dispositivo está muito além desta frequência, tratando-se deste programa- que não exige muito do processador. Outrossim, como neste caso será tratado de fenômenos constantes, ou seja, cuja frequência de ocorrência tende a zero, o próprio teorema da amostragem de Nyquist–Shannon, pontuando que a frequência de observação de um fenômeno deve ser maior que o dobro da frequência do fenômeno em si, releva que a frequência usada é suficiente. Assim, como a frequência do fenômeno aqui é nula, em miúdos, a análise estática recai sobre medidas constantes, é natural dizer que a frequência empregada neste trabalho de  $11,2\text{Hz}$  cumpre bem seu papel.

O número de amostras usado aqui foi escolhido como 150, tornando o ensaio em uma particular velocidade angular uma duração de aproximadamente 15 segundos. A tabela 6 agrega as informações situadas no texto.

Tempo de Amostragem [s]	0,089
Frequência de Aquisição [Hz]	11,2
Número de Amostras [ ]	150

Tabela 6 – Parâmetros de Ensaio

### 4.3 Experimentos

A seguir serão apresentados os resultados finais obtidos pela bancada em funcionamento. Os resultados serão estipulados para três hélices comerciais, conhecidas e catalogadas na base de dados apresentada em [Brandt and Selig, 2011]. Dessa forma, com as curvas experimentais já catalogadas neste trabalho, realizar-se-á o contraste das curvas fornecidas por essa bancada com as derivadas neste trabalho da universidade de Illinois Urbana-Champaign.

#### 4.3.1 Hélice 9x4.7 *Slow Flyer*

Apresenta-se neste momento a hélice *Slow Flyer* de 9 polegadas de diâmetro e 4,7 polegadas de passo. A hélice usada no ensaio é ilustrada na foto da figura 24.

Figura 24 – Foto Hélice *Slow Flyer* 9x4.7

Como explanado ao decorrer da apresentação dos métodos usados neste trabalho, mostrou-se que cada ensaio consistia na avaliação, em uma determinada velocidade angular, da tração e potência da hélice. Nesse contexto, a figura 25 exibe o histórico dos sinais analisados. São apresentados os dados medidos diretamente, ponto a ponto: corrente, velocidade angular, força, tensão e um segundo conjunto de dados, calculados a partir dos primeiros, a saber, os coeficientes de potência e tração. Nota-se ainda que para o cálculo dos coeficientes aerodinâmicos são tomados pontos a partir de 30% dos dados medidos, descartando a dinâmica inicial, típica de uma resposta transiente, que ocorre no início da medição.

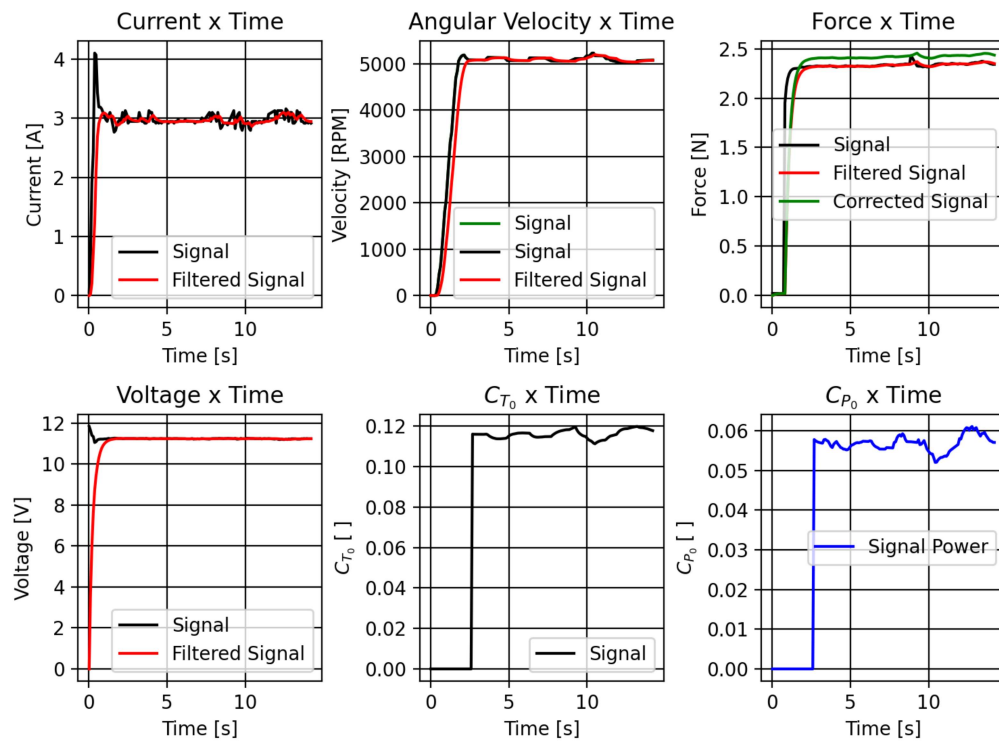


Figura 25 – Resultado do Ensaio para  $\Omega = 5100 \text{ rpm}$  da Hélice *Slow Flyer* 9x4.7

Os resultados apresentados na figura 25 tratam de uma caso em particular, no qual a velocidade angular média anotada fora de  $5100 \text{ rpm}$ . Para a materialização dos gráficos exibidos em 26 e 27, uma sequência de velocidades angulares fora tomada, como exibido no algoritmo em 19.

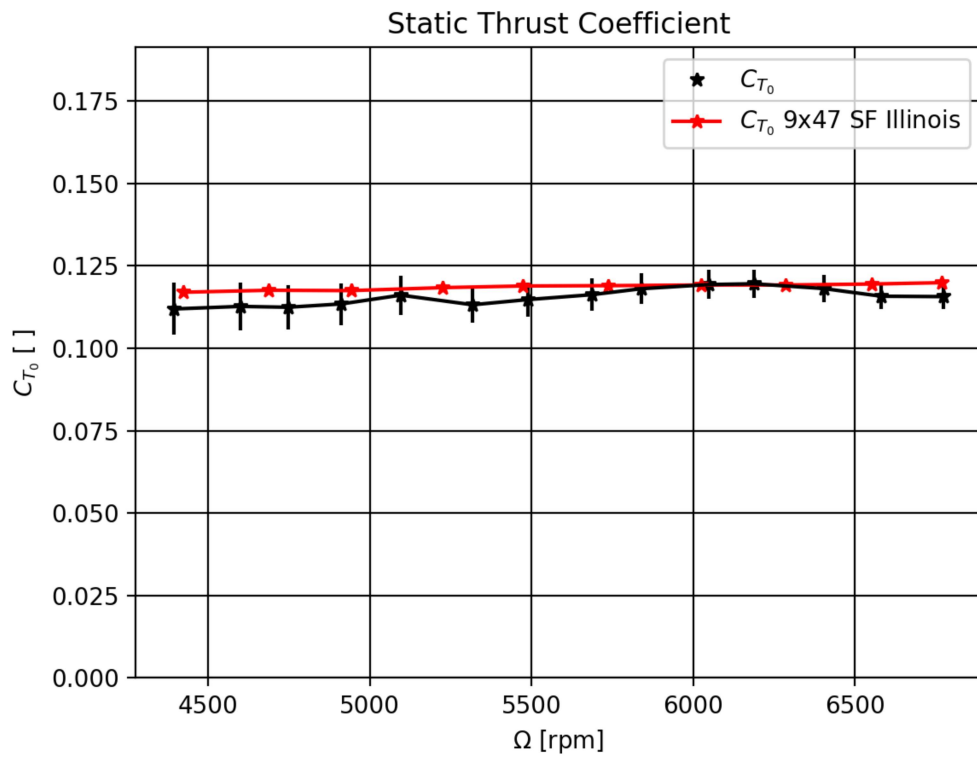


Figura 26 – Curvas  $C_{T_0} \times \Omega$  Hélice *Slow Flyer* 9x4.7

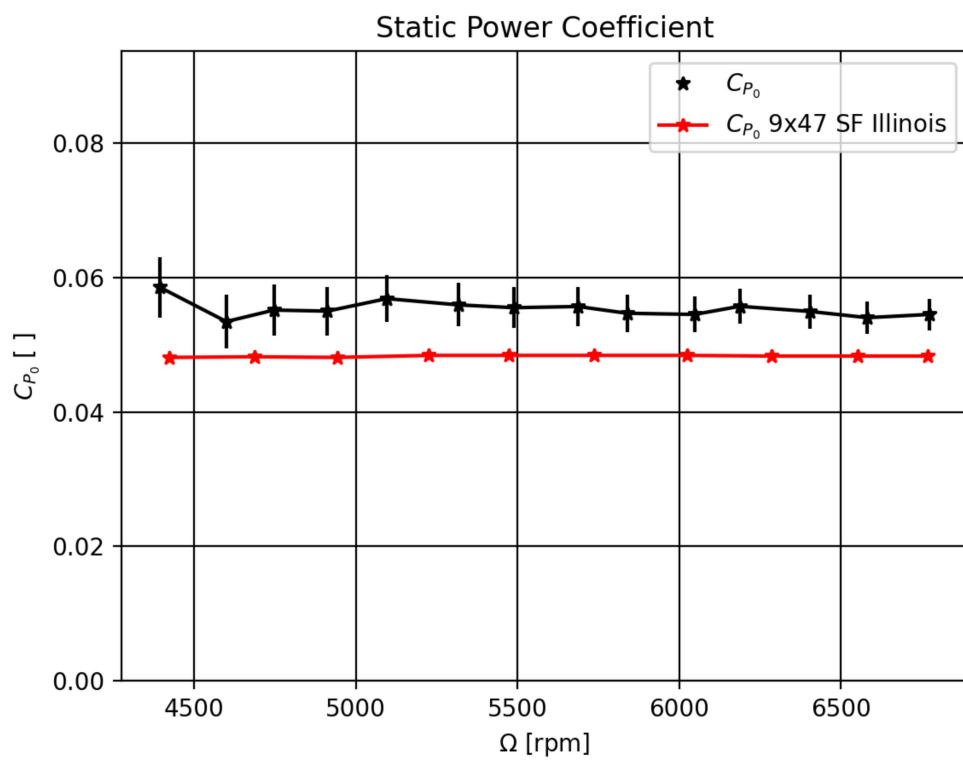


Figura 27 – Curvas  $C_{P_0} \times \Omega$  Hélice *Slow Flyer* 9x4.7

Os dados foram traçados em típicos gráficos donde os coeficientes são ilustrados no eixo das ordenadas e a velocidade angular no eixo das abscissas. Além disso, os dados ilustrados pelo trabalho são contrastados com os dados da base de dados referência.

	Ensaio na Bancada	Base de Dados	Erro Comparativo
$\bar{C}_{T_0}$	0,1148	0,1186	+3,2%
$\bar{C}_{P_0}$	0,0555	0,0483	-14,9%

Tabela 7 – Tabela Contendo a Média dos Coeficientes Aerodinâmicos Obtidos pela Bancada e pela Base de Dados para a Hélice *Slow Flyer 9x4.7*

A tabela 7 simplifica a apresentação dos dados principais da hélice, neste ensaio estático. Nota-se que esses dados resumem-se à apresentação da média dos valores dos coeficientes aerodinâmicos sobre a faixa de velocidades angulares. Também é adicionada uma coluna referente ao erro com relação à base de dados.

#### 4.3.2 Hélice 8x4 *Thin Electric*

Apresenta-se neste momento a hélice *Thin Electric* de 8 polegadas de diâmetro e 4 polegadas de passo. A hélice usada no ensaio é ilustrada na foto da figura 28.



Figura 28 – Foto Hélice *Thin Electric 8x4*

Tal como no caso anterior, apresenta-se o conjunto de resultados para uma velocidade angular específica, a saber, 5743rpm.

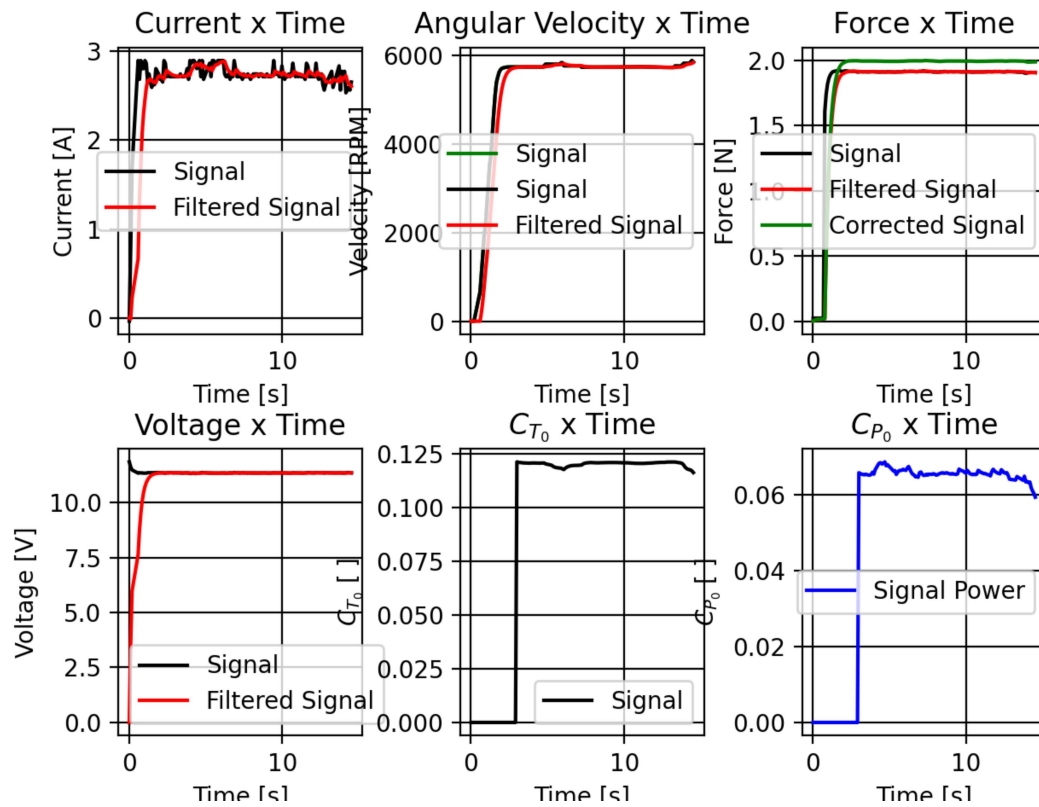


Figura 29 – Resultado do Ensaio para  $\Omega = 5743 \text{ rpm}$  da Hélice *Thin Electric 8x4*

Partindo do conjunto de ensaios para uma faixa de velocidade angular, chega-se aos gráficos dos coeficientes aerodinâmicos gerados pela bancada e contrastados com a base de dados.

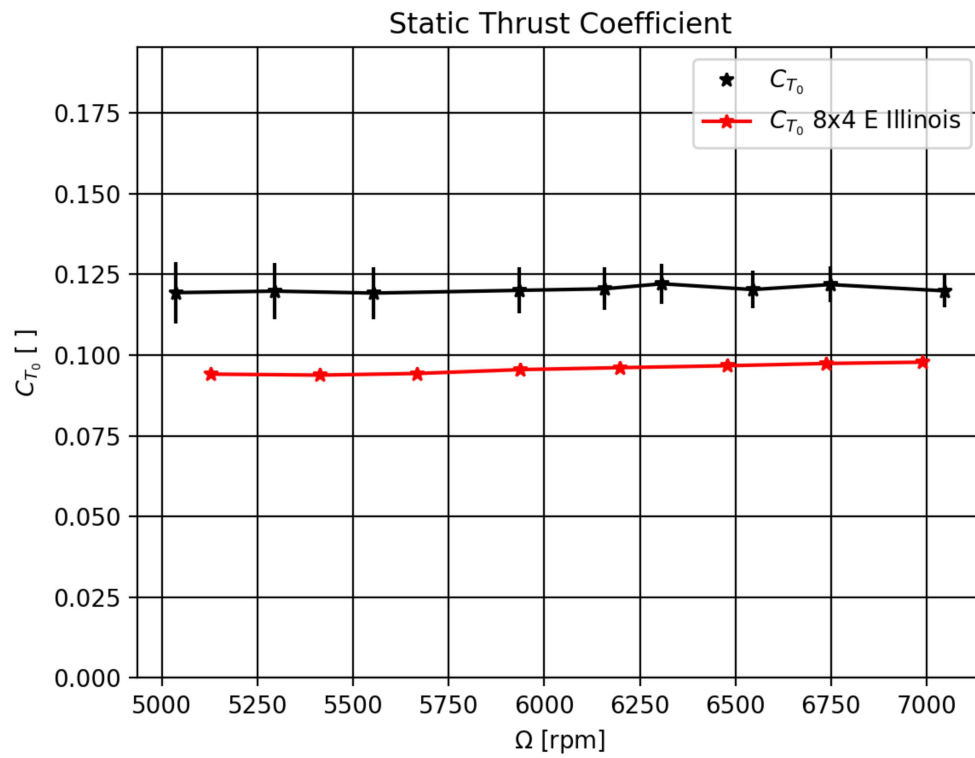


Figura 30 – Curvas  $C_{T_0} \times \Omega$  Hélice *Thin Electric* 8x4

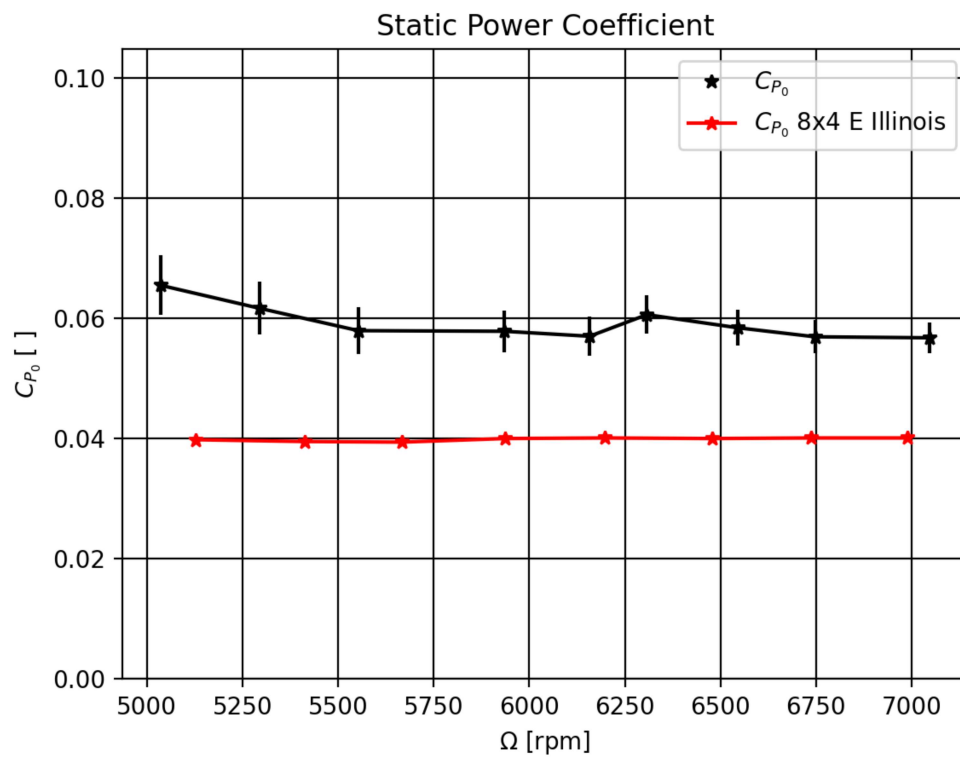


Figura 31 – Curvas  $C_{P_0} \times \Omega$  Hélice *Thin Electric* 8x4

Os resultados obtidos são tabelados e o erro percentual, tomando a base de dados como referência, é mostrado.

	Ensaio na Bancada	Base de Dados	Erro Comparativo
$\bar{C}_{T_0}$	0,1204	0,0957	-25,8%
$\bar{C}_{P_0}$	0,0595	0,0398	-49,4%

Tabela 8 – Tabela Contendo a Média dos Coeficientes Aerodinâmicos Obtidos pela Bancada e pela Base de Dados para a Hélice *Thin Electric* 8x4

#### 4.3.3 Hélice 8x6 *Thin Electric*

Apresenta-se neste momento a hélice *Thin Electric* de 8 polegadas de diâmetro e 6 polegadas de passo. A hélice usada no ensaio é ilustrada na foto da figura 32.



Figura 32 – Foto Hélice *Thin Electric* 8x6

Tal como em ambos os casos anteriores, apresenta-se o conjunto de resultados para uma velocidade angular específica, a saber,  $5022rpm$ .



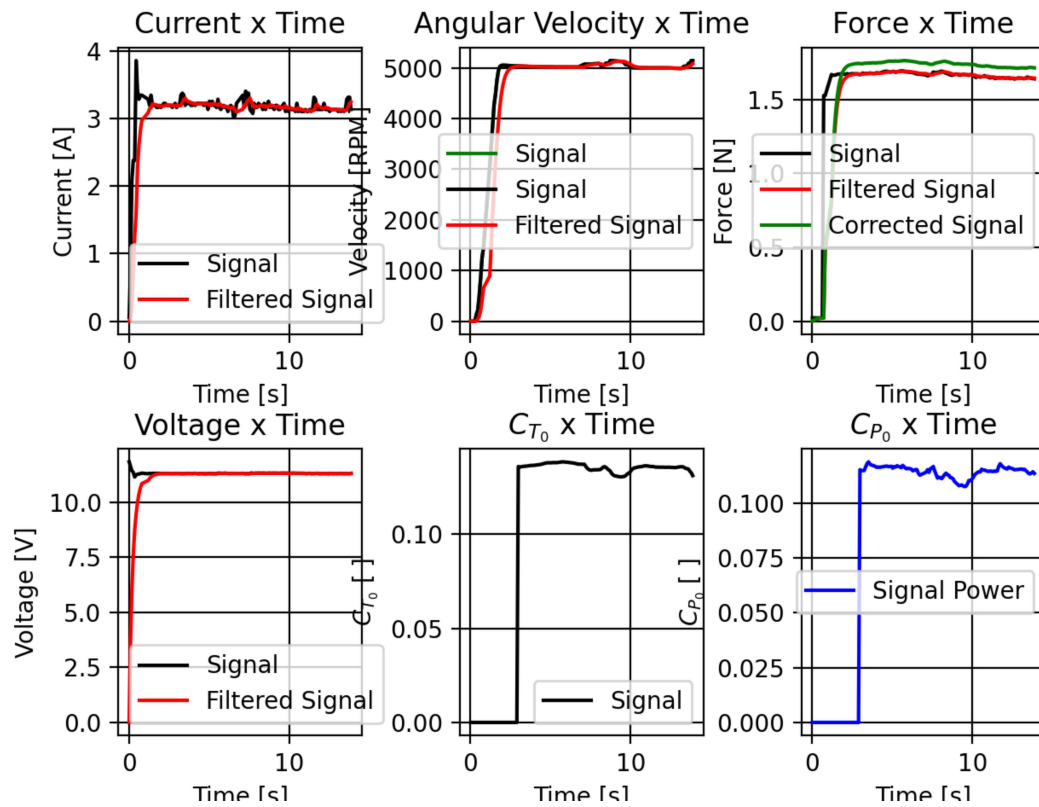


Figura 33 – Resultado do Ensaio para  $\Omega = 5022rpm$  da Hélice *Thin Electric* 8x6

Partindo do conjunto de ensaios para uma faixa de velocidade angular, chega-se aos gráficos dos coeficientes aerodinâmicos gerados pela bancada e contrastados com a base de dados.

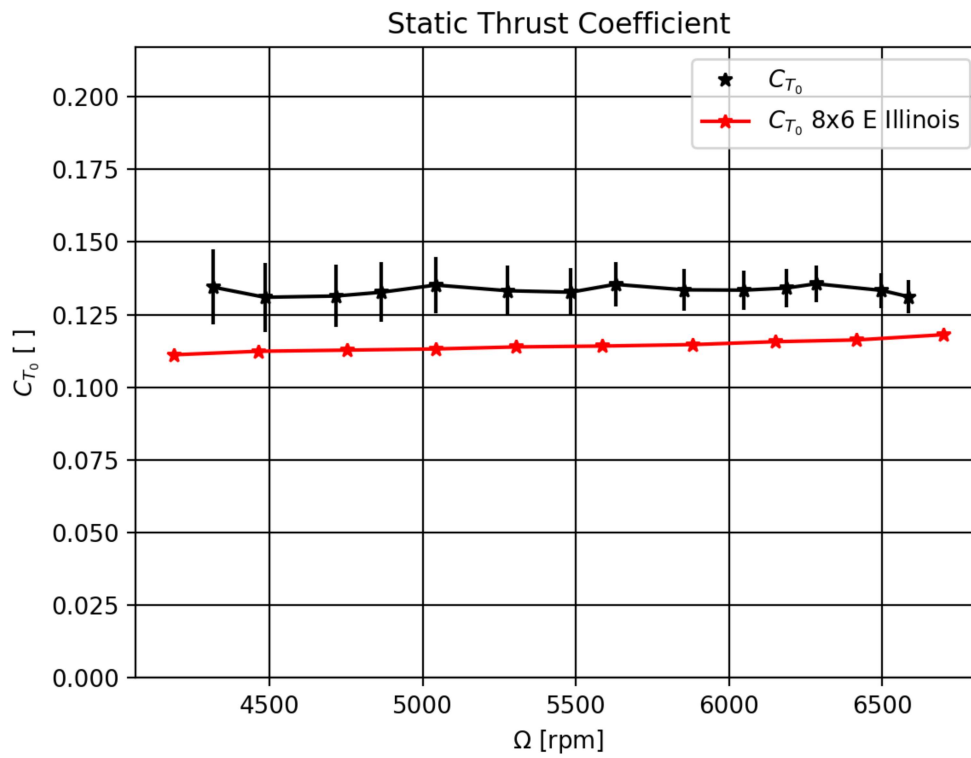


Figura 34 – Curvas  $C_{T_0} \times \Omega$  Hélice *Thin Electric* 8x6

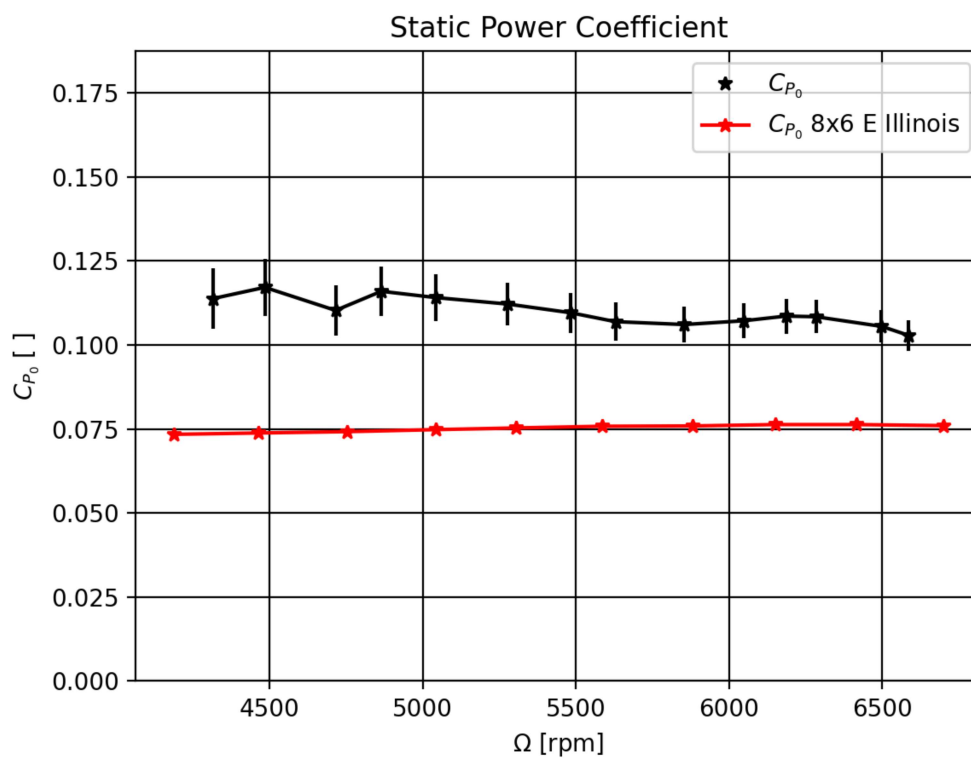


Figura 35 – Curvas  $C_{P_0} \times \Omega$  Hélice *Thin Electric* 8x6

Os resultados obtidos são tabelados e o erro percentual, tomando a base de dados como referência, é mostrado.

	Ensaio na Bancada	Base de Dados	Erro Comparativo
$\bar{C}_{T_0}$	0,1333	0,1143	-16,3%
$\bar{C}_{P_0}$	0,1113	0,0752	-48,0%

Tabela 9 – Tabela Contendo a Média dos Coeficientes Aerodinâmicos Obtidos pela Bancada e pela Base de Dados para a Hélice *Thin Electric* 8x6



## CAPÍTULO 5

### CONCLUSÕES E PERSPECTIVAS

Este trabalho teve como objetivo o projeto e construção de uma bancada de ensaio automático de hélices de baixo número de Reynolds.

Foi explanado no contexto atual, com os veículos aérios não tripulados (VANTs), como o conhecimento tácitos das características propulsivas e de potência das hélices de baixo número de Reynolds é importante em absoluto para as estimativas de autonomia e margens dinâmicas dessas aeronaves de pequena escala. A garantia de um ensaio simples e eficaz, no âmbito de avaliar um conjunto grande de hélices, inclusive podendo otimizar modelos, é de enorme interesse nesse contexto.

Um conjunto de definições e resultados foi abordado à luz da bibliografia. Estas definições são as responsáveis por definir a natureza de uma hélice, os parâmetros que a definem, os coeficientes que as caracterizam e algumas expectativas tratativas e de potência. Ainda no prisma da apresentação de resultados, os diagramas de corpo livre foram apresentados e equacionados à luz das equações de Newton. Essas equações de equilíbrio estático são corrigidas por interações aerodinâmicas do escoamento induzido pela hélice. Modelos estatísticos, filtros e propagação de erros também são apresentados em face da bibliografia estudada.

Em seguida, o leitor é apresentado à metodologia desenvolvida. Essa tem início na apresentação do projeto em CAD, com o devido estudo dos posicionamentos dos sensores, sistema de arrefecimento e outros pormenores. O projeto foi executado inteiramente com os recursos do autor, e lançou mão extensivamente de peças manufaturadas em impressão 3D, peças metálicas e todo um conjunto elétrico/eletrônico, também apresentado e tabelado.

Uma descrição dos softwares processador e pós-processador é feita e os roteiros e algoritmos são apresentados.

Em seguida, e já ao cabo deste documento, a bancada de ensaio real é finalmente revelada. Nela pode-se observar o resultado da montagem final do conjunto completo, o posicionamento das células de carga e o conjunto encoder. A seguir é demonstrado o resultado de ensaios comparativos, com hélices comerciais conhecidas, contrastadas por meio de uma base de dados referenciada.

O resultado final é uma bancada automática, de simples acesso e manipulação. Os programas desenvolvidos traçam um roteiro confiável e seguro, tornando de maneira trivial as curvas dos coeficientes estáticos das hélices.

A bancada carece de melhores modelos para a correção da eficiência do conjunto elétrico, uma vez que o modelo aqui usado é largamente aplicado para motores DC, que não é aqui o caso. Não obstante, melhores modelos de correção aerodinâmica podem ser estudados de modo a garantir a boa mensuração da tração na bancada.

## 5.1 Discussão dos Resultados

Neste ponto, será explanado o entendimento do autor daquilo que foi o contraste das curvas obtidas pela bancada com as curvas da base de dados usadas para comparação.

Primeiro ponto é que os valores estão na mesma ordem de grandeza, quer dizer, nenhuma valor absolutamente errôneo foi observado. O segundo ponto consiste na característica coerente da bancada, isto é, ela previu trações maiores para uma hélice de maior diâmetro, como a hélice de 9 polegadas, e de maior passo, como a hélice de 6 polegadas de passo. Nesse sentido, ainda vale comentar que a bancada previu corretamente que a hélice de 6 polegadas de passo consumiria mais potência que a hélice de 4 polegadas de passo.

Ressaltando esses dois predicados da bancada, passa-se à comparação propriamente dita entre as curvas obtidas e as curvas da base de dados.

Quanto à hélice *Slow Flyer* 9x4,7, observou-se que o coeficiente de tração muito se aproximou do valor indicado pela base de dados, podendo até afirmar que seu valor está inteiramente contido na margem de erro. Este foi notadamente o melhor resultado obtido. Quando ao consumo de potência, um erro percentual de 14% acima da base de dados não é péssimo, mas está notadamente superdimensionado.

Em relação à hélice *Thin Electric* 8x4, observou-se o pior resultado, tanto sob o âmbito da tração quanto da potência. Ambos os coeficientes encontram-se elevadamente superdimensionados. Quanto à tração, majorou-se 25% e a potência quase 50%. Tais resultados são abjetos e se encontram fora de qualquer resultado sólido.

Referente ao último ensaio, à hélice *Thin Electric* 8x6, pode-se notar um resultado intermediário em qualidade, melhor que o resultado da hélice 8x4 e pior que o resultado da hélice 9x4,7.

Suspeitando de causas que possam levar a este conjunto de resultados, o autor refletiu sobre a possibilidade de certas histereses de sensores estarem sujeitas a alterações não previstas, como relacionadas à temperatura, por exemplo. Outra causa poderia ser, no caso da tração, um modelo de correção aerodinâmica que prevê um arrasto muito maior do que o é de fato. No caso do coeficiente de potência, a eficiência do motor teria parâmetros muito menores, e o próprio formato da curva poderia ser outro.

Outrossim, uma análise feita pelo autor estabelece um caminho visível para encarar o problema. Esse caminho é tacitamente firmado na correção da velocidade angular. Como

observado, os coeficientes aerodinâmicos, quase em sua totalidade, estão superdimensionados e, em geral, a potência mais que a tração. Uma causa desse efeito pode ser uma medição errônea da velocidade angular (que afeta, sabidamente, mais o coeficiente de potência que o de tração). Esse erro seria sistemático, atrelado à alguma característica do sistema tacômetro/encoder em si e mediria a velocidade angular em um valor menor do que ela é realmente.

Um problema encontrado é que esse fenômeno não é linear, por exemplo, para que o resultado da hélice 9x4,7 chegasse a um resultado excelente, seria necessário majorar a velocidade angular medida em 0,5%. Quanto às hélices de 8 polegadas, ambas, seria, para atingir um valor excelente, necessário majorar em 10% a velocidade angular medida. Não obstante, a potência seria perfeitamente ajustada se, ainda, a eficiência total fosse reduzida (aqui, para os testes, colocou-se a eficiência do ESC em 75%).

Nesse ínterim, vale pontuar que, de fato, é plausível assumir que a eficiência do ESC seja  $\eta_{ESC} = 75\%$ , mesmo que esse número soe baixo demais. Ainda, essa queda de eficiência, no final, exerce impacto, de fato, na eficiência total. Então, essa queda pode não ser do ESC especialmente, mas, ocasionalmente do próprio motor ou do sistema de cablagem usado na bancada. Com alguma restrição é uma ponderação admissível.

O fato de que o sensor de velocidade angular careça de uma correção linear não é, tampouco, exagerado. Isto é, trata-se de uma ocorrência completamente plausível que o sensor esteja minimamente descalibrado e que sua medida careça, pois, ser multiplicada por uma constante de correção. Pouco lógico, no entanto, é que essa correção na velocidade angular seja uma função justamente do diâmetro da hélice ensaiada. Tal constatação necessita maiores estudos, mas foi, no caso dos dados apresentados, crucial e suficiente para resolver o problema. Para a hélice de 9 polegadas, foi interessante majorar a medida da velocidade angular em um fator de 1,005, enquanto, para ambas as hélices de 8 polegadas, independente de seu passo, o fator tornou-se 1,10. Nesse caso, é plausível assumir que essa correção não é uma função do passo da hélice, mas não se sabe se seria também uma função do número de pás ou outra característica.

## 5.2 Futuros Trabalhos

Como objeto de futuros trabalhos, visando melhorias desta bancada, bem como sua utilização para a materialização de outros estudos, é possível apontar alguns caminhos imediatos.

- Adição da célula de carga lateral, visando captar a força de reação para a mensuração do momento.
- Ao adicionar a célula de carga lateral, é importante definir uma correção aerodinâmica que leve em consideração o escoamento gerado à montante.
- Realizar estudos de diferentes modelos de eficiência do motor, de modo a aproximar-se do real comportamento do motor usado neste trabalho.
- Contrastar a medida do tacômetro/encoder com um estroboscópio e firmar uma correção à medida de velocidade angular.
- Ensaio de um conjunto grande de hélices de curvas conhecidas e calibração estatística da bancada.
- Adição de uma fonte de maior potência à bancada.

- Adição de um sistema automático de ensaio de hélices rotativas e contra-rotativas, no âmbito do chaveamento da conexão ESC-Motor.



## REFERÊNCIAS

- [Anderson Jr., 2017] Anderson Jr., J. D. (2017). *Fundamentals of Aerodynamics*. McGraw-Hill Education.
- [Brandt, 2005] Brandt, J. B. (2005). Small-scale propeller performance at low speeds.
- [Brandt and Selig, 2011] Brandt, J. B. and Selig, M. S. (2011). Propeller performance data at low reynolds numbers.
- [Carvalho, 2013] Carvalho, I. D. S. B. M. (2013). *Low Reynolds Propellers for Increased Quadcopters Endurance*.
- [Cerón-Muñoz et al., 2012] Cerón-Muñoz, H. D., Oliveira, L. F. Q., and Catalano, F. M. (2012). Aerodynamic analysis of high rotation and low reynolds number propeller. *48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference Exhibit*.
- [Deters et al., 2014] Deters, R. W., Ananda, G. K., and Selig, M. S. (2014). Reynolds number effects on the performance of small-scale propellers. *AIAA Aviation*.
- [Drella, 2007] Drella, M. (2007). First-order dc electric motor model.
- [Fox et al., 2012] Fox, R. W., McDonald, A. T., Pritchard, P. J., and Leylegian, J. C. (2012). *Introdução à Mecânica dos Fluidos*. John Wiley Sons Ltd.
- [Heutger and Kückelhaus, ] Heutger, M. and Kückelhaus, M. Unmanned aerial vehicles in logistics- a dhl perspective on implications and use cases for the logistics industry. DHL Trend Research.
- [Lissaman, 1983] Lissaman, P. B. S. (1983). Low-reynolds-number aifoils. *Ann. Rev. Fluid Mech.*, 15:223–39.
- [Moran and Shapiro, 2006] Moran, M. J. and Shapiro, H. N. (2006). *Fundamentals of Engineering Thermodynamics*. John Wiley Sons Ltd.
- [Rojas, ] Rojas, R. The kalman filter.

- [Rutkay, 2014] Rutkay, B. D. (2014). A process for the design and manufacture of propellers for small unmanned aerial vehicles.
- [Schneider, 2017] Schneider, J. F. (2017). Laboratório de física i: livro de práticas.
- [Selig and Ananda, 2015] Selig, M. S. and Ananda, G. (2015). *Low Reynolds Number Propeller Performance Data: Wind Tunnel Corrections for Motor Fixture Drag*.
- [Tjhai, 2013] Tjhai, C. (2013). *Developing Stochastic Model of Thrust and Flight Dynamics for Small UAVs*.
- [Walpole et al., 2012] Walpole, R. E., Myers, R. H., Myers, S. L., and Ye, K. (2012). *Probability Statistics for Engineers Scientists*. Pearson Education, Inc.
- [Winslow et al., 2018] Winslow, J., Otsuka, H., Govindarajan, B., and Chopra, I. (2018). Basic understanding of airfoil characteristics at low reynolds numbers ( $10^4$ – $10^5$ ). *Journal of Aircraft*, 55:1050–1061.
- [Zhao and Shkarayev, 2019] Zhao, L. and Shkarayev, S. (2019). Characterization of ducted contra-rotating propeller propulsions. *International Journal of Micro Air Vehicles*.