

UNIVERSIDADE DE CAXIAS DO SUL
ÁREA DO CONHECIMENTO DE CIÊNCIAS EXATAS E ENGENHARIAS
CURSO DE ENGENHARIA MECÂNICA

JOHN MACIEL DAROS

ESTUDO EXPERIMENTAL E COMPUTACIONAL DO DESEMPENHO DE
HÉLICES EM SISTEMAS ELÉTRICOS DE PROPULSÃO PARA AERODESIGN

CAXIAS DO SUL

2025

JOHN MACIEL DAROS

**ESTUDO EXPERIMENTAL E COMPUTACIONAL DO DESEMPENHO DE
HÉLICES EM SISTEMAS ELÉTRICOS DE PROPULSÃO PARA AERODESIGN**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao curso de Engenharia Mecânica da Universidade de Caxias do Sul, como requisito parcial à obtenção do grau de Bacharel em Engenharia Mecânica.

Orientador Prof. Me. Vagner Grison

CAXIAS DO SUL

2022

JOHN MACIEL DAROS

**ESTUDO EXPERIMENTAL E COMPUTACIONAL DO DESEMPENHO DE
HÉLICES EM SISTEMAS ELÉTRICOS DE PROPULSÃO PARA AERODESIGN**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao curso de Engenharia Mecânica da Universidade de Caxias do Sul, como requisito parcial à obtenção do grau de Bacharel em Engenharia Mecânica.

Orientador Prof. Me. Vagner Grison

Aprovado em Clique ou toque aqui para inserir uma data.

Banca Examinadora

Professor Dr. Giovani Dambros Telli
Universidade de Caxias do Sul

Professor Me. Vagner Grison
Universidade de Caxias do Sul

Me. Eng. Mec. William Galiotto
Universidade de Caxias do Sul

AGRADECIMENTOS

Agradeço, primeiramente, a Deus, por me conceder forças, saúde e a oportunidade de realizar este trabalho, que exigiu dedicação, estudo e perseverança.

À minha família, Daniel Daros, Juliana Maciel e meu irmão Michael Maciel Daros, pelo apoio incondicional, por me incentivarem desde sempre e por me ensinarem valores que levo para além da vida acadêmica.

À minha namorada, Gabriela Fortuna Fontana, pelo carinho, paciência e incentivo constantes. Obrigado por acreditar em cada um dos meus sonhos, por estar ao meu lado em todos os momentos deste percurso e por ser um verdadeiro alicerce com amor, compreensão e companheirismo.

Ao professor e orientador Vagner Grison, pela valiosa orientação, confiança e disponibilidade ao longo de todo este trabalho. Agradeço pela paciência, pelas sugestões e por dedicar seu tempo em cada etapa em que precisei de apoio.

RESUMO

Este trabalho apresenta uma análise experimental e computacional do desempenho de hélices comerciais aplicadas a sistemas de propulsão elétrica para aeronaves de pequeno porte. A metodologia integrou ensaios em túnel de vento, escaneamento tridimensional das hélices e simulações aerodinâmicas utilizando o software Altair FlightStream, que emprega um método de painéis com modelos de camada limite laminar e turbulenta. Nos ensaios experimentais, foram obtidos empuxo, rotação, corrente e tensão para quatro hélices bipás sob diferentes velocidades de escoamento. Os modelos digitalizados foram reconstruídos, remalhados e simulados nas mesmas condições operacionais, permitindo comparar a distribuição de pressão, o escoamento induzido e o empuxo previsto numericamente.

Os resultados demonstraram que o método numérico reproduz corretamente as tendências gerais de variação de empuxo com o aumento da velocidade do ar, embora apresente discrepâncias quantitativas entre 10% e 60%, conforme a geometria e o regime de operação. Tais diferenças observadas, evidenciam a necessidade de explorar trabalhos futuros, de forma mais abrangente, os recursos da simulação numérica que não puderam ser plenamente avaliados neste estudo, tais como o refinamento de malha, as condições de contorno, o tamanho do passo do tempo, os critérios de convergência, bem como os modelos de separação de escoamento e de acoplamento viscoso. Ainda assim, a abordagem combinada mostrou-se viável para apoiar a seleção preliminar de hélices no contexto do Aerodesign, reduzindo a dependência de testes empíricos e oferecendo subsídios técnicos para o aprimoramento do sistema motopropulsor.

Palavras-chave: Aerodesign; Hélices; Propulsão elétrica; Método de painéis; Túnel de vento; CFD.

ABSTRACT

This work presents an experimental and computational analysis of the performance of commercial propellers applied to electric propulsion systems for small-scale aircraft. The methodology integrated wind tunnel experiments, three-dimensional scanning of the propellers, and aerodynamic simulations using the Altair FlightStream software, which is based on a panel method with laminar and turbulent boundary layer models. In the experimental tests, thrust, rotational speed, current, and voltage were measured for four two-bladed propellers under different freestream velocities. The digitized models were reconstructed, remeshed, and simulated under the same operating conditions, enabling the comparison of pressure distribution, induced flow, and numerically predicted thrust.

The results showed that the numerical method correctly reproduces the general trends of thrust variation with increasing airspeed, although quantitative discrepancies ranging from 10% to 60% were observed, depending on the propeller geometry and operating regime. These differences highlight the need for future studies to more comprehensively explore numerical simulation features that could not be fully assessed in this work, such as mesh refinement, boundary conditions, time-step size, convergence criteria, as well as flow separation and viscous coupling models. Nevertheless, the combined approach proved to be feasible to support the preliminary selection of propellers in the Aerodesign context, reducing the reliance on empirical testing and providing technical support for the improvement of the propulsion system.

Keywords: Aerodesign; Propellers; Electric propulsion; Panel method; Wind tunnel; CFD.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1- Esquema geral de componentes do sistema de rádio controle	17
Figura 2 – Motor glow(a) e motor elétrico brushless(b) utilizados em aerodelismo.	18
Figura 3– Representação do funcionamento aerodinâmico de uma hélice	24
Figura 4 - Características geométricas e aerodinâmicas de uma hélice	25
Figura 5 – Representação gráfica do passo teórico, passo efetivo e recuo da hélice.....	26
Figura 6 – Eficiência propulsiva em função da velocidade para hélices, turbofans e turbojatos.	28
Figura 7 - Interface Instant Meshes.....	30
Figura 8 – Geração de malha computacional e pontos de controle aplicados na geometria tridimensional da pá da hélice.....	33
Figura 9 – Visualização de linhas de corrente e escoamento ao redor de uma hélice simulada no Altair FlightStream.....	34
Figura 10 - Fluxograma de execução de etapas do projeto	36
Figura 11 – Hélices disponíveis na equipe de Aerodesign.....	38
Figura 12 – Hélices comerciais selecionadas para o estudo (em ordem, 16x8, 14x7, 14x7 Sport e 12x6).....	39
Figura 13 – Conjunto motor-hélice para ensaio em túnel de vento	40
Figura 14 – Modelo de Wattímetro digital.....	42
Figura 15 – Bancada de testes acoplada ao túnel de vento da UCS.....	43
Figura 16 – Processo de escaneamento 3D da hélice no GOM Scan 1 (Zeiss).....	44
Figura 17 - Fusão das varreduras ópticas da hélice no <i>software GOM Inspect</i>	45
Figura 18 - Lacunas na malha digitalizada antes da recuperação	46
Figura 19 - Processo de limpeza da malha digitalizada: (a) malha bruta e (b) malha após limpeza	47
Figura 20 – Comparativo entre malha bruta e malha retopologizada no Instant Meshes	48
Figura 21 – Distribuição dos planos de corte e <i>sketches</i> ao longo da hélice (<i>SolidWorks</i>)	49
Figura 22 – Modelo sólido reconstruído da hélice após aplicação de loft no SolidWorks.....	49
Figura 23 – Controle manual da densidade de linhas na malha da hélice no HyperMesh.....	50
Figura 24 – Malha quadrilateral final gerada no HyperMesh	51
Figura 25 - Modelo da hélice centralizado no sistema de coordenadas e com definição de bordas de fuga.....	52
Figura 26 – Configuração do movimento euclidiano e parâmetros de rotação no software....	53
Figura 27 - Visualização das linhas na simulação.....	54
Figura 28 - Comparação de valores de empuxo	55
Figura 29 - Comparação de potência corrigida entre todas as hélices	56

Figura 30 – Comparação de empuxos obtidos em simulação CFD	57
Figura 31-Comparação de Empuxo entre hélices - EXP x CFD.....	60

LISTA DE QUADROS

Quadro 1 - Condições de operação utilizadas nas simulações	52
--	----

LISTA DE TABELAS

Tabela 1- Instrumentação utilizada no ensaio em túnel de vento	41
Tabela 2 - Erro percentual entre os resultados experimentais e numéricos para cada hélice ..	60
Tabela 3 - Comparativo de empuxo (EXP x CFD)	67
Tabela 4 – Média dos dados - Hélice 16x8	67
Tabela 5 – Média dos dados - Hélice 14x7 Sport	67
Tabela 6 – Média dos dados – Hélice 14x7	68
Tabela 7 – Média dos dados – Hélice 12x6	68
Tabela 8 – Média dos dados corrigidos - Hélice 16x8	69
Tabela 9 – Média dos dados corrigidos – Hélice 14x7 Sport.....	69
Tabela 10 – Média dos dados corrigidos – Hélice 14x7	69
Tabela 11 – Média dos dados corrigidos – Hélice 12x6	69
Tabela 12 - Valores de empuxo (CFD)	70

LISTA DE ABREVIATURAS

máx.	Máximo
mín.	Mínimo
temp.	Temperatura
diag.	Diagrama
aprox.	Aproximado

LISTA DE SIGLAS

ABNT	Associação Brasileira de Normas Técnicas
APC	<i>Aero Propeller Company</i>
CAD	<i>Computer-Aided Design</i> (Projeto Assistido por Computador)
CFD	<i>Computational Fluid Dynamics</i> (Dinâmica dos Fluidos Computacional)
ESC	<i>Electronic Speed Controller</i> (Controlador Eletrônico de Velocidade)
LiPo	<i>Lithium Polymer</i> (Polímero de Lítio)
OBJ	<i>Object File Format</i> (formato de arquivo 3D utilizado em modelagem)
RPM	Revoluções por Minuto
SAE	<i>Society of Automotive Engineers</i>
STL	<i>Stereolithography</i> (formato de arquivo 3D)
TCC	Trabalho de Conclusão de Curso
UCS	Universidade de Caxias do Sul
USB	Universal Serial Bus
VANT	Veículo Aéreo Não Tripulado

LISTA DE SÍMBOLOS

T	Tração (ou empuxo) gerado (N)
P	Potência elétrica (W)
V	Velocidade do escoamento (m/s)
ω	Velocidade angular da hélice (rad/s)
R	Raio da hélice (m)
c	Corda da pá da hélice (m)
θ	Ângulo de torção da pá (°)
α	Ângulo de ataque (°)
η	Eficiência do sistema de propulsão (%)
I	Corrente elétrica (A)
U	Tensão elétrica (V)
ρ	Densidade do ar (kg/m ³)

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	17
1.1	JUSTIFICATIVA	19
1.2	OBJETIVOS.....	20
1.2.1	Objetivo geral.....	20
1.2.2	Objetivos específicos.....	20
2	REFERENCIAL TEÓRICO E TRABALHOS CORRELATOS	21
2.1	FUNDAMENTOS DO AEROMODELISMO E AERODINÂMICA	21
2.2	SISTEMAS DE ACIONAMENTO	22
2.2.1	Tipos de motores propulsivos no aeromodelismo.....	22
2.3	HÉLICES.....	24
2.3.1	Fundamentos físicos e funcionamento da hélice	24
2.3.2	Parâmetros geométricos da hélice.....	25
2.3.3	Relação entre geometria e desempenho.....	26
2.4	MALHAS COMPUTACIONAIS E RECONSTRUÇÃO GEOMÉTRICA.....	29
2.4.1	Limpeza e retopologia de malha no Blender	29
2.4.2	Reconstrução em SolidWorks.....	31
2.4.3	Remalhamento e refinamento em Altair HyperMesh	31
2.5	SIMULAÇÃO COMPUTACIONAL	32
2.6	TRABALHOS CORRELATOS	34
3	METODOLOGIA.....	36
3.1	VISÃO GERAL DA METODOLOGIA	37
3.2	SELEÇÃO DE HÉLICES E CONFIGURAÇÃO DO SISTEMA PROPULSIVO... 37	
3.2.1	Critérios de Seleção das Hélices	37
3.2.2	Configuração do Sistema Motopropulsor	39
3.3	ENSAIOS EXPERIMENTAIS EM TÚNEL DE VENTO	40
3.3.1	Tratamentos e Correções de Dados Experimentais.....	43
3.4	DIGITALIZAÇÃO TRIDIMENCIONAL E REFINAMENTO DE MALHA	44
3.4.1	Digitalização GOM Scan 1 - Zeiss.....	44
3.5	RECONSTRUÇÃO E REFINAMENTO GEOMÉTRICO DAS HÉLICES	46
3.5.1	Limpeza e retopologia de malha.....	47
3.5.2	Modelagem paramétrica e reconstrução por loft	48
3.5.3	Remalhamento e preparação para simulação (<i>HyperMesh 2025</i>).....	50

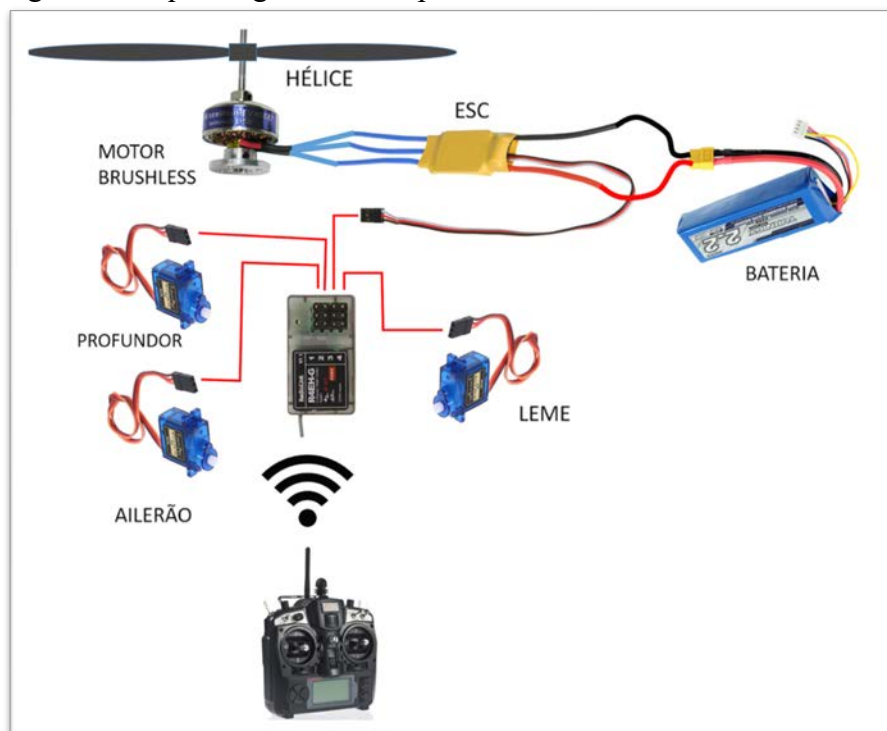
3.6	SIMULAÇÃO COMPUTACIONAL COM ALTAIR FLIGHTSTREAM	51
4	RESULTADOS E DISCUSSÕES	55
4.1	RESULTADOS EXPERIMENTAIS	55
4.2	RESULTADO COMPUTACIONAIS.....	57
5	DISCUSSÃO DOS RESULTADOS.....	59
6	CONCLUSÕES E RECOMENDAÇÕES PARA TRABALHOS FUTUROS ...	62
APÊNDICE A.....		67
APÊNDICE B.....		69
APÊNDICE C.....		70

1 INTRODUÇÃO

A competição SAE Brasil Aerodesign é um evento acadêmico nacional que busca proporcionar aos estudantes de engenharia uma experiência prática de projeto, construção e testes de aeronaves rádio controladas. As equipes participantes são desafiadas a projetar um Veículo Aéreo Não Tripulado (*VANT*) capaz de realizar missões com carga útil, respeitando uma série de restrições estruturais, elétricas e de desempenho. O evento promove o desenvolvimento de competências técnicas, trabalho em equipe e tomada de decisão, simulando um ambiente real de projeto na indústria aeronáutica (SAE BRASIL, 2025).

O grupo motopropulsor de aeronaves, representado na Figura 1, é responsável por fornecer a força de propulsão necessária para o voo. No cenário da competição SAE Aerodesign, ele é composto por motor (elétrico ou a combustão), hélice, controlador eletrônico de velocidade (ESC), bateria, suporte e conexões elétricas. Cada componente influencia diretamente no desempenho do sistema como um todo, afetando o empuxo gerado, a eficiência energética, o peso total do conjunto e a distribuição de massa. Uma configuração eficiente depende do equilíbrio entre peso, consumo de energia e tração gerada.

Figura 1- Esquema geral de componentes do sistema de rádio controle



Fonte: Adaptado de Aeromodelos e Drones

Historicamente, os projetos de aeromodelismo utilizavam predominantemente motores de combustão interna do tipo *glow* representado na Figura 2a, que são leves, potentes e relativamente simples de instalar. No entanto, motores *glow* apresentam ruído elevado, maior complexidade de operação e exigem combustíveis específicos. Com os avanços na eletrônica e nas baterias, os motores elétricos *brushless*, representado na Figura 2b, tornaram-se uma alternativa amplamente adotada em competições como o Aerodesign, oferecendo maior confiabilidade, controle e eficiência, além de serem mais seguros e ambientalmente adequados.

Figura 2 – Motor glow(a) e motor elétrico brushless(b) utilizados em aeromodelismo.



Fonte: Adaptado Audiotec Hobby

Nesse contexto, a eficiência de um sistema de propulsão depende diretamente da escolha correta dos componentes do grupo motopropulsor, com destaque para a hélice. Parâmetros como diâmetro, passo, número de pás, largura da pá (*corda*) e ângulo de torção ao longo da hélice influenciam diretamente no desempenho do sistema, afetando a tração gerada, o consumo de energia e o regime de rotação ideal. Atualmente, no grupo de Aerodesign da UCS essa escolha costuma ser feita com base em testes empíricos e dados dos fabricantes, o que pode gerar incertezas no projeto e exigir muitos testes até chegar à melhor configuração.

Sendo assim, este trabalho avaliou a geometria de hélices comerciais destinadas a motores elétricos *brushless* aplicados em aeromodelismo, com o intuito de identificar as principais características geométricas e suas respectivas influências no desempenho aerodinâmico, considerando parâmetros como força de empuxo, rotação, torque e consumo energético. As hélices foram digitalizadas por meio de escaneamento tridimensional, permitindo a criação de modelos virtuais para simulação no software *Altair FlightStream*. Os resultados obtidos nas simulações foram confrontados com os dados experimentais medidos em

ensaios em túnel de vento, buscando validar o modelo e contribuir para a compreensão do comportamento do sistema propulsivo.

1.1 JUSTIFICATIVA

O desenvolvimento de sistemas motopropulsores eficientes é um dos principais desafios no projeto de aeronaves de pequeno porte, especialmente aquelas voltadas para competições acadêmicas como a SAE Brasil Aerodesign. Nesse contexto, a hélice desempenha papel fundamental, pois é responsável pela conversão da energia fornecida pelo motor em empuxo útil.

Apesar da existência de ampla variedade de hélices comerciais, a seleção do modelo mais adequado ainda é, na maioria das vezes, realizada de forma empírica, exigindo sucessivas baterias de testes físicos até se atingir um desempenho satisfatório. Isso resulta em um processo de projeto mais longo, menos previsível e, muitas vezes, com aproveitamento abaixo do ideal do conjunto motor-hélice.

Além disso, o avanço da eletrificação dos sistemas de propulsão, com o uso crescente de motores elétricos em substituição aos de combustão interna, impõe novas restrições, como o limite de potência elétrica e a busca por maior eficiência energética. No caso da Universidade de Caxias do Sul, este é o primeiro ano em que a equipe de Aerodesign adota exclusivamente motores elétricos em seus projetos, o que altera significativamente a distribuição de peso e a configuração interna da aeronave. Essa mudança reforça a importância de compreender, de forma aprofundada, como os parâmetros geométricos da hélice impactam o desempenho geral do sistema, especialmente em um contexto de transição tecnológica.

Portanto, este trabalho se justifica pela necessidade de criar uma metodologia numérica e experimental que permita prever o desempenho do grupo motopropulsor antes do teste de voo, otimizando recursos e tempo de desenvolvimento. A possibilidade de realizar ensaios experimentais e simulações numéricas com ferramentas avançadas, como o software *Altair FlightStream*, permite não apenas avaliar o comportamento aerodinâmico das hélices em diferentes condições, mas também contribuir para a consolidação de metodologias que auxiliem projetos futuros com maior previsibilidade e eficiência.

1.2 OBJETIVOS

1.2.1 Objetivo geral

Avaliar o desempenho aerodinâmico de hélices comerciais aplicadas a sistemas de propulsão elétrica para aeromodelos.

1.2.2 Objetivos específicos

- a) Analisar hélices comerciais com diferentes características geométricas, compatíveis com motores elétricos *brushless* utilizados em aeromodelismo;
- b) Avaliar o comportamento aerodinâmico das hélices por meio de simulação numérica no software *Altair FlightStream*;
- c) Determinar o desempenho físico das hélices em túnel de vento, com base em parâmetros como empuxo e rotação;
- d) Comparar os resultados experimentais e computacionais, identificando correlações entre geometria e eficiência do sistema de propulsão.

2 REFERENCIAL TEÓRICO E TRABALHOS CORRELATOS

Neste capítulo, apresenta-se uma revisão dos principais fundamentos relacionados ao desenvolvimento deste trabalho, com ênfase na aerodinâmica de voo e nos aspectos geométricos e funcionais das hélices, incluindo os equacionamentos relevantes. Ao final, são discutidos estudos e trabalhos correlatos que abordam temas semelhantes e contribuem para a fundamentação técnica do projeto.

2.1 FUNDAMENTOS DO AEROMODELISMO E AERODINÂMICA

O aeromodelismo consiste no projeto, construção e operação de aeronaves em escala reduzida, sendo amplamente praticado com finalidades recreativas, educacionais e competitivas (AEROMODELO BRASIL, 2025). Com origem no início do século XX, a atividade evoluiu acompanhando o avanço dos materiais leves, da miniaturização de componentes e da popularização de sistemas eletrônicos embarcados. No Brasil, o aeromodelismo é regulamentado e inserido também em contextos acadêmicos, como nas competições promovidas pela SAE Brasil, que incentivam o desenvolvimento de projetos práticos de engenharia aeronáutica (SAE BRASIL, 2025).

No ambiente universitário, o aeromodelismo é amplamente utilizado como ferramenta didática por permitir a aplicação prática de conhecimentos multidisciplinares, envolvendo estruturas, materiais, sistemas elétricos e aerodinâmica. A construção de aeronaves radiocontroladas exige domínio dos fundamentos de projeto estrutural, análise de desempenho e validação experimental, aspectos amplamente discutidos na literatura de engenharia aeronáutica (ANDERSON, 2012; TORENBEEK; WITTENBERG, 2009). Em aeronaves de pequeno porte, a definição adequada do grupo motopropulsor e das superfícies aerodinâmicas é decisiva para garantir estabilidade e eficiência, uma vez que pequenas variações geométricas podem alterar significativamente o comportamento em voo (McCORMICK, 1995).

A aerodinâmica fornece a base conceitual para compreender fenômenos como sustentação, arrasto e tração. A sustentação, resultante da diferença de pressão entre extradorso e intradorso, é responsável por manter a aeronave em voo, enquanto o arrasto representa a resistência ao deslocamento no fluido. A tração, por sua vez, é gerada pelo sistema propulsivo, geralmente por meio de hélices em aeronaves leves, e constitui o principal mecanismo de avanço em VANTs de baixo porte (ANDERSON, 2012). Em regimes de baixa velocidade, como na decolagem, o desempenho propulsivo depende diretamente da eficiência do conjunto

motor-hélice-fonte de energia, como descrito pela teoria da quantidade de movimento e pela Teoria do Elemento de Pá (LEISHMAN, 2006; McCORMICK, 1995).

A geometria da hélice exerce influência direta sobre o empuxo produzido, especialmente em baixas velocidades. Segundo a teoria clássica do elemento de pá, pequenas variações de passo ou ângulo local modificam a distribuição de força ao longo da pá e, conseqüentemente, o desempenho global (McCORMICK, 1995; LEISHMAN, 2006). Ensaio em túnel de vento demonstram que ajustes sutis no ângulo de ataque efetivo das seções podem alterar de forma significativa o empuxo estático e a eficiência propulsiva, reforçando a necessidade de tratar a hélice como uma superfície aerodinâmica ativa, e não apenas como um componente mecânico (ANDERSON, 2012).

O equilíbrio entre peso e potência disponível é outro fator crítico no projeto de aeronaves de pequeno porte. A relação potência-peso influencia diretamente a capacidade de subida, estabilidade e desempenho geral. Configurações muito pesadas demandam maior tração para vencer o peso, podendo comprometer a eficiência, enquanto aeronaves demasiadamente leves podem apresentar instabilidades aerodinâmicas (TORENBECK; WITTENBERG, 2009).

A compreensão detalhada do escoamento ao redor das superfícies sustentadoras e das hélices é essencial para garantir o desempenho previsto em projeto. Métodos como Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD) e ensaios em túnel de vento são amplamente empregados para analisar distribuição de pressão, empuxo, padrões de escoamento e fenômenos de separação em diferentes regimes operacionais, atuando como ferramentas complementares no processo de validação aerodinâmica (ANDERSON, 2012; VERSTEEG; MALALASEKERA, 2007).

2.2 SISTEMAS DE ACIONAMENTO

2.2.1 Tipos de motores propulsivos no aeromodelismo

O sistema de propulsão em aeronaves de pequeno porte, como aquelas utilizadas no aeromodelismo e em competições acadêmicas, pode ser baseado em dois tipos principais de motores: a combustão interna (tipo *glow*) e elétricos (do tipo *brushless*). Ambos os sistemas têm sido utilizados ao longo dos anos, com diferentes níveis de desempenho, confiabilidade e aplicabilidade.

Historicamente, os motores *glow* dominaram o cenário do aeromodelismo por sua leveza, simplicidade mecânica e capacidade de gerar altos níveis de torque. Entretanto, com os

avanços na eletrônica de potência e no desenvolvimento de baterias de polímero de lítio (LiPo), os motores elétricos *brushless* ganharam espaço, oferecendo maior eficiência, facilidade de controle e operação mais limpa (TOYWING, 2025).

Essa transição está refletida também nas competições acadêmicas, como a SAE Brasil Aerodesign. A partir dos últimos anos, a maioria das equipes passou a adotar motores elétricos, motivadas por restrições de regulamento, redução de ruído, facilidade de manutenção e maior controle sobre os parâmetros de desempenho. Na Universidade de Caxias do Sul, por exemplo, o ano de 2025 marca a primeira participação da equipe de Aerodesign com motorização 100% elétrica, consolidando uma nova abordagem de projeto e testes para o grupo motopropulsor.

O desenvolvimento de controladores eletrônicos de velocidade (ESC) e o aprimoramento das baterias de polímero de lítio (LiPo) impulsionaram significativamente o uso de motores elétricos *brushless* (sem escovas) em aeronaves rádio controladas. Esses motores operam com base em campos magnéticos rotativos controlados eletronicamente, eliminando a necessidade de escovas mecânicas e reduzindo perdas por atrito e desgaste (TOYWING, 2025). Como resultado, apresentam maior eficiência energética, operação silenciosa, menor necessidade de manutenção e maior confiabilidade em ensaios repetitivos características desejáveis no contexto de competições acadêmicas como a SAE Brasil Aerodesign. Quando integrados a ESCs de precisão e baterias LiPo de alta descarga, esses motores possibilitam controle fino da potência entregue ao eixo, com resposta quase instantânea às variações de comando. Isso favorece manobras de voo mais precisas, economia de energia e simulações de condições reais de missão (AULA DE AEROMODELISMO, 2025).

Lovizon (2019), ao comparar motores *glow* e elétricos em testes de bancada, observou que o sistema elétrico apresentou maior previsibilidade nos resultados, principalmente em relação à tração estática e ao consumo de energia. Mesmo com menor torque nominal, o motor elétrico mostrou-se mais estável e eficiente, o que o torna mais adequado para os critérios técnicos e operacionais exigidos em competições de Aerodesign.

No entanto, os sistemas elétricos possuem limitações associadas à autonomia operacional, uma vez que o tempo de voo depende diretamente da capacidade energética da bateria (em mAh) e da eficiência do sistema como um todo incluindo o controle eletrônico de velocidade (ESC) e a hélice utilizada. Por isso, a escolha correta do conjunto motor-bateria-hélice é fundamental para maximizar o tempo útil de operação (TOYWING, 2025).

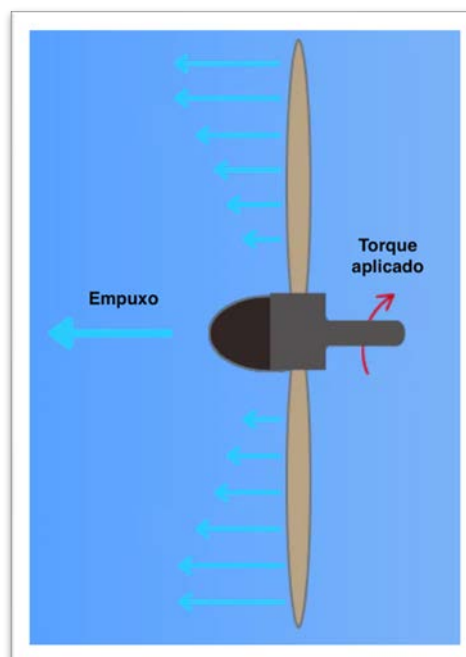
2.3 HÉLICES

2.3.1 Fundamentos físicos e funcionamento da hélice

A hélice é o principal elemento responsável pela propulsão de aeronaves de pequeno porte, convertendo energia rotacional em tração. Seu funcionamento baseia-se nos mesmos princípios aplicados aos aerofólios: cada pá atua como uma superfície sustentadora que se desloca em trajetória helicoidal no fluido, produzindo uma força resultante decorrente da diferença de pressão entre extradorso e intradorso (ANDERSON, 2012; McCORMICK, 1995).

Durante a rotação, cada seção da pá comporta-se como um aerofólio submetido a um fluxo relativo composto pela contribuição da velocidade tangencial imposta pela rotação e pela velocidade axial do escoamento. Essa combinação define o ângulo de ataque efetivo da seção e, conseqüentemente, a distribuição de forças ao longo da pá (LEISHMAN, 2006; McCORMICK, 1995). A resultante aerodinâmica, ilustrada na Figura 3, pode ser decomposta em duas componentes principais: a tração, atuando na direção do eixo da hélice, e o torque reativo, que tende a girar a aeronave no sentido oposto ao da rotação do conjunto propulsor.

Figura 3– Representação do funcionamento aerodinâmico de uma hélice



Fonte: Adaptado de PilotMall

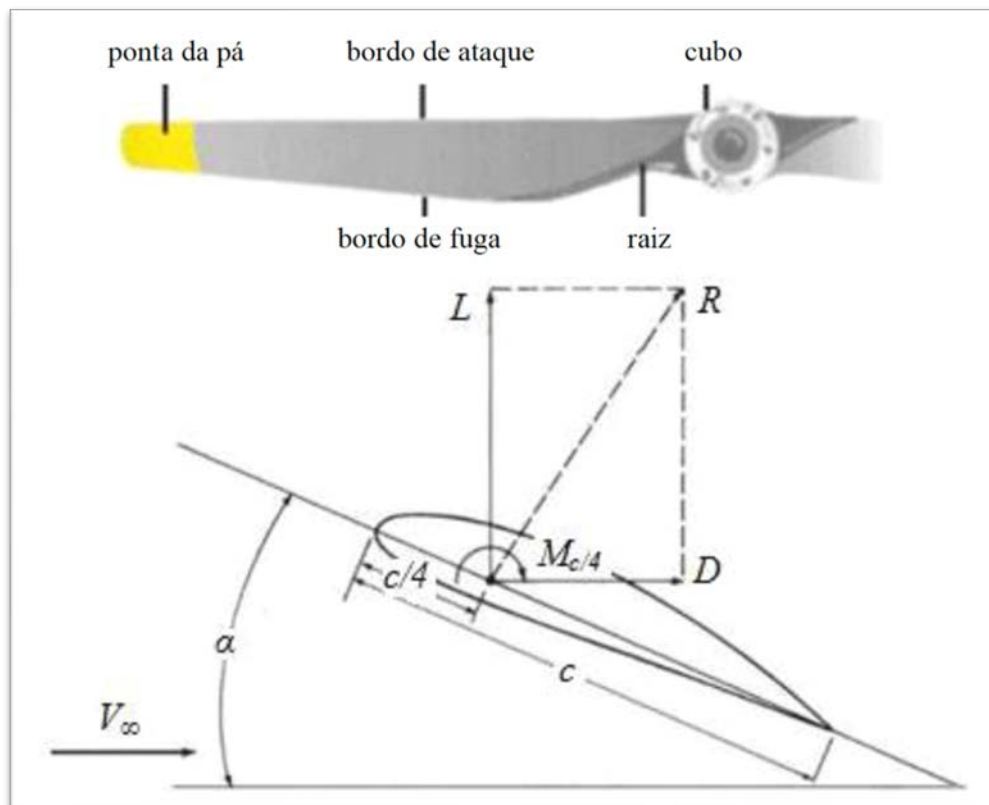
A tração gerada por uma hélice depende diretamente do ângulo de ataque efetivo de cada seção da pá e da velocidade relativa que o escoamento impõe sobre essas seções. Por isso, o desempenho propulsivo varia com a rotação, a densidade do ar, a geometria da pá e a condição

de operação, seja em regime estático ou com velocidade de avanço. A análise de hélices exige uma abordagem integrada que considere os princípios de aerodinâmica aplicada, os efeitos da rotação na composição do escoamento e os aspectos energéticos associados ao trabalho realizado pelo propulsor (ANDERSON, 2012; McCORMICK, 1995; LEISHMAN, 2006).

2.3.2 Parâmetros geométricos da hélice

A Figura 4 apresenta uma visão esquemática da pá da hélice e do perfil aerodinâmico em corte transversal, destacando os principais elementos geométricos: ponta da pá, raiz, bordos de ataque e de fuga, além do cubo central. Na parte inferior, observa-se a representação das forças aerodinâmicas atuantes (sustentação, L , e arrasto, D), o vetor velocidade (V_∞), o ângulo de ataque (α), a corda, c e o ponto de momento aerodinâmico no centro ($c/4$). Esses parâmetros são fundamentais para entender como a geometria da hélice influencia o escoamento do ar ao seu redor, afetando diretamente a geração de empuxo e a eficiência do sistema de propulsão.

Figura 4 - Características geométricas e aerodinâmicas de uma hélice

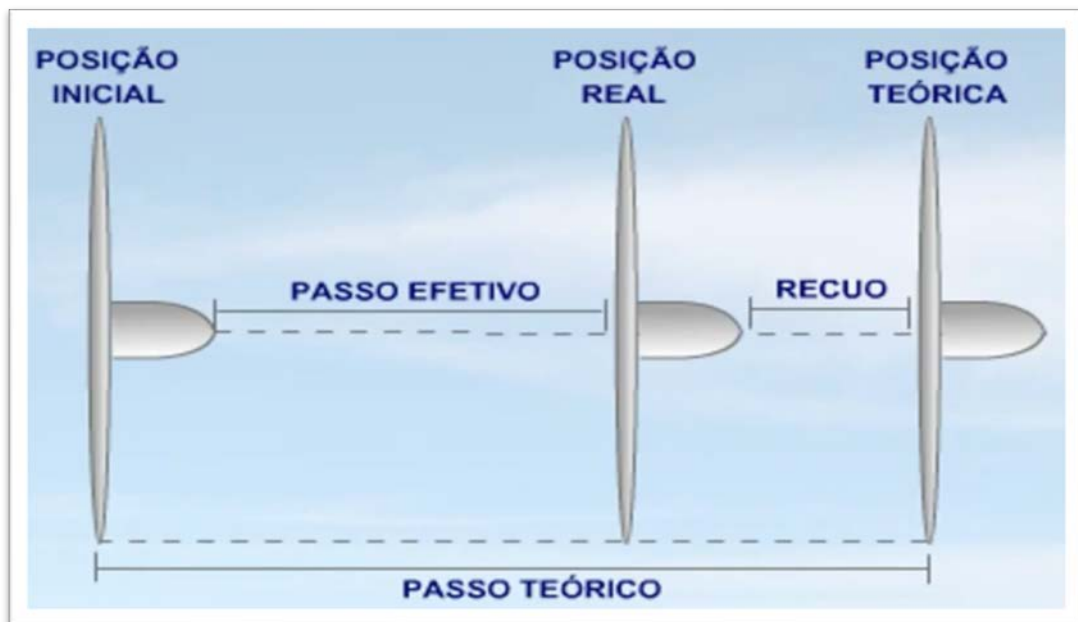


Fonte: Adaptado de Rodrigues (2014)

Essa representação auxilia na visualização da distribuição de esforços ao longo da pá, especialmente em diferentes seções radiais, e justifica a necessidade de analisar hélices não apenas por seus parâmetros globais (como passo e diâmetro), mas também pelas variações locais de perfil, torção e ângulo de ataque. Esses fatores são essenciais para a modelagem virtual e validação experimental propostas neste trabalho.

O passo da hélice é um dos parâmetros, apresentados na Figura 5, mais determinantes no comportamento do sistema propulsivo. Ele representa a distância teórica que a hélice deslocaria em uma volta completa, em um meio sem resistência, como se estivesse "rosqueando-se" no ar — semelhante a um parafuso. Essa distância é chamada de passo teórico e geralmente é expressa em polegadas (ex: 12x6, onde o "6" representa o passo e 12 o diâmetro).

Figura 5 – Representação gráfica do passo teórico, passo efetivo e recuo da hélice.



Fonte: O Autor (2025)

Entretanto, no voo real, há resistência do ar e outros fatores que impedem que a hélice atinja esse deslocamento ideal. O que se obtém na prática é o chamado passo efetivo (ou avanço), que é menor que o passo teórico. A diferença entre os dois é chamada de recuo, e está associada à perda de eficiência do conjunto hélice-aeronave (HANGAR 33, 2020).

2.3.3 Relação entre geometria e desempenho

A geometria da hélice exerce influência direta sobre o desempenho propulsivo de uma aeronave, afetando a geração de tração, o torque exigido, o regime de rotação e o consumo

energético. Entre os principais parâmetros envolvidos, destacam-se o diâmetro, o passo, o número de pás, a corda e a distribuição da torção ao longo da pá. A compreensão dessas relações é fundamental para a seleção eficiente do conjunto motopropulsor, especialmente em projetos de aeronaves de pequeno porte, como os VANTs utilizados no Aerodesign.

O diâmetro da hélice está diretamente relacionado ao volume de ar acelerado a cada rotação, influenciando de forma significativa o empuxo produzido. Hélices de maior diâmetro tendem a gerar tração estática mais elevada, o que as torna adequadas para fases de decolagem e regimes de voo em baixas velocidades. Entretanto, o aumento do diâmetro também eleva o torque requerido pelo motor e impõe limitações à rotação máxima, devido ao acréscimo de arrasto e das forças centrífugas atuantes nas pás (McCORMICK, 1995; ANDERSON, 2012; LEISHMAN, 2006). Assim, a seleção do diâmetro deve considerar tanto a capacidade de torque do motor elétrico quanto o regime operacional previsto para a aeronave.

Hélices de passo elevado são otimizadas para voos de cruzeiro em alta velocidade, pois permitem maior avanço por rotação. Em contrapartida, geram maior esforço no motor e tendem a reduzir a tração em baixas velocidades. Já hélices de passo baixo proporcionam melhor desempenho em regimes de baixa velocidade e aceleram com mais facilidade, sendo ideais para decolagens e manobras de precisão (HANGAR 33, 2020). A escolha do passo, portanto, deve ser coerente com o perfil de missão e envelope de voo da aeronave.

Outro fator relevante no desempenho propulsivo é o número de pás. Hélices bipás tendem a apresentar maior eficiência, pois possuem menor interferência aerodinâmica entre pás adjacentes e menor área molhada, reduzindo o arrasto total. Quando há limitações de espaço ou a necessidade de aumentar a tração sem ampliar o diâmetro, podem ser utilizadas hélices tripás ou quadripás. Nessas configurações, a carga aerodinâmica é distribuída entre um maior número de pás, permitindo maior empuxo para um mesmo diâmetro, porém com uma leve redução de eficiência devido ao aumento da interação entre escoamentos induzidos e ao maior arrasto associado às superfícies adicionais (McCORMICK, 1995; LEISHMAN, 2006; BRANDT et al., 1997).

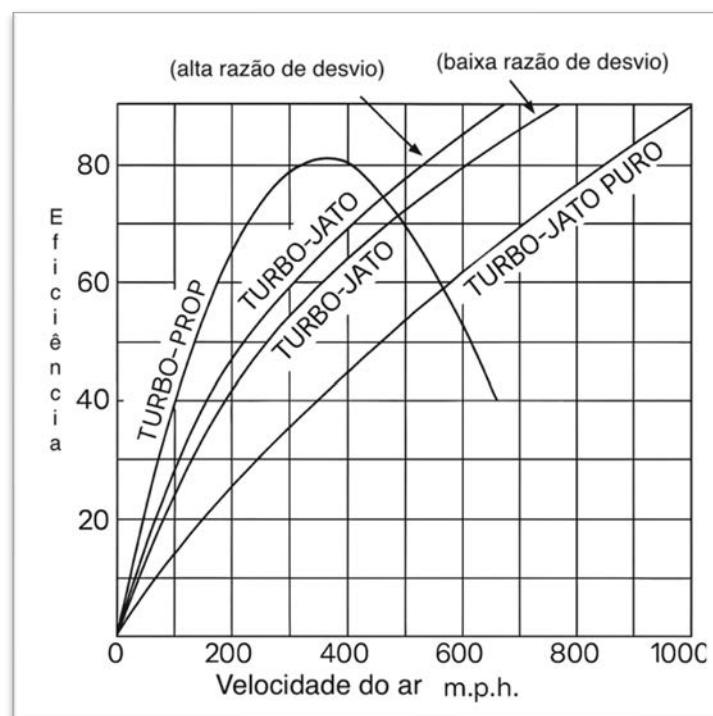
A distribuição de torção ao longo da pá é um aspecto fundamental no desempenho de uma hélice. Como a velocidade relativa aumenta do centro para a ponta, a torção geométrica é empregada para manter o ângulo de ataque efetivo próximo ao valor ideal em cada seção radial. Quando essa distribuição não é adequada, ocorrem perdas de eficiência, podendo surgir ângulos

excessivos na região da raiz, favorecendo ângulos demasiadamente baixos na ponta, resultando em subaproveitamento da área externa da pá. A literatura clássica demonstra que hélices com torção ajustada de forma compatível com o escoamento local apresentam melhor desempenho aerodinâmico e maior estabilidade operacional, especialmente porque a manutenção de ângulos de ataque adequados ao longo do raio maximiza a conversão de potência em tração (GLAUERT, 1926; McCORMICK, 1995; LEISHMAN, 2006).

A eficiência propulsiva, por sua vez, pode ser definida como a razão entre a potência útil (empuxo multiplicado pela velocidade de voo) e a potência fornecida ao sistema motopropulsor. Essa eficiência varia conforme a geometria da hélice, o regime de rotação e a condição de voo. Em aeronaves de pequeno porte e operação subsônica, como as utilizadas em competições de Aerodesign, esses fatores exercem influência direta sobre o desempenho global do sistema (APC PROPELLERS, 2025).

A Figura 6, apresenta a eficiência propulsiva em função da velocidade de voo para diferentes sistemas de propulsão. Nota-se que sistemas baseados em hélices (turbo-prop) são mais eficientes em baixas velocidades, enquanto turbofans e turbojatos superam em regimes supersônicos. Essa diferença justifica o uso de hélices em aeronaves leves, de curta distância e voo lento, como é o caso dos VANTs utilizados nas competições acadêmicas.

Figura 6 – Eficiência propulsiva em função da velocidade para hélices, turbofans e turbojatos.



Fonte: Adaptado de Rolls Royce plc. 1996, via Autoentusiastas 2017

A eficiência propulsiva pode ser expressa pela relação:

$$\eta = \frac{T \times V}{P} \quad (1)$$

Onde, T é o empuxo (N), V a velocidade de avanço (m/s) e P a potência elétrica fornecida ao sistema (W).

2.4 MALHAS COMPUTACIONAIS E RECONSTRUÇÃO GEOMÉTRICA

As malhas tridimensionais constituem representações discretas de superfícies ou volumes, formadas por elementos geométricos interconectados, geralmente triângulos ou polígonos, que aproximam a forma real de um objeto. Em aplicações de engenharia, essas estruturas são amplamente utilizadas para descrever modelos obtidos por digitalização, bem como para discretizar domínios em análises computacionais de fluidos ou esforços mecânicos. Segundo Ferziger e Perić (2002), a malha é o elo entre a geometria física e o modelo numérico, influenciando diretamente a precisão e a estabilidade das simulações. Versteeg e Malalasekera (2007) destacam ainda que a qualidade dos elementos, sua regularidade e densidade local são fatores determinantes para garantir resultados confiáveis, tornando o tratamento e o refinamento das malhas etapas essenciais antes de qualquer processamento computacional.

2.4.1 Limpeza e retopologia de malha no Blender

O *Blender* é um software livre e multiplataforma voltado para modelagem, simulação e manipulação de objetos tridimensionais. Sua capacidade de importar arquivos em formatos universais, como *.obj* e *.stl*, o torna uma ferramenta adequada para o tratamento inicial de modelos obtidos por escaneamento 3D. De acordo com a documentação oficial (BLENDER FOUNDATION, 2018), o programa permite a edição direta da geometria, o reparo de superfícies defeituosas e a personalização do fluxo de trabalho por meio de complementos (*add-ons*), características que justificam seu uso em projetos de engenharia reversa.

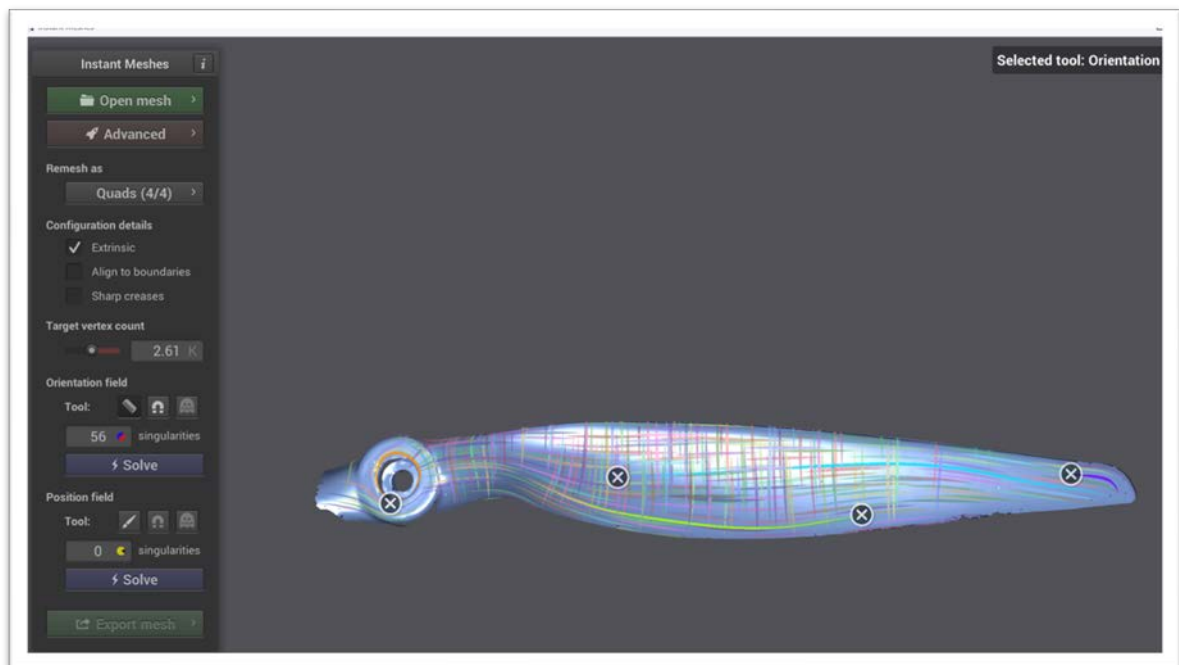
Segundo o tutorial publicado na plataforma *Instructables* (S. I., 2020), o *Blender* oferece recursos de edição que facilitam a limpeza de modelos obtidos por escaneamento, incluindo a remoção de ruídos, fechamento de lacunas e suavização de superfícies. O processo é realizado

de forma interativa, permitindo ao usuário corrigir manualmente imperfeições e simplificar a topologia dos modelos.

A etapa de retopologia consiste em reorganizar a estrutura da malha digital obtida por escaneamento, reduzindo a complexidade poligonal e regularizando a orientação das faces para facilitar etapas posteriores de modelagem e simulação. Ferramentas automáticas, como o *Instant Meshes*, empregam algoritmos de otimização da superfície que reconstróem a malha a partir de campos de direções e fluxos de curvatura, gerando topologias uniformes e compatíveis com softwares CAD (XU *et al.*, 2024).

O *Instant Meshes* é uma ferramenta voltada à retopologia automática de modelos tridimensionais, cuja função é reorganizar a estrutura poligonal da malha com base em campos de curvatura e direções principais. De acordo com Jiale Xu, 2024, o algoritmo integra um módulo de extração de iso-superfícies diferenciável, capaz de controlar o refinamento e suavizar descontinuidades locais, resultando em uma geometria mais uniforme e eficiente para aplicações de reconstrução ou simulação. A Figura 7 apresenta a interface do software *Instant Meshes*, ilustrando o processo de reorganização topológica aplicado sobre o modelo de uma hélice.

Figura 7 - Interface Instant Meshes



Fonte: O Autor (2025)

2.4.2 Reconstrução em SolidWorks

A reconstrução de modelos tridimensionais a partir de malhas digitalizadas é uma etapa essencial em processos de engenharia reversa e simulações numéricas, pois transforma superfícies triangulares em sólidos matematicamente contínuos e editáveis. Essa prática permite reproduzir geometrias complexas com precisão, mantendo as proporções e características originais obtidas durante a digitalização. O *SolidWorks* destaca-se nesse contexto por reunir ferramentas de modelagem sólida e de superfícies em um ambiente integrado, possibilitando o controle detalhado das geometrias reconstruídas. Segundo Volpato (2017), softwares dessa categoria são amplamente utilizados no desenvolvimento de produtos e na preparação de modelos para manufatura ou análise computacional, devido à sua capacidade de representar formas com exatidão e continuidade.

De acordo com Heinzmann (2019), o *SolidWorks* permite importar arquivos tridimensionais nos formatos .stl e .obj, provenientes de digitalizações 3D, e reconstruir as superfícies a partir de cortes transversais e perfis definidos em planos de referência. Por meio de operações como loft e união de superfícies, o software possibilita a geração de sólidos com alto grau de fidelidade geométrica, o que o torna adequado para o estudo de componentes com superfícies aerodinâmicas, como pás e hélices. Essa abordagem assegura a integridade do modelo e fornece uma base geométrica consistente para análises experimentais ou computacionais subsequentes.

2.4.3 Remalhamento e refinamento em Altair HyperMesh

O software *Altair HyperMesh* é amplamente utilizado em projetos que envolvem a preparação de modelos para simulações numéricas, especialmente em análises estruturais por elementos finitos. Sua função principal é o controle e refinamento da malha, bem como a reconstrução geométrica a partir de arquivos provenientes de digitalização ou CAD. Segundo Dal Corso (2019), a segmentação manual das superfícies e a costura de regiões no *HyperMesh* permitem converter malhas triangulares em sólidos utilizáveis em softwares de modelagem, como o *SolidWorks*, ou em pacotes de análise como o *Ansys*.

2.5 SIMULAÇÃO COMPUTACIONAL

A aplicação de ferramentas de simulação computacional tornou-se um recurso indispensável no desenvolvimento de sistemas aeronáuticos, permitindo avaliar o comportamento de componentes em diferentes regimes de escoamento antes da construção de protótipos físicos. Entre essas ferramentas, destaca-se a Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD – *Computational Fluid Dynamics*), técnica que utiliza métodos numéricos e algoritmos para resolver as equações de *Navier-Stokes* em domínios tridimensionais de interesse (FERZIGER; PERIĆ, 2002).

O estudo do escoamento em torno de superfícies aerodinâmicas, como hélices, pode ser descrito a partir das equações de *Navier-Stokes*, que expressam a conservação da quantidade de movimento de um fluido viscoso. A Equação 1 mostra sua forma vetorial simplificada.

$$\rho \left(\frac{\partial \mathbf{v}}{\partial t} + \mathbf{v} \times \nabla \mathbf{v} \right) = -\nabla p + \mu \nabla^2 \mathbf{v} + \rho \mathbf{g} \quad (2)$$

Onde ρ é a densidade do ar, \mathbf{v} é o vetor velocidade, p a pressão estática, μ a viscosidade dinâmica e $\rho \mathbf{g}$ representa forças de corpo.

Embora as equações de *Navier-Stokes* representem a formulação completa do escoamento, sua solução analítica é limitada a casos simples, sendo necessário o uso de métodos numéricos. O *Altair FlightStream* emprega o *Panel Method*, uma formulação de escoamento potencial baseada na integração das condições de contorno e na equação de continuidade. Dessa forma, não resolve integralmente as equações de *Navier-Stokes*, mas fornece resultados com boa precisão em regime subsônico para geometrias alongadas, como asas e hélices, com custo computacional reduzido (GEUTHER; FEI, 2021).

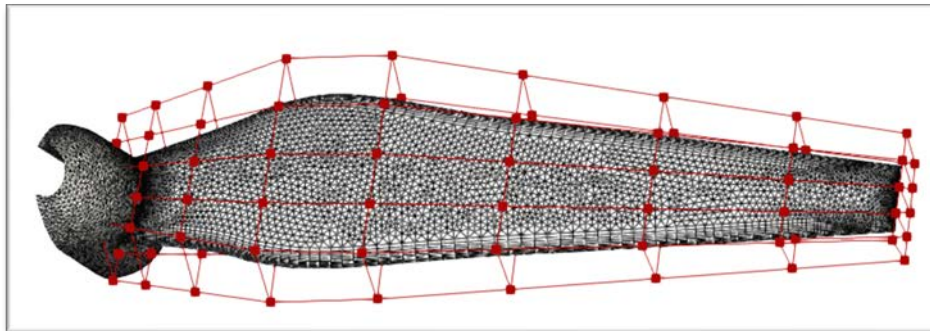
No estudo de hélices, o uso de CFD permite visualizar o comportamento do escoamento ao redor das pás, identificar zonas de separação, analisar a distribuição de pressão e estimar a tração e o torque gerado em diferentes condições de operação. Isso possibilita simular cenários que seriam de difícil reprodução prática, como variações finas de ângulo de ataque, regimes de avanço ou comparação entre geometrias otimizadas (LOVIZON, 2019; GALIOTTO, 2022).

A adoção de CFD em projetos de *Aerodesign* tem sido cada vez mais comum, principalmente em equipes que buscam maior refinamento no desempenho propulsivo. O uso

de modelos digitais detalhados da hélice, representado na Figura 8, gerados a partir de escaneamento óptico tridimensional, permite importar a geometria real para softwares especializados, como o *Altair FlightStream*, ferramenta baseada em métodos de painel (*panel method*), indicada para análise de escoamentos sub-sônicos em geometrias com alta razão comprimento/espessura, como asas e hélices (ALTAIR, 2024).

Ao integrar os modelos digitalizados nas simulações, torna-se possível aplicar malhas de controle ao longo da superfície da hélice, como mostrado na Figura 8, permitindo a obtenção de parâmetros como a distribuição de pressão superficial e o comportamento do escoamento.

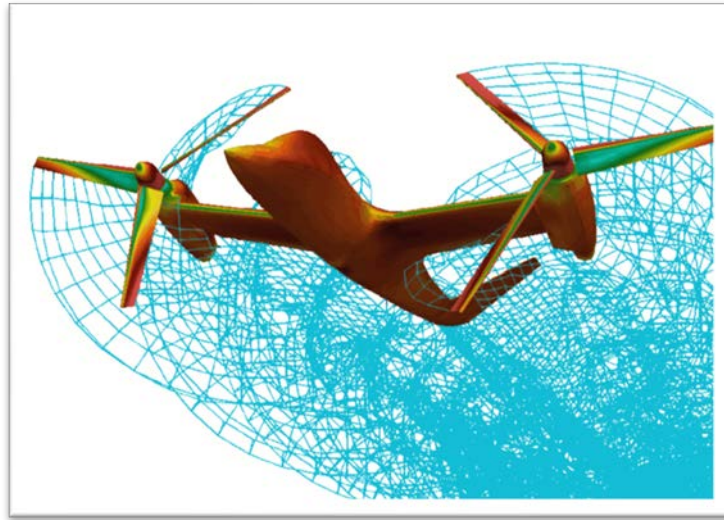
Figura 8 – Geração de malha computacional e pontos de controle aplicados na geometria tridimensional da pá da hélice.



Fonte: Adaptado de Aerospace Research Central, 2023

As linhas de corrente, ilustradas na Figura 9 auxiliam na identificação de regiões de aceleração, separação e interação entre os vórtices induzidos pelas pás. A análise desses resultados possibilita estimar a eficiência propulsiva em diferentes velocidades de avanço e, quando comparada aos ensaios realizados em túnel de vento, fornece uma base consistente para validação experimental e refinamento do projeto (ANDERSON, 2012; KATZ; PLOTKIN, 2001; VERSTEEG; MALALASEKERA, 2007).

Figura 9 – Visualização de linhas de corrente e escoamento ao redor de uma hélice simulada no Altair FlightStream



Fonte: FlightStream Aerodynamics Software (2024).

Além disso, as simulações CFD permitem isolar variáveis e explorar a influência de modificações geométricas sutis (como torção ou espessura local) sobre o desempenho, o que seria inviável apenas com ensaios físicos. Dessa forma, o uso integrado de ensaios experimentais e simulações computacionais representa uma abordagem complementar, reforçando a confiabilidade dos dados e contribuindo para a otimização do grupo motopropulsor elétrico.

2.6 TRABALHOS CORRELATOS

Diversos trabalhos acadêmicos e técnicos vêm sendo desenvolvidos com o objetivo de entender e aprimorar o desempenho de sistemas de propulsão em aeronaves de pequeno porte, em especial no contexto de competições como o SAE Brasil AeroDesign. Esta seção apresenta uma seleção de estudos que abordam temas diretamente relacionados ao presente trabalho, incluindo análise de hélices, avaliação de tração estática, eficiência energética e testes experimentais com motores elétricos ou de combustão.

Deon (2012) desenvolveu um estudo experimental utilizando túnel de vento para avaliar diferentes configurações de hélices comerciais, com foco na tração gerada em regime estacionário. Sua pesquisa demonstrou que o passo da hélice exerce influência direta na eficiência do sistema, e que a seleção inadequada desse parâmetro pode comprometer o desempenho da aeronave mesmo em condições ideais de rotação.

Lovizon (2019) apresentou a construção de um dinamômetro específico para testes com motores de pequeno porte, buscando maior confiabilidade na medição de tração e consumo de corrente. Esse estudo se destaca pela proposta de instrumentação prática, além da comparação entre diferentes hélices sob condições controladas em bancada. O trabalho contribui significativamente para a metodologia experimental adotada na presente pesquisa.

Galiotto (2022), analisou o comportamento de motores elétricos *brushless* combinados com diferentes hélices em função da tração gerada, utilizando sensores eletrônicos e controle de rotação via ESC. Sua conclusão reforça a importância da compatibilidade entre motor e hélice, bem como o uso de métodos sistematizados para obter dados confiáveis em laboratório.

Além dos trabalhos acadêmicos, algumas fontes técnicas do meio aeromodelista também abordam a importância do correto dimensionamento da hélice para o bom desempenho do sistema de propulsão. O site *Aeromodelo Brasil* ressalta que cada tipo de hélice possui um comportamento distinto em voo, sendo essencial entender o passo, o diâmetro e o número de pás para escolher a hélice mais adequada à aplicação.

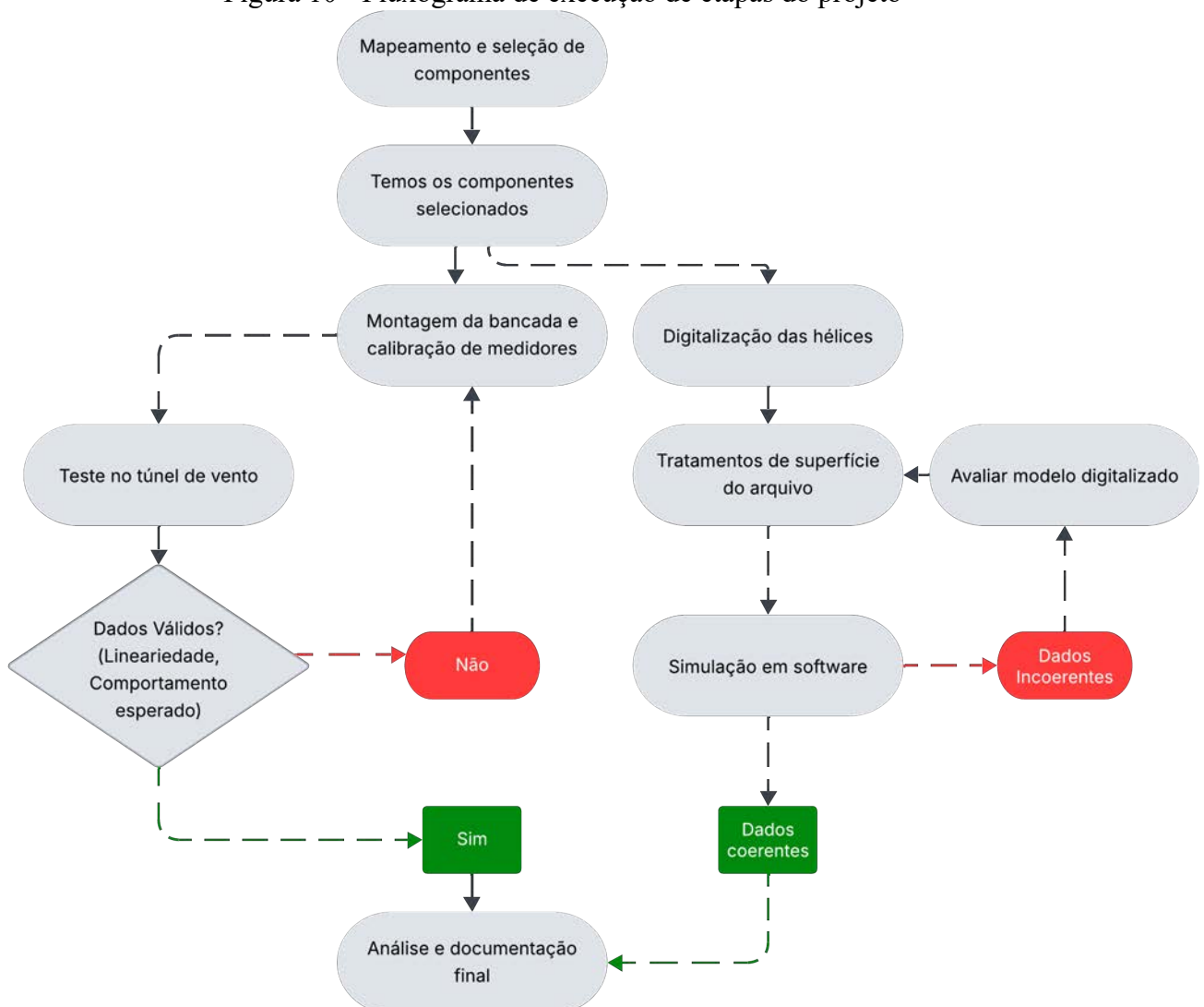
No cenário internacional, Wang et al. (2019) desenvolveram um estudo publicado no *Journal of Aerospace Engineering* focado na otimização de sistemas de propulsão elétrica para aeronaves leves. O artigo apresenta uma análise matemática detalhada da eficiência do conjunto motor-hélice-bateria, demonstrando como a integração entre os elementos impacta diretamente no rendimento energético do sistema. Os autores aplicaram simulações e validações práticas, propondo um modelo preditivo que se alinha com os objetivos deste trabalho, especialmente no que diz respeito ao desenvolvimento de ferramentas que auxiliem o projeto de sistemas mais eficientes.

Esses estudos e fontes evidenciam a relevância e a atualidade do tema abordado neste trabalho de conclusão de curso. No entanto, diferentemente das pesquisas citadas, o presente trabalho propõe uma abordagem combinada entre modelagem tridimensional da geometria das hélices, simulação aerodinâmica por meio do software *Altair FlightStream* e testes experimentais em túnel de vento. O objetivo é realizar uma análise comparativa entre diferentes configurações geométricas de hélices comerciais utilizadas em Aerodesign, de modo a compreender suas implicações no desempenho aerodinâmico e energético do sistema de propulsão. Os resultados obtidos poderão servir como base para futuras decisões de projeto, reduzindo a dependência de métodos empíricos na seleção do conjunto hélice-motor.

3 METODOLOGIA

Este capítulo descreve a estratégia metodológica adotada para avaliar o desempenho de hélices comerciais em sistemas de propulsão elétrica, integrando procedimentos experimentais e computacionais. Apresentam-se as etapas de seleção de componentes, preparação e calibração do arranjo de ensaio, digitalização e tratamento geométrico das hélices, execução dos testes em túnel de vento, configuração das simulações numéricas e os critérios de verificação e retorno entre etapas. O fluxograma geral do processo é apresentado na Figura 10.

Figura 10 - Fluxograma de execução de etapas do projeto



Fonte: O Autor (2025)

3.1 VISÃO GERAL DA METODOLOGIA

A metodologia foi organizada em duas frentes complementares, experimental e computacional, conectadas por pontos de verificação que asseguraram coerência entre medições físicas e modelos. O encadeamento e os retornos previstos encontram-se sintetizados na Figura 10.

Com os componentes definidos, avançou-se à montagem da bancada e à calibração dos medidores, preparando o sistema para ensaio. Em paralelo, as hélices foram digitalizadas e os arquivos resultantes passaram por tratamento de superfície, originando os modelos geométricos utilizados nas simulações.

A frente experimental seguiu para os testes no túnel de vento. Os dados obtidos foram avaliados por critérios de validade, com verificação de linearidade e de comportamento esperado do conjunto. Em caso de inconsistências, retornou-se às etapas de montagem e calibração para ajustes e nova aquisição de dados. Cumpridos os critérios de validade, os resultados seguiram para análise e documentação.

A frente computacional utilizou os modelos digitalizados nas simulações, cujos resultados foram comparados diretamente às medições experimentais para verificar a coerência entre ambas as abordagens. Nos casos em que foram observadas discrepâncias significativas, procedeu-se ao retrabalho do arquivo digital, ajustando o tratamento de superfície e revisando a representação geométrica, bem como as condições de contorno aplicadas. Quando a consistência entre os métodos foi confirmada, a etapa seguinte consistiu em sistematizar os resultados e desenvolver a análise técnica correspondente.

3.2 SELEÇÃO DE HÉLICES E CONFIGURAÇÃO DO SISTEMA PROPULSIVO

3.2.1 Critérios de Seleção das Hélices

A seleção dos componentes que compõem o sistema motopropulsor teve início com a análise do acervo de hélices disponíveis junto à equipe de *Aerodesign* da Universidade de Caxias do Sul. Esse banco de dados reúne modelos comerciais testados em edições anteriores da competição SAE Brasil *Aerodesign*, contendo registros de desempenho, condições de uso e compatibilidade com motores elétricos *brushless*.

A partir desse levantamento, foram avaliadas as hélices disponíveis segundo quatro critérios principais:

- a) Disponibilidade física e integridade estrutural, considerando apenas modelos em condições adequadas de teste;
- b) Histórico de uso e confiabilidade dos dados anteriores;
- c) Variedade geométrica (diâmetro e passo), de modo a abranger diferentes regimes de carga e tração;
- d) Compatibilidade mecânica com o motor de referência adotado pela equipe.

Com base nestas informações foi possível selecionar uma variedade de hélices, como demonstrado na Figura 11, as quais foram selecionadas 4 hélices que já estavam disponíveis no acervo de hélices da equipe de Aerodesign.

Figura 11 – Hélices disponíveis na equipe de Aerodesign



Fonte: O Autor (2025)

Com base nessa disponibilidade, selecionaram-se quatro modelos de hélice bipá, de forma a representar diferentes comportamentos operacionais:

12x6 APC E: hélice de menor porte, escolhida para estudar o comportamento em baixas cargas e menor consumo energético;

14x7 APC E: modelo já consagrado por apresentar bom equilíbrio entre tração e eficiência, com histórico de bom desempenho nos testes anteriores;

14x7 APC Sport: variação com mesmo diâmetro e passo da primeira, mas com geometria diferenciada, permitindo investigar o efeito do design na performance.

16x8 APC E: modelo com maior diâmetro e passo, proposto para avaliar a resposta em empuxo máximo e os limites do sistema;

3.2.2 Configuração do Sistema Motopropulsor

A partir da definição das hélices demonstradas na Figura 12, procedeu-se à seleção dos demais componentes do conjunto motopropulsor, buscando garantir equilíbrio entre desempenho e segurança durante os ensaios. A configuração final adotada foi composta pelos seguintes elementos:

- a) Motor elétrico SunnySky X3520-7 (560 kV), com potência estimada de 800 W e bom rendimento em rotações intermediárias;
- b) Controlador eletrônico (ESC) de 80 A com BEC integrado, compatível com as faixas de corrente exigidas;
- c) Bateria HRB 5000 mAh, 14.8 V (4S), 50 C, utilizada por apresentar estabilidade elétrica e capacidade suficiente para ensaios sucessivos.

Figura 12 – Hélices comerciais selecionadas para o estudo (em ordem, 16x8, 14x7, 14x7 Sport e 12x6)



Fonte: O Autor (2025)

A integração entre os componentes definiu o conjunto motopropulsor padrão, representado na Figura 13, utilizado em todas as etapas experimentais e de simulação, estabelecendo a base comparativa para a análise de desempenho entre os modelos de hélice.

Figura 13 – Conjunto motor-hélice para ensaio em túnel de vento



Fonte: O Autor (2025)

3.3 ENSAIOS EXPERIMENTAIS EM TÚNEL DE VENTO

Os ensaios foram realizados no túnel de vento da Universidade de Caxias do Sul, utilizando uma bancada de tração acoplada à seção de testes. Previamente ao início do processo, procedeu-se à inspeção e preparação do sistema, contemplando: verificação mecânica dos fixadores e do alinhamento do conjunto motor-hélice com o escoamento; conferência das conexões elétricas (bateria, ESC e instrumentação); e checagem do balanceamento estático das hélices, a fim de suavizar vibrações e reduzir ruído de medição. A bateria foi carregada à capacidade nominal imediatamente antes de cada sessão, assegurando repetibilidade das condições elétricas.

A calibração e a verificação dos instrumentos antecederam cada sequência de testes. A célula de carga da bancada foi zerada em condição de escoamento nulo e checada com cargas conhecidas; o tacômetro e os medidores de corrente e tensão foram verificados em operação em vazio e sob carga parcial. A temperatura do motor e da bateria foi monitorada para prevenir degradação térmica e manter comparabilidade entre repetições.

Para cada hélice e para cada velocidade do vento (0, 9, 18 e 26 m/s), o motor foi levado a aceleração máxima (*full throttle*) após a estabilização do escoamento. Nessa condição,

realizaram-se três leituras independentes em regime estacionário, com o objetivo de obter uma média estatística e reduzir a influência de variações pontuais.

Durante cada leitura, foram registrados, de forma síncrona, empuxo(g), rotação (RPM), temperatura da bateria e potência elétrica (W). O registro foi contínuo, permitindo verificar a estabilidade do ponto e selecionar os trechos mais consistentes para cálculo das médias.

Além disso, registrou-se o consumo ao longo dos ensaios, de modo a controlar a variação de estado de carga entre leituras e manter a comparabilidade dos resultados.

Optou-se por aquisição digital com sincronização por *timestamp* e exportação em arquivo tabular (formato aberto) por três razões principais: (i) redução de erro humano e eliminação de leituras pontuais sujeitas a variação instantânea; (ii) possibilidade de tratamento estatístico (médias e desvios-padrão) com rastreabilidade temporal; e (iii) comparabilidade direta com as simulações computacionais, uma vez que o registro contínuo facilita a identificação de platôs estáveis, o descarte de transientes e a padronização das unidades no pós-processamento.

Tabela 1- Instrumentação utilizada no ensaio em túnel de vento

Grandeza	Símbolo	Unidade (SI)	Sensor/Fonte	Obs
Empuxo	F	N	Célula de carga da bancada	Média na janela estável, checagem de zero e linearidade
Rotação	n	RPM	Tacômetro Óptico	-
Temperatura da bateria	T_{bat}	°C	Sensor de temperatura	Monitorada para controle térmico entre repetições
Potência Elétrica	P_e	W	Wattímetro	-

Fonte: o Autor (2025)

O empuxo foi registrado por meio de sistema de aquisição computacional acoplado à célula de carga da bancada. A rotação foi medida com tacômetro a laser, e a temperatura da bateria foi monitorada por sensor dedicado integrado ao mesmo sistema de aquisição. As grandezas elétricas (tensão, corrente e potência) foram lidas em wattímetro digital. Como o wattímetro, ilustrado na Figura 14, não estava integrado ao *software* de aquisição, suas leituras foram registradas por filmagem, contínua do display com câmera, durante o platô de rotação máxima (*full throttle*).

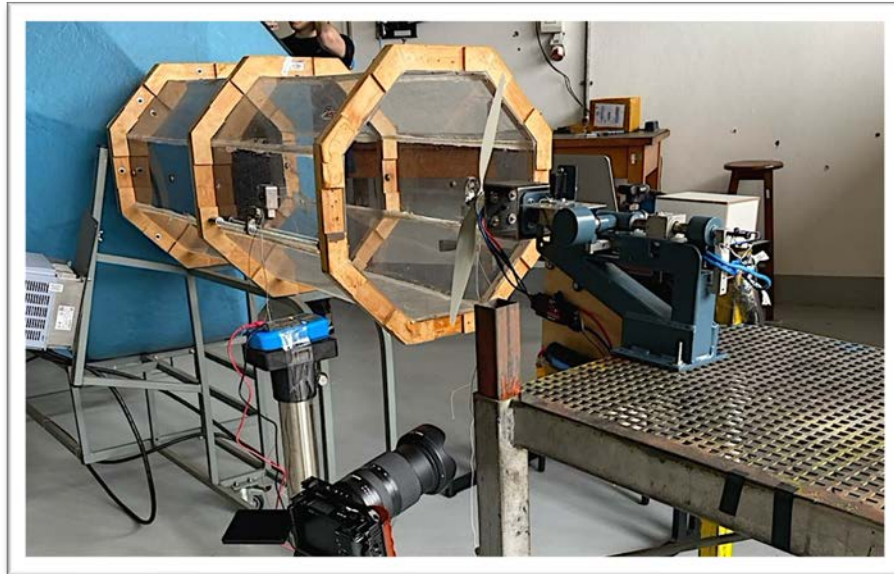
Figura 14 – Modelo de Wattímetro digital



Fonte: Rcbattery (2025)

Posteriormente, os valores foram tabulados quadro a quadro e alinhados às janelas estáveis selecionadas para empuxo e rotação, utilizando o *timecode* do vídeo e as anotações do túnel como referência. Esse procedimento mitigou a ausência de sincronização direta, preservando a rastreabilidade e garantindo comparabilidade entre as grandezas registradas.

Figura 15 – Bancada de testes acoplada ao túnel de vento da UCS



Fonte: O Autor (2025)

3.3.1 Tratamentos e Correções de Dados Experimentais

Com o objetivo de viabilizar comparação justa entre hélices, eliminando o efeito de queda de tensão da bateria ao longo dos testes foi aplicada uma normalização da potência para uma tensão de referência constante $V_{ref}=16,7\text{ V}$. A partir da potência medida $P = V \times I$, a potência corrigida foi obtida aplicando a Equação 2.

$$P_{corr} = P \times \frac{V_{ref}}{V_{med}} \quad (2)$$

Onde V_{med} é a tensão média observada na janela estável. Assim, mantém-se o nível de corrente equivalente e remove-se o viés introduzido por variações de tensão entre condições e repetições.

A eficiência global foi calculada pela Equação 3.

$$\eta_T = \frac{F \times V}{P_{corr}} \quad (3)$$

Em que F é a tração (Newtons), V é a velocidade do vento no túnel (m/s) e P_{corr} é a potência corrigida fornecida ao motor (Watts). O resultado é expresso em $\text{N}\cdot\text{m/s}$ dividido por W , ou seja, adimensional.

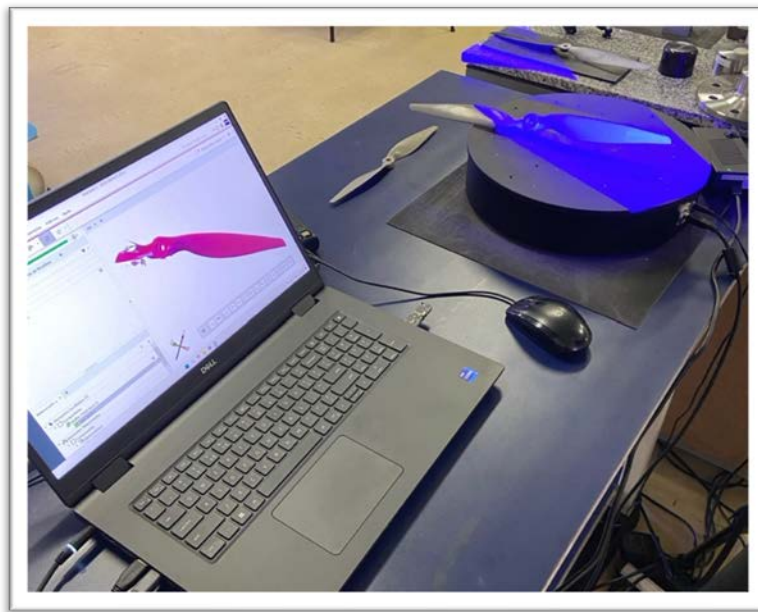
Essa métrica foi utilizada para comparar o desempenho relativo entre as hélices em cada condição de velocidade do túnel, permitindo avaliar a eficiência de conversão da potência elétrica em potência útil de tração.

3.4 DIGITALIZAÇÃO TRIDIMENCIONAL E REFINAMENTO DE MALHA

3.4.1 Digitalização GOM Scan 1 - Zeiss

A digitalização foi precedida pela calibração do GOM Scan 1, apresentado na Figura 16, contemplando o mapeamento dos pontos de referência da mesa, a verificação do volume útil de medição e os ajustes de foco e projeção. Essa rotina assegurou repetibilidade e rastreabilidade metrológica entre sessões, bem como a consistência do sistema de coordenadas adotado nas etapas subsequentes. As hélices foram preparadas em superfície limpa e estável, minimizando reflexos e oclusões, e posicionadas de forma a favorecer a leitura das regiões de maior curvatura sem comprometer o enquadramento do volume de captura.

Figura 16 – Processo de escaneamento 3D da hélice no GOM Scan 1 (Zeiss)

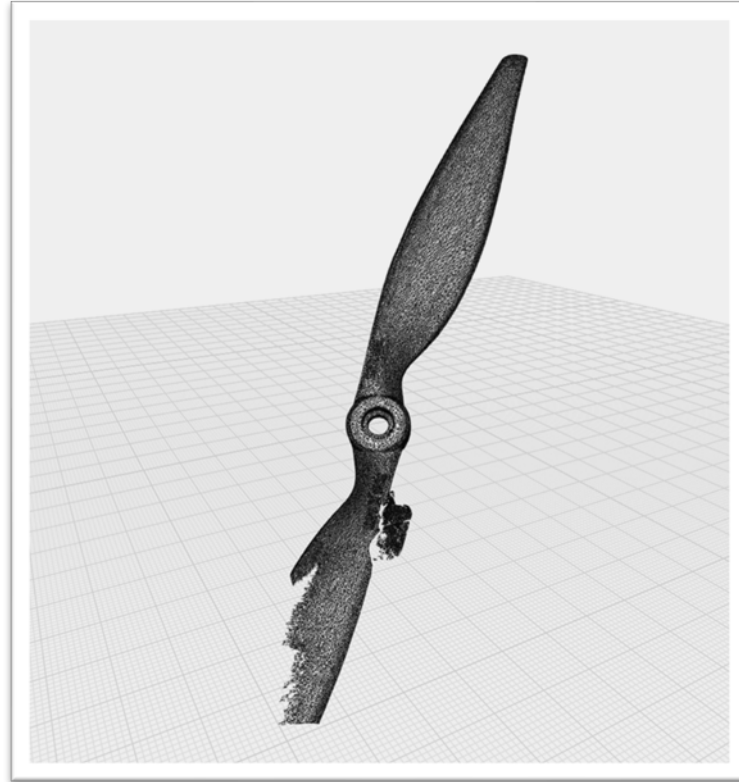


Fonte: O Autor (2025)

Cada hélice foi escaneada em dois ângulos distintos de observação, estratégia empregada para ampliar a cobertura e reduzir zonas de sombra. O *software* realizou o registro automático das diferentes poses, procedendo à fusão das nuvens em um único conjunto de dados por peça, representado na Figura 17. Esse processo permitiu elevar a densidade de pontos em

áreas relevantes para a análise, com convergência geométrica adequada entre varreduras e manutenção do alinhamento ao sistema de referência definido na calibração.

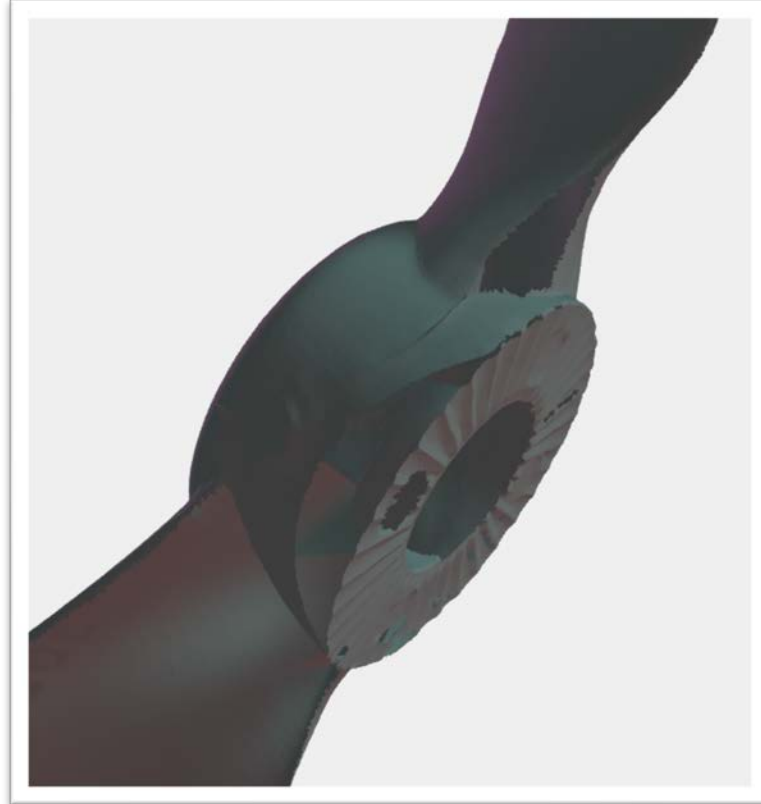
Figura 17 - Fusão das varreduras ópticas da hélice no *software GOM Inspect*



Fonte: O Autor (2025)

Mesmo com a aquisição em dois ângulos, observaram-se lacunas localizadas na malha, apresentadas na Figura 18 sobretudo em regiões com visibilidade restrita ou geometria muito fechada. A extensão dessas falhas foi limitada e não comprometeu a utilização dos modelos para o objetivo deste trabalho, pois os trechos críticos da hélice, como bordos de ataque e de fuga e a região de ponta, apresentaram definição satisfatória. As áreas com amostragem insuficiente foram documentadas para consideração na interpretação dos resultados e para orientar eventuais intervenções de reparo de superfície.

Figura 18 - Lacunas na malha digitalizada antes da recuperação



Fonte: O Autor (2025)

Os modelos resultantes foram exportados em formato STL, preservando a resolução compatível com a análise pretendida e mantendo o referencial geométrico do projeto. Nesta etapa não foram aplicados refinamentos extensivos na malha, restringindo-se o fluxo ao registro, à fusão e à exportação, a fim de manter a rastreabilidade do dado geométrico bruto.

3.5 RECONSTRUÇÃO E REFINAMENTO GEOMÉTRICO DAS HÉLICES

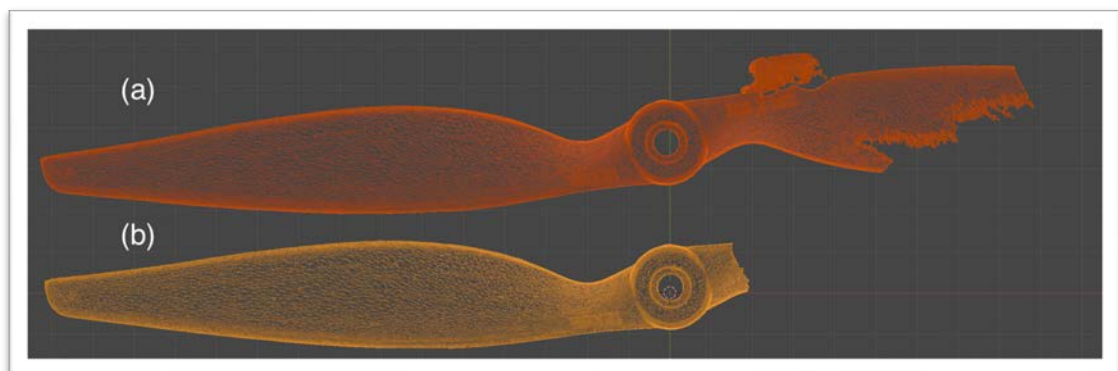
As malhas obtidas no processo de digitalização tridimensional não representam a hélice completa e contêm regiões que não fazem parte da geometria de interesse, como a massa utilizada para fixação durante o escaneamento. Além disso, reflexos, oclusões e ruídos ópticos introduzem imperfeições topológicas e superfícies desconectadas, que inviabilizam o uso direto dos arquivos em análises computacionais. Dessa forma, tornou-se necessário realizar um processo de reconstrução geométrica e refinamento de malha, de modo a gerar um modelo sólido contínuo, com topologia íntegra e compatível com o ambiente de simulação do *Altair FlightStream*.

O processo foi dividido em três etapas principais: limpeza e retopologia da malha digitalizada (*Blender + Instant Meshes*), reconstrução paramétrica da hélice em ambiente CAD (*SolidWorks 2021*) e remalhamento final para adequação ao *solver* (*HyperMesh 2025*).

3.5.1 Limpeza e retopologia de malha

Nesta etapa, os modelos obtidos da digitalização óptica foram importados no *Blender*, utilizado para a leitura e inspeção da malha inicial. Realizou-se a remoção de partes indesejadas, como a massa de fixação, o suporte de apoio e fragmentos gerados por ruído, mantendo-se exclusivamente a região correspondente à pá da hélice e ao cubo central, representados na Figura 19. Nenhum preenchimento de lacunas foi executado neste momento, preservando o formato original capturado pelo escâner.

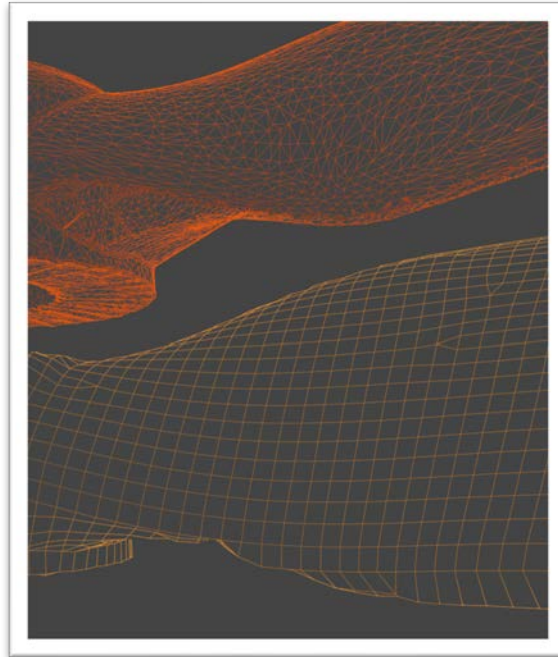
Figura 19 - Processo de limpeza da malha digitalizada: (a) malha bruta e (b) malha após limpeza



Fonte: O Autor (2025)

Em seguida, a malha foi processada pelo *Instant Meshes*, software de retopologia automática amplamente utilizado em engenharia reversa. Essa ferramenta gera uma nova malha poligonal simplificada, convertendo o conjunto irregular de triângulos em uma estrutura de polígonos regulares e topologia coerente. O procedimento reduziu significativamente o número de polígonos, facilitando a identificação de erros de superfície e inconsistências geométricas, além de otimizar o arquivo para posterior modelagem CAD, comparação apresentada na Figura 20.

Figura 20 – Comparativo entre malha bruta e malha retopologizada no Instant Meshes



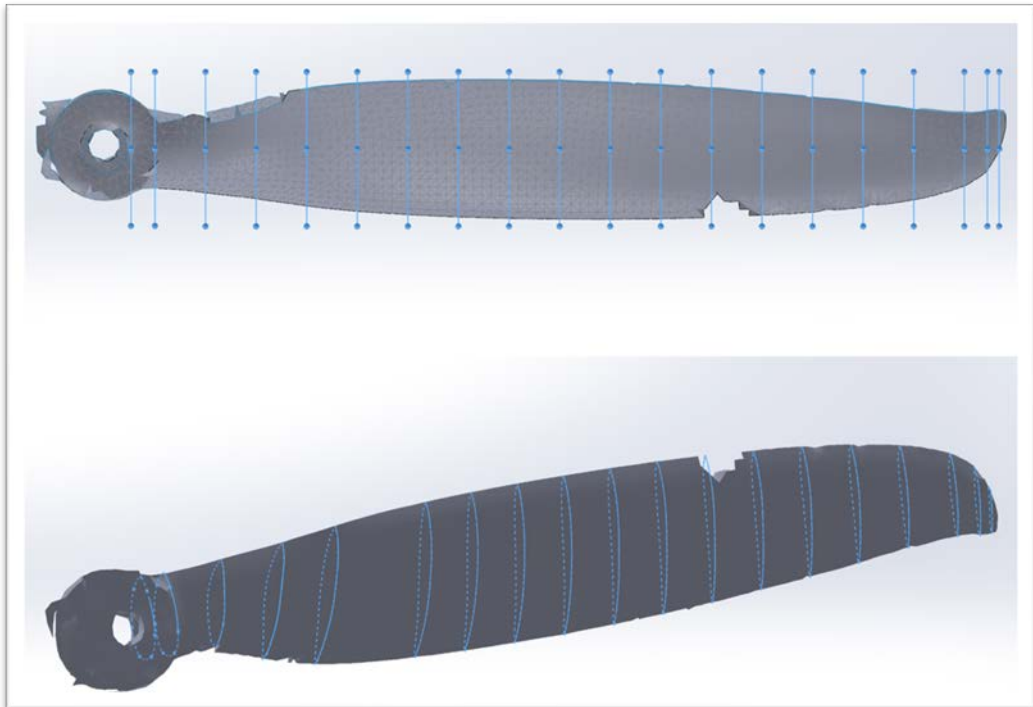
Fonte: O Autor (2025)

O modelo resultante foi exportado em formato *.stl*, preservando o sistema de coordenadas original da digitalização.

3.5.2 Modelagem paramétrica e reconstrução por loft

O arquivo *.stl* proveniente da retopologia foi importado no *SolidWorks*, que permitiu a conversão da malha em uma superfície de referência para reconstrução paramétrica. Foram criados planos de corte espaçados em aproximadamente 10 mm, com seções adicionais em regiões de variação abrupta de perfil ou torção. Na Figura 21 observa-se que em cada plano foi criado um *sketch* representando o contorno do perfil da hélice, a partir do qual foi realizada uma extrusão por *loft*, conectando suavemente as seções e formando a superfície helicoidal completa.

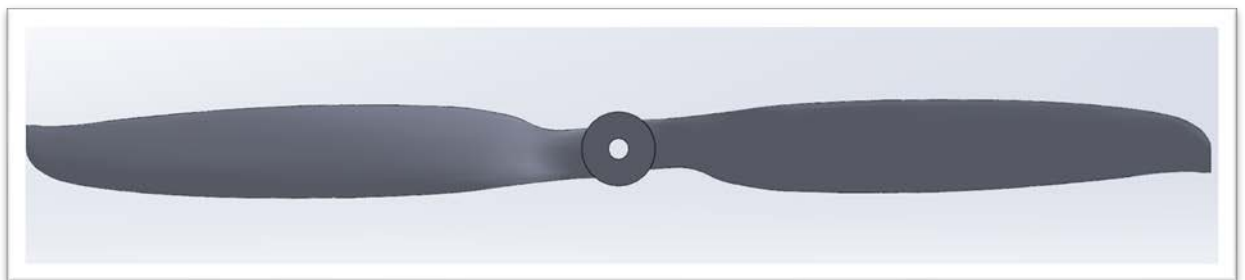
Figura 21 – Distribuição dos planos de corte e *sketches* ao longo da hélice (*SolidWorks*)



Fonte: O Autor (2025)

Essa metodologia possibilitou reproduzir de forma contínua o gradiente de torção e espessura observado na peça real, garantindo maior fidelidade geométrica em relação à malha original, mas com uma topologia regular e controlada. O resultado final foi um sólido paramétrico fechado, adequado para ajustes dimensionais e análises geométricas apresentado na Figura 22.

Figura 22 – Modelo sólido reconstruído da hélice após aplicação de loft no SolidWorks



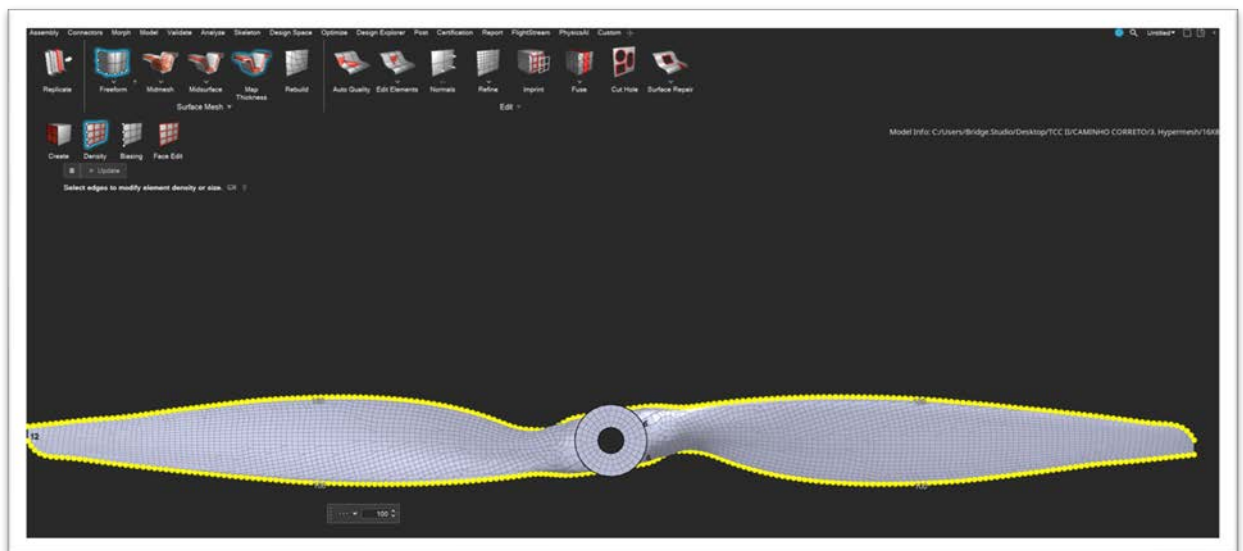
Fonte: O Autor (2025)

O modelo reconstruído foi exportado em formato *.obj*, formato que, além de ser compatível com o *HyperMesh*, permite armazenar coordenadas de textura e diferentes tipos de polígonos, conferindo maior flexibilidade no processo de remalhamento posterior.

3.5.3 Remalhamento e preparação para simulação (*HyperMesh 2025*)

Mesmo após a reconstrução paramétrica, a malha gerada pelo *SolidWorks* apresenta uma estrutura interna irregular e densidade excessiva de elementos, o que dificulta o processamento em softwares de simulação fluidodinâmica. Para resolver essa limitação, foi aplicado um processo de remalhamento no *HyperMesh 2025*, utilizando elementos quadrilaterais e controlando manualmente a densidade de linhas ao longo das regiões críticas e contorno das pás(Figura 23).

Figura 23 – Controle manual da densidade de linhas na malha da hélice no HyperMesh

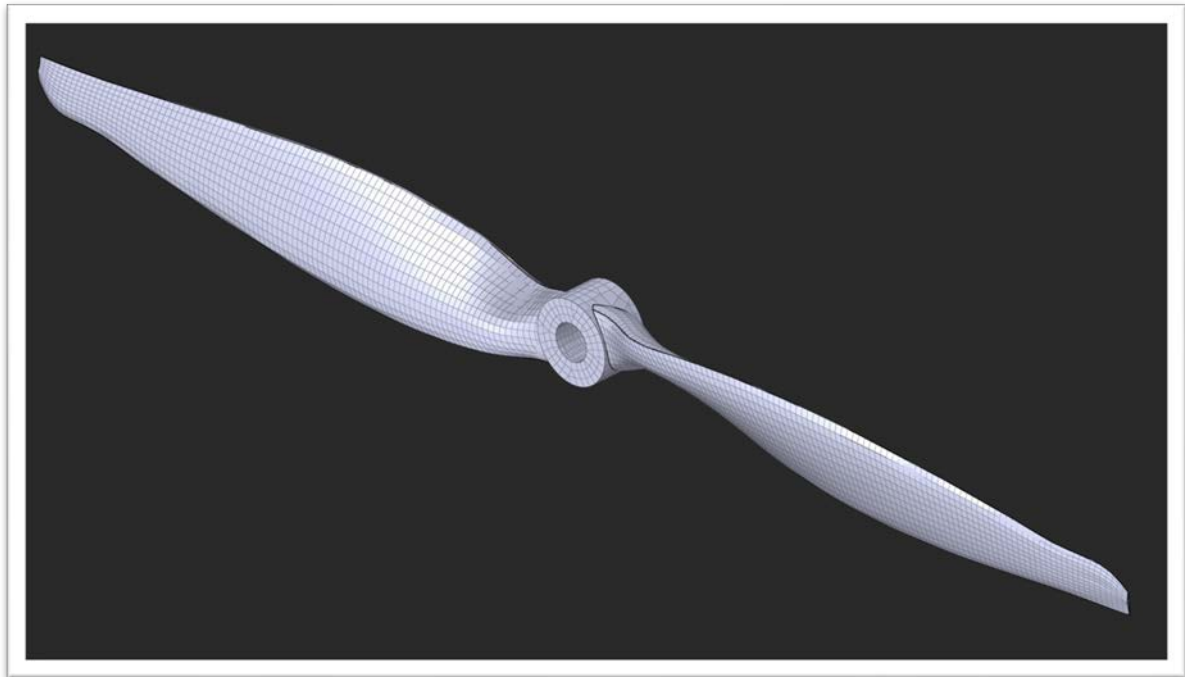


Fonte: O Autor (2025)

Essa etapa garantiu a uniformidade dos elementos, minimizou a distorção angular e preservou as superfícies curvas originais, assegurando uma discretização adequada para o método de painéis utilizado pelo *Altair FlightStream*.

Ao final do processo, visualizado na Figura 24, a malha refinada foi exportada por meio do *add-on FlightStream Tools*, que gera diretamente um arquivo *.obj* compatível com o *solver* do *software*, dispensando conversões intermediárias. O modelo final, portanto, apresenta qualidade geométrica e topológica suficiente para representar fielmente a hélice nas análises computacionais de escoamento.

Figura 24 – Malha quadrilateral final gerada no HyperMesh



Fonte: O Autor (2025)

3.6 SIMULAÇÃO COMPUTACIONAL COM ALTAIR FLIGHTSTREAM

As simulações computacionais foram realizadas no software *Altair FlightStream*, que utiliza o método dos painéis (*panel method*) para estimar o comportamento do escoamento de ar sobre superfícies tridimensionais. Esse método permite obter resultados com boa precisão em regime subsônico, ou seja, para velocidades de ar inferiores à velocidade do som. Essa condição é adequada porque as hélices analisadas operam em baixas velocidades, típicas de aeronaves de pequeno porte e modelos de Aerodesign.

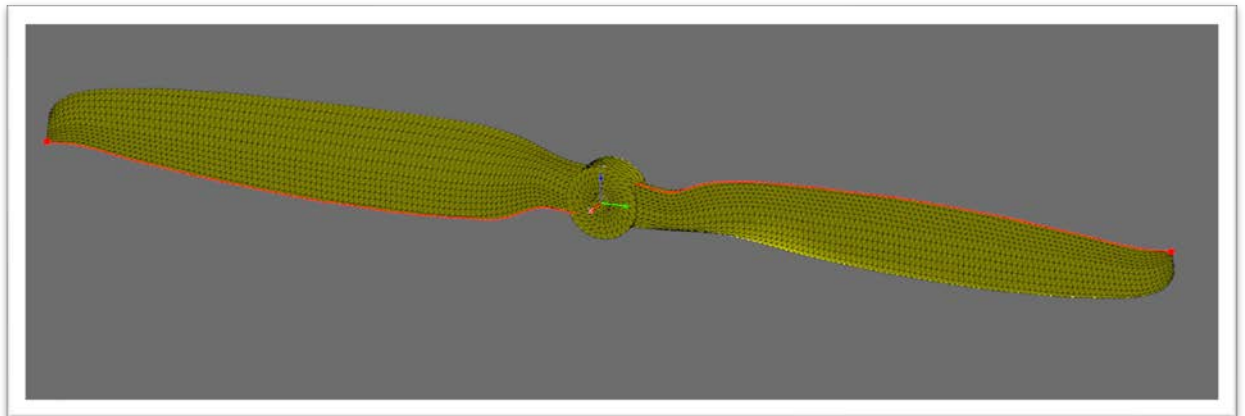
O software *Altair FlightStream* não utiliza um solver tradicional de Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD) baseado na resolução direta das equações de Navier–Stokes. Em vez disso, fundamenta-se em um método aerodinâmico de painéis aplicado a escoamentos incompressíveis e subsônicos, no qual a solução do campo de velocidades é obtida por funções de potencial. Para representar efeitos viscosos, o solver incorpora modelos de camada limite laminar e turbulenta ao longo das superfícies, utilizando correlações de atrito e de separação baseadas em teorias clássicas de escoamento externo.

Essa abordagem híbrida permite capturar o escoamento induzido, a distribuição de pressão e os efeitos globais da hélice com menor custo computacional, desde que a geometria seja devidamente discretizada e as condições de contorno sejam compatíveis com o método dos

painéis. Por esse motivo, o FlightStream é amplamente empregado em aplicações de aerodinâmica externa de baixo número de Mach, incluindo análises de propulsores, UAVs e superfícies sustentadoras.

Cada hélice foi importada para o software já centralizada, conforme Figura 25, no eixo de coordenadas, com o eixo de rotação alinhado ao eixo principal da geometria. Em seguida, foi identificada e definida a borda de fuga (*trailing edge*) de cada pá, garantindo que o software reconhecesse corretamente a direção do escoamento e o sentido de rotação.

Figura 25 - Modelo da hélice centralizado no sistema de coordenadas e com definição de bordas de fuga.



Fonte: O Autor (2025)

As condições operacionais foram configuradas de forma a reproduzir o mais fielmente possível os testes experimentais. Assim, utilizaram-se propriedades definidas de acordo com o Quadro 1.

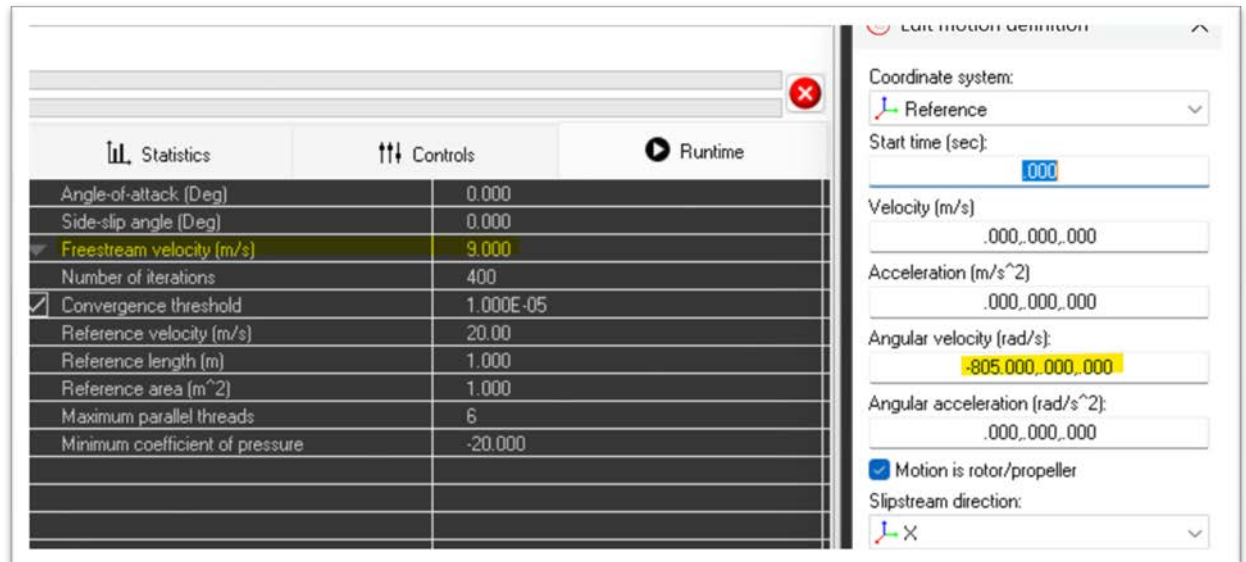
Quadro 1 - Condições de operação utilizadas nas simulações

Parâmetro	Descrição
Velocidades do ar	0, 9, 18 e 26 m/s
Velocidades de rotação	Correspondentes às medidas experimentais
Regime de escoamento	Subsônico
Condição de movimento	Rotação constante (movimento euclidiano)

Fonte: o Autor (2025)

A movimentação das hélices foi definida por meio do comando de movimento euclidiano, que aplica uma velocidade angular constante à geometria Figura 26, simulando a rotação das pás. Essa abordagem permite avaliar a força gerada ao longo do eixo principal, correspondente ao empuxo.

Figura 26 – Configuração do movimento euclidiano e parâmetros de rotação no software

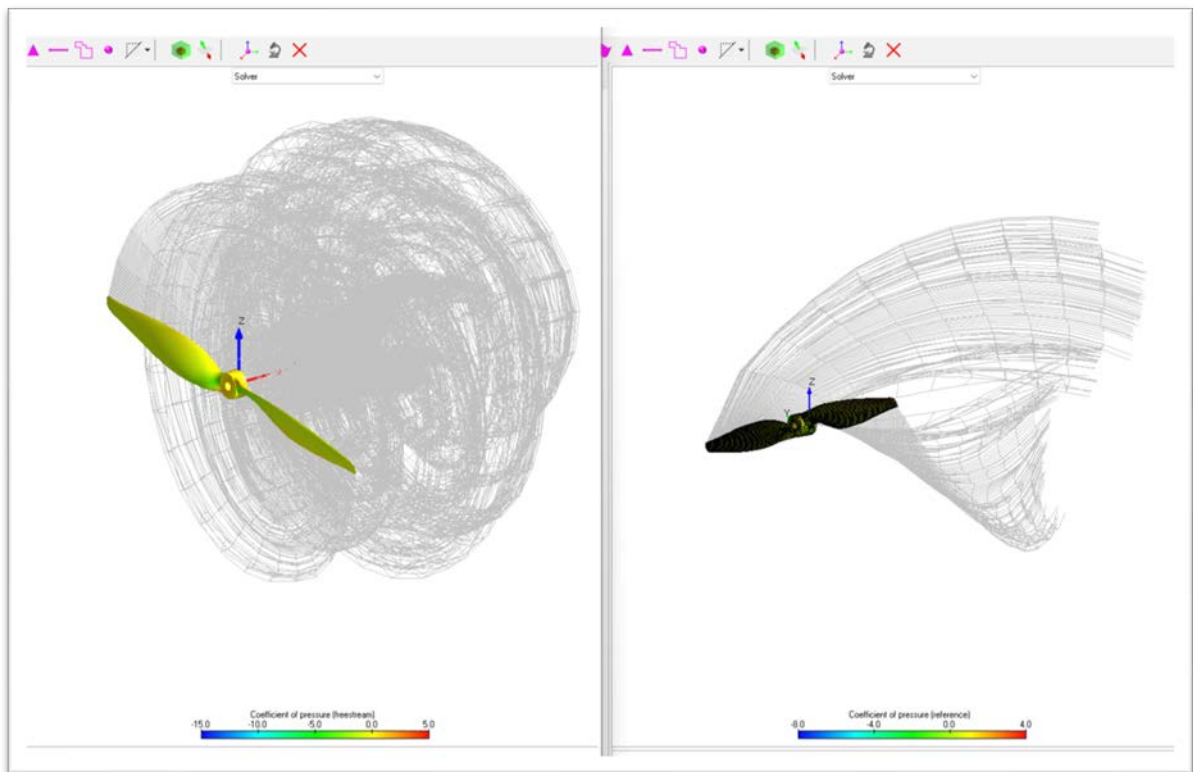


Fonte: O Autor (2025)

Durante as simulações, foram registrados apenas os valores de empuxo, definidos na direção X do eixo, equivalentes à tração medida experimentalmente. As demais variáveis, como torque e potência, não foram calculadas nesta etapa, uma vez que o objetivo foi apenas comparar o comportamento da força gerada sob as mesmas condições de operação.

Cada uma das quatro hélices passou pelos mesmos conjuntos de simulação, seguindo exatamente as combinações de velocidade angular e velocidade do ar utilizadas nos testes experimentais. Essas simulações permitiram obter o empuxo previsto para cada condição de ensaio, possibilitando a comparação direta com os valores medidos experimentalmente.

Figura 27 - Visualização das linhas na simulação



Fonte: O Autor (2025)

Para auxiliar na interpretação do escoamento, o FlightStream permite visualizar tanto as linhas de rastro quanto as linhas de corrente, que representam fenômenos diferentes.

As linhas de rastro (Esquerda) correspondem à evolução temporal da esteira gerada pela hélice. Elas registram a trajetória das vorticidades liberadas ao longo das iterações do solver, formando uma estrutura helicoidal volumosa a jusante. Essa visualização é útil para avaliar a consistência da solução e o comportamento global do escoamento induzido.

Já as linhas de corrente (Direita) representam o campo instantâneo do fluxo ao redor da pá, sem acúmulo temporal. Elas permitem identificar a direção local do escoamento, regiões de aceleração e deflexão do fluxo, fornecendo uma compreensão mais direta das interações aerodinâmicas sobre a superfície da hélice.

Assim, as duas visualizações se complementam: enquanto as linhas de rastro evidenciam a formação e a evolução da esteira, as linhas de corrente demonstram o comportamento aerodinâmico local associado às condições operacionais simuladas.

4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

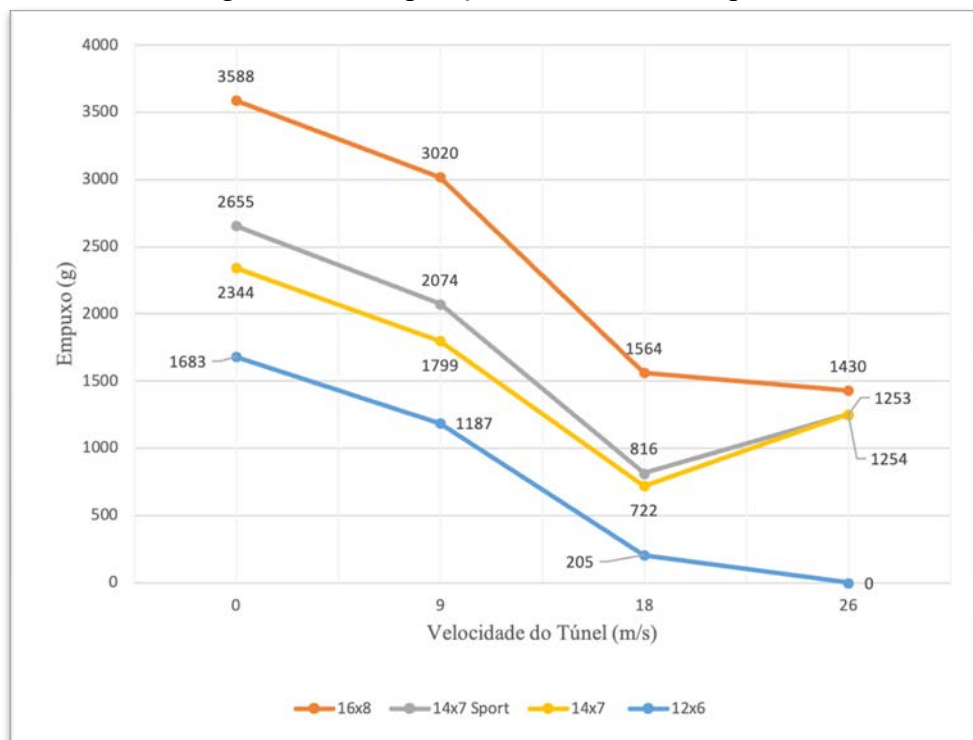
Neste capítulo são apresentados e discutidos os resultados obtidos nas frentes experimental e computacional. A análise foi estruturada por modelo de hélice, permitindo a comparação direta entre empuxo, potência elétrica e eficiência propulsiva. Os dados experimentais foram tratados estatisticamente conforme os procedimentos descritos na Seção 3.3.4, e os dados computacionais foram obtidos por meio de simulações no software *Altair FlightStream*, conforme Seção 3.5.

4.1 RESULTADOS EXPERIMENTAIS

As medições obtidas em bancada foram organizadas e tratadas conforme o procedimento descrito na Seção 3.3. As tabelas completas com os valores médios coletados para cada hélice, tanto os dados originais quanto os corrigidos para a tensão de referência, estão apresentadas no APÊNDICE A e APÊNDICE B, respectivamente.

A Figura 28 apresenta a comparação de empuxo entre as quatro hélices testadas 16×8 APC E, 14×7 Sport, 14×7 APC e 12×6 APC, e em função da velocidade do escoamento no túnel de vento.

Figura 28 - Comparação de valores de empuxo

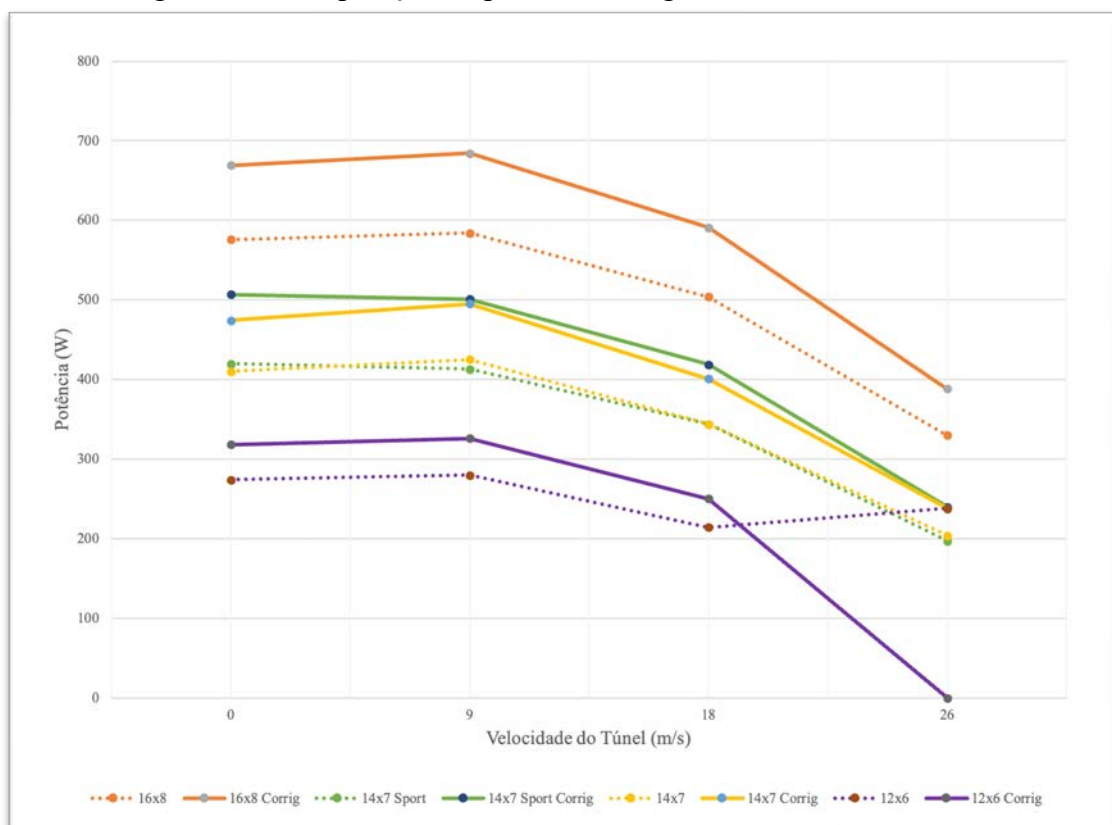


Fonte: O Autor (2025)

Observa-se que todas as hélices apresentaram redução progressiva de empuxo com o aumento da velocidade do ar, comportamento característico de operação em regime de avanço. A hélice 16×8 APC E forneceu os maiores valores de empuxo em todas as condições, embora com maior demanda de potência elétrica. A hélice 12×6 APC E apresentou menor desempenho, principalmente a partir de 18 m/s, indicando limitação em regimes de cruzeiro. A hélice 12×6 APC E continuou apresentando os menores valores de empuxo, especialmente a partir de 18 m/s, reforçando sua limitação em regimes de cruzeiro. Entre as hélices intermediárias, a 14×7 Sport registrou desempenho superior à versão convencional 14×7 APC E em todas as condições, comportamento mais evidente nas velocidades de 0 e 9 m/s, refletindo o efeito das diferenças geométricas entre as duas versões.

Na sequência, a Figura 29 ilustra os valores da potência corrigida para as mesmas hélices, normalizada para uma tensão de referência de 16 V, conforme apresentado detalhadamente no Apêndice B.

Figura 29 - Comparação de potência corrigida entre todas as hélices



Fonte: O Autor (2025)

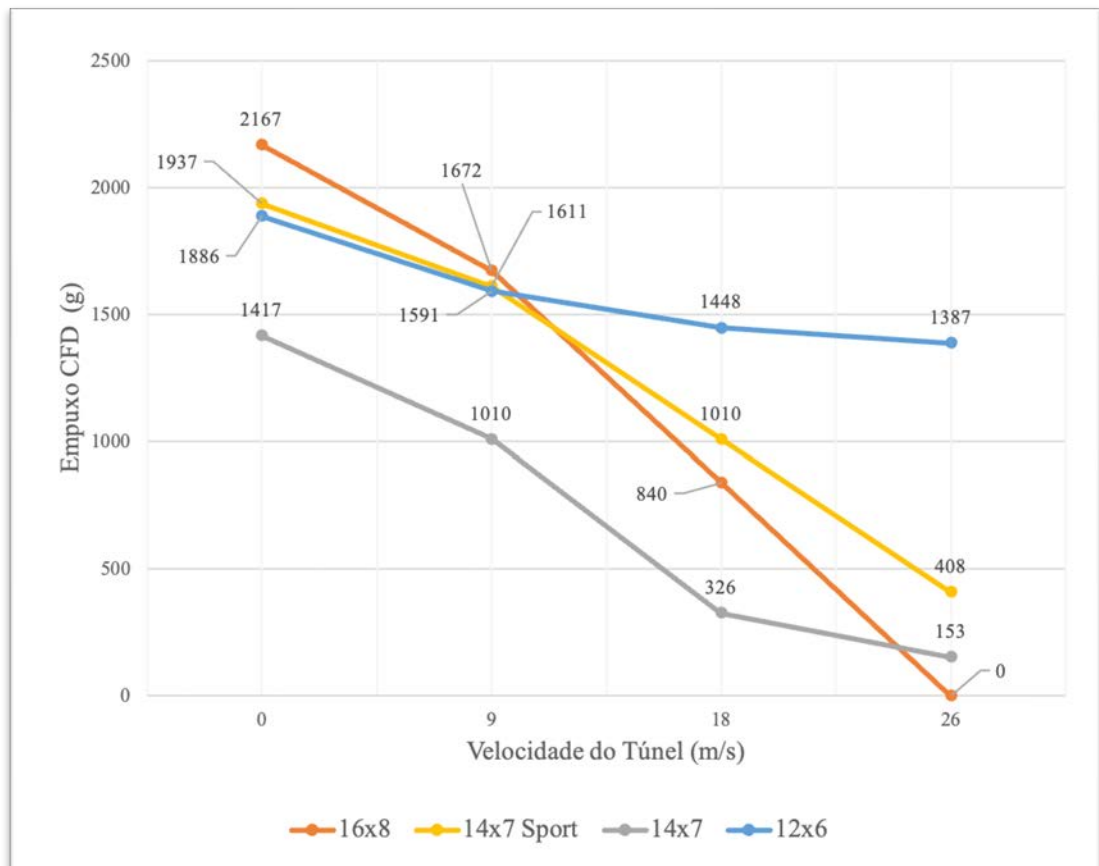
Com os dados atualizados, confirmou-se que a hélice 16×8 APC E permaneceu como o modelo de maior potência exigida, apresentando queda de eficiência em velocidades mais altas. A 14×7 Sport manteve desempenho consistente, com potência corrigida ligeiramente inferior à

da 14×7 APC E em algumas condições, mas apresentando melhores níveis de empuxo. Já a hélice 12×6 APC E continuou sendo a opção de menor consumo, embora sua queda de empuxo em altas velocidades comprometa o desempenho global.

4.2 RESULTADO COMPUTACIONAIS

As simulações foram conduzidas no software *Altair FlightStream*, conforme metodologia detalhada na Seção 3.6, considerando o regime subsônico e as mesmas condições operacionais dos testes experimentais. Os resultados apresentados na Figura 30 representam exclusivamente o empuxo obtido numericamente para cada hélice e para as quatro velocidades do túnel de vento, dados detalhados presentes no APÊNDICE C, Tabela 12.

Figura 30 – Comparação de empuxos obtidos em simulação CFD



Fonte: O Autor (2025)

Observa-se que o comportamento geral das simulações segue a tendência esperada de redução do empuxo conforme o aumento da velocidade do escoamento, característica de operação em regime de avanço.

A hélice 16×8 APC E apresentou os maiores valores absolutos de empuxo em todas as condições, comportamento coerente com seu maior diâmetro e passo, que proporcionam maior área de disco e maior carga propulsiva.

A hélice 14×7 Sport apresentou novamente desempenho superior à versão convencional 14×7 APC E nas simulações, mantendo valores intermediários e coerentes com o comportamento experimental atualizado. Esse resultado reforça que o software capturou com fidelidade a influência das modificações geométricas da versão Sport, especialmente nas regiões externas da pá.

Já a 14×7 APC E apresentou queda significativa no empuxo numérico a partir de 9 m/s, padrão que se manteve mesmo após a atualização dos dados. Essa tendência indica maior sensibilidade do modelo numérico às características geométricas desta hélice específica, podendo estar associada à distribuição de ângulo de ataque ou ao refinamento local da malha.

A hélice 12×6 APC E apresentou comportamento atípico a partir de 18 m/s, com empuxo praticamente constante ou levemente crescente, o que pode estar associado a limitações do método de painéis em condições de baixa carga, à elevada velocidade angular inserida ou à discretização insuficiente nas regiões de ponta.

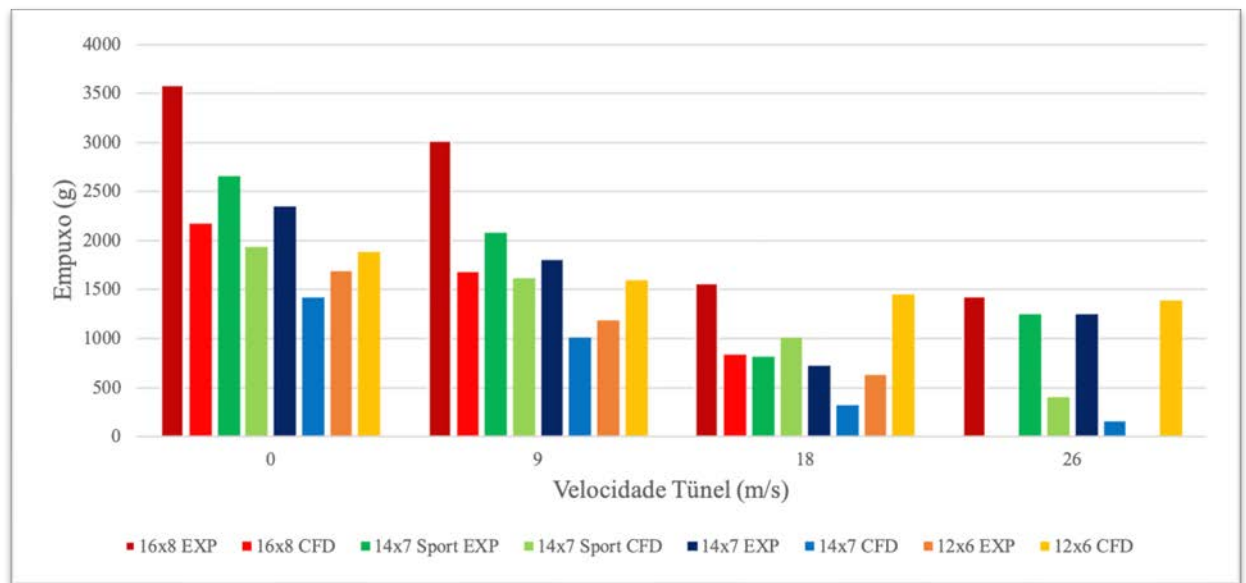
5 DISCUSSÃO DOS RESULTADOS

A comparação entre as frentes experimental e computacional permitiu avaliar de forma integrada o comportamento propulsivo das quatro hélices analisadas. Em ambas as abordagens, observou-se a tendência esperada de redução do empuxo com o aumento da velocidade do escoamento, comportamento típico de operação em regime de avanço e indicativo de consistência entre o modelo físico e o numérico. Entre os modelos avaliados, a hélice 16×8 APC E apresentou o maior empuxo absoluto em todas as condições, resultado coerente com seu maior diâmetro e passo, embora o método de painéis tenha subestimado suas magnitudes devido à ausência de efeitos viscosos e tridimensionais mais complexos.

As hélices intermediárias 14×7 Sport e 14×7 APC E exibiram diferenças claras em desempenho. Os resultados experimentais mostraram que a versão Sport apresentou maior capacidade propulsiva em todas as velocidades, e essa ordem relativa foi igualmente capturada pelo *FlightStream*, indicando sensibilidade do modelo às variações geométricas entre as duas hélices. A versão convencional apresentou queda mais acentuada do empuxo em regime de avanço, sugerindo menor eficiência aerodinâmica nessas condições. A hélice 12×6 APC E, por sua vez, manteve o menor desempenho experimental, com perda significativa de empuxo a partir de 18 m/s, embora no CFD tenha apresentado valores superiores aos experimentais, resultado atribuído à baixa carga aerodinâmica, às elevadas rotações aplicadas e às limitações do método em geometrias menores.

De modo geral, ainda que existam discrepâncias quantitativas entre as magnitudes experimentais e simuladas, especialmente nas hélices extremas (16×8 e 12×6), as tendências relativas foram preservadas, consolidando a utilidade do método de painéis para comparações entre geometrias comerciais. A Tabela 3, apresentada no APÊNDICE A, apresenta os valores detalhados representados visualmente na Figura 31, comparação visual dos valores obtidos entre os resultados experimentais e computacionais.

Figura 31-Comparação de Empuxo entre hélices - EXP x CFD



Fonte: O Autor (2025)

A Tabela 2, apresenta o erro percentual entre os resultados experimentais e numéricos para cada hélice nas diferentes velocidades do túnel. De modo geral, observa-se que o FlightStream reproduz adequadamente a tendência de variação do empuxo, porém apresenta diferenças significativas na magnitude dos valores.

Tabela 2 - Erro percentual entre os resultados experimentais e numéricos para cada hélice

Hélice	Erro % 0 m/s	Erro % 9 m/s	Erro % 18 m/s	Erro % 24 m/s
16x8	40	45	46	-
14x7 Sport	47	51	60	88
14x7	17	10	-39	67
12x6	-12	-34	-60	-

Fonte: o Autor (2025)

Para a hélice 16×8, os erros entre 40% e 46% indicam que o CFD subestima o empuxo em regimes de maior carregamento. Situação semelhante ocorre na 14×7 Sport, que apresenta os maiores desvios, sugerindo que sua geometria e torção são menos bem representadas pelo método de painéis.

A hélice 14×7 apresenta erros reduzidos em baixas velocidades, mas discrepâncias elevadas em 18 e 24 m/s, indicando possível alteração do regime aerodinâmico que não é capturada pelo modelo invíscido. Já a 12×6 mostra erros negativos, evidenciando

superestimação do empuxo pelo CFD, característica comum em hélices de baixo carregamento quando efeitos viscosos não são considerados.

Em síntese, o método numérico é eficaz para identificar tendências e comparar geometrias, mas não substitui os ensaios experimentais, especialmente para hélices operando com alto carregamento ou próximas ao estol.

6 CONCLUSÕES E RECOMENDAÇÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

O presente trabalho teve como objetivo avaliar o desempenho aerodinâmico de hélices comerciais aplicadas a sistemas de propulsão elétrica por meio da integração entre ensaios experimentais em túnel de vento e simulações computacionais em regime subsônico. A metodologia empregada demonstrou-se eficaz para analisar o comportamento global das hélices, permitindo identificar tendências de desempenho e estabelecer critérios técnicos para seleção de componentes em projetos de Aerodesign.

A combinação entre digitalização tridimensional, reconstrução geométrica, remalhamento e simulação pelo *Altair FlightStream* mostrou-se adequada para representar o comportamento aerodinâmico das hélices de forma comparativa. O solver capturou com consistência as tendências relativas observadas nos ensaios experimentais. Dessa forma, as simulações se consolidaram como uma ferramenta complementar confiável para a análise preliminar do sistema propulsivo.

Com base na integração entre as frentes experimental e numérica, conclui-se que a metodologia desenvolvida contribui para aumentar a previsibilidade e reduzir a dependência de processos empíricos na seleção de hélices para aeronaves de pequeno porte. O conjunto de procedimentos estabelecidos neste trabalho fornece um fluxo estruturado, reproduzível e tecnicamente sólido, capaz de orientar decisões de projeto e apoiar o desenvolvimento de sistemas motopropulsivos mais eficientes.

Recomenda-se, para estudos futuros, o aprimoramento da instrumentação experimental, com ênfase em sistemas de registro de rotação de maior taxa de amostragem, a fim de reduzir incertezas e melhorar a consistência dos dados. Sugere-se também um melhor estudo de dados a fim de incorporar efeitos viscosos e refinamento de malha, buscando maior aproximação entre valores simulados e experimentais. A continuidade das análises com diferentes geometrias, materiais e métodos de escaneamento pode ampliar a compreensão sobre a influência dos parâmetros geométricos no desempenho aerodinâmico.

Em síntese, o estudo consolidou uma abordagem integrada e robusta para avaliação de hélices em sistemas elétricos de propulsão, oferecendo uma base confiável para aprimoramentos futuros e aplicações diretas em projetos de Aerodesign.

A análise quantitativa dos resultados, expressa pelos erros percentuais entre os dados experimentais e computacionais, reforça as conclusões obtidas de forma qualitativa ao longo

deste estudo. Os desvios observados variaram, de modo geral, entre aproximadamente 10% e 60%, dependendo da geometria da hélice e do regime de operação, com valores mais elevados associados a hélices de maior carregamento aerodinâmico e a condições próximas a regimes mais complexos de escoamento. Esses percentuais evidenciam que, embora o método de painéis empregado no *Altair FlightStream* seja capaz de reproduzir adequadamente as tendências relativas de desempenho, ele apresenta limitações na previsão precisa das magnitudes absolutas de empuxo. Ainda assim, os níveis de erro observados são compatíveis com a natureza invíscida do modelo e com a ausência de uma representação completa dos efeitos tridimensionais e do acoplamento motor-hélice, confirmando o caráter complementar das simulações computacionais em relação aos ensaios experimentais.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

AEROSUL. Relatório de Projeto XIII Competição SAE Brasil AeroDesign. Caxias do Sul: Universidade de Caxias do Sul, 2011.

ALTAIR ENGINEERING. Altair FlightStream Documentation. Disponível em: <https://www.darcorp.com/flightstream-aerodynamics-software/>. Acesso em: 05 mai. 2025.

ANDERSON, A. L. Projeto e construção de dinamômetro para sistemas propulsivos de pequeno porte. 2019. Trabalho de Conclusão de Curso (Bacharelado em Engenharia Mecânica) – Universidade de Caxias do Sul, Caxias do Sul.

ANDERSON, J. D. Fundamentals of Aerodynamics. 6th ed. New York: McGraw-Hill Education, 2016.

APC PROPELLERS. Technical Information. Disponível em: <https://www.apcprop.com>. Acesso em: 05 mai. 2025.

AUDIO TECH HOBBY. *Website institucional.* Disponível em: <https://www.audiotechobby.com.br>. Acesso em: 19 nov. 2025.

AULA DE AEROMODELISMO. Motor a combustão ou elétrico: qual é o melhor motor para aviões aeromodelos? Disponível em: <https://auladeaeromodelismo.com.br/blog/plantas/motor-a-combustao-ou-eletrico-qual-e-o-melhor-motor-para-avioes-aeromodelos/>. Acesso em: 10 abr. 2025.

AUTOENTUSIASTAS. Turbinas: história, conceitos, empregos – Parte I. 2017. Disponível em: <https://autoentusiastas.com.br/2017/01/turbinas-historia-conceitos-empregos-parte/>. Acesso em: 05 mai. 2025.

BLENDER FOUNDATION. About Blender – Blender Manual 2.79. 2018. Disponível em: https://docs.blender.org/manual/pt/2.79/getting_started/about/introduction.html. Acesso em: 3 nov. 2025.

DEON, D. L. Análise de desempenho de hélices em túnel de vento de baixa velocidade. 2012. Trabalho de Conclusão de Curso (Bacharelado em Engenharia Mecânica) – Universidade de Caxias do Sul, Caxias do Sul

FERZIGER, J. H.; PERIĆ, M. Computational Methods for Fluid Dynamics. 3. ed. Berlin: Springer, 2002.

FPV PORTUGAL. Tudo sobre hélices. 2020. Disponível em: <https://fpvportugal.com/tudo-sobre-helices/>. Acesso em: 11 jun. 2025.

GALIOTTO, F. Estudo experimental de desempenho de motores elétricos brushless com diferentes hélices. 2022. Trabalho de Conclusão de Curso (Engenharia Mecânica) - Universidade de Caxias do Sul, Caxias do Sul.

GEUTHER, S.; FEI, X. LA-8 Computational Analysis and Validation Studies Using FlightStream. Hampton: NASA Langley Research Center, 2021.

HANGAR 33. Como as hélices funcionam. 2020. Disponível em: <http://blog.hangar33.com.br/como-as-helices-funcionam/>. Acesso em: 11 jun. 2025.

KATZ, J.; PLOTKIN, A. *Low-Speed Aerodynamics: From Wing Theory to Panel Methods*. 2. ed. Cambridge: Cambridge University Press, 2001.

LEISHMAN, J. G. *Principles of Helicopter Aerodynamics*. 2. ed. Cambridge: Cambridge University Press, 2006.

McCORMICK, B. W. *Aerodynamics of V/STOL Flight*. Mineola: Dover Publications, 1995.

ROLLS ROYCE. The Jet Engine. Derby: Rolls Royce plc, 1996.

S. I. Clean up a 3D Scan using Blender. Instructables, 2020. Disponível em: <https://www.instructables.com/Clean-up-a-3D-Scan-using-Blender/>. Acesso em: 5 nov. 2025.

SAE BRASIL. Regulamento da Competição SAE Brasil AeroDesign 2025 – Classe Regular. Disponível em: <https://www.saebrasil.org.br/>. Acesso em: 28 mar. 2025.

TORENBEEK, E.; WITTENBERG, H. *Fundamentals of Propeller Aerodynamics*. Delft: Delft University Press, 2009.

TOYWING. Como funcionam os motores elétricos? Disponível em: <https://toywing.com.br/como-funcionam-os-motores-eletricos/>. Acesso em: 25 abr. 2025.

UCS AERODESIGN. Bases de dados técnicas da equipe de Aerodesign da Universidade de Caxias do Sul: especificações de motores, hélices e baterias; relatórios de desempenho; históricos de testes. Documentação interna, 2025.

VERSTEEG, H. K.; MALALASEKERA, W. An Introduction to Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method. 2. ed. Harlow: Pearson Education, 2007.

WANG, Shuli; ZHANG, Shuo; MA, Shaohua. An energy efficiency optimization method for fixed pitch propeller electric aircraft propulsion systems. *IEEE Access*, Piscataway, v. 7, p. 159986–159993, 2019. DOI: <https://doi.org/10.1109/ACCESS.2019.2950453>.

XU, Jiale et al. InstantMesh: Efficient 3D Mesh Generation from a Single Image with Sparse-view Large Reconstruction Models. ARC Lab, Tencent PCG & ShanghaiTech University, 2024. Disponível em: <https://arxiv.org/abs/2404.07191>. Acesso em: 4 nov. 2025.

APÊNDICE A

Tabela 3 - Comparativo de empuxo (EXP x CFD)

	16x8		14x7 Sport		14x7		12x6	
Túnel de vento (m/s)	EXP (g)	CFD (g)	EXP (g)	CFD (g)	EXP (g)	CFD (g)	EXP (g)	CFD (g)
0	3588	2167	2655	1937	2344	1417	1683	1886
9	3020	1672	2074	1611	1799	1010	1187	1591
18	1564	840	816	1010	722	326	632	1448
26	1430	0	1253	408	1254	153	0	1387

Fonte: o Autor (2025)

Tabela 4 – Média dos dados - Hélice 16x8

Túnel (m/s)	Tração (g)	Rotação (RPM)	Potência (W)	Tbat (°C)	Tensão (V)
0	3588	7363	576	20	14
9	3020	7186	584	21	14
18	1564	7340	504	21	14
26	1430	7950	330	21	14
0	3379	7140	515	23	13

Fonte: o Autor (2025)

Tabela 5 – Média dos dados - Hélice 14x7 Sport

Túnel (m/s)	Tração (g)	Rotação (RPM)	Potência (W)	Tbat (°C)	Tensão (V)
0	2655	8060	410	22	14
9	2074	7916	425	22	14
18	816	8213	344	22	14
26	1253	8823	204	22	14
0	2499	7883	388	23	14

Fonte: o Autor (2025)

Tabela 6 – Média dos dados – Hélice 14x7

Túnel (m/s)	Tração (g)	Rotação (RPM)	Potência (W)	Tbat (°C)	Tensão (V)
0	2344	7686	420	21	13
9	1799	7603	413	21	13
18	722	7816	344	22	13
26	1254	8530	197	22	13
0	2281	7590	399	22	13

Fonte: o Autor (2025)

Tabela 7 – Média dos dados – Hélice 12x6

Túnel (m/s)	Tração (g)	Rotação (RPM)	Potência (W)	Tbat (°C)	Tensão (V)
0	1683	8650	274	21	14
9	1187	8593	280	21	14
18	205	890z	214	21	14
26	0	8613	238		
0	0	8516	261		

Fonte: o Autor (2025)

APÊNDICE B

Tabela 8 – Média dos dados corrigidos - Hélice 16x8

Túnel (m/s)	Tração (g)	RPM	Potência Corrig. (W)	Tbat (°C)	Tensão (V)	Eficiência
0	3588	7363	669	20	16	5,36
9	3020	7186	684	21	16	4,42
18	1564	7340	591	21	16	2,65
26	1430	7950	388	21	16	3,68
0	3379	7140	619	23	16	5,46

Fonte: o Autor (2025)

Tabela 9 – Média dos dados corrigidos – Hélice 14x7 Sport

Túnel (m/s)	Tração (g)	RPM	Potência Corrig. (W)	Tbat (°C)	Tensão (V)	Eficiência
0	2655	7686	507	21	16	5,23
9	2074	7603	501	21	16	4,14
18	816	7816	419	22	16	1,95
26	1253	8530	240	22	16	5,22
0	2499	7590	509	22	16	4,91

Fonte: o Autor (2025)

Tabela 10 – Média dos dados corrigidos – Hélice 14x7

Túnel (m/s)	Tração (g)	RPM	Potência Corrig. (W)	Tbat (°C)	Tensão (V)	Eficiência
0	2344	8060	474	22	16	4,94
9	1799	7916	495	22	16	3,63
18	722	8213	401	22	16	1,80
26	1254	8823	238	22	16	5,27
0	2281	7883	458	23	16	4,97

Fonte: o Autor (2025)

Tabela 11 – Média dos dados corrigidos – Hélice 12x6

Túnel (m/s)	Tração (g)	RPM	Potência Corrig. (W)	Tbat (°C)	Tensão (V)	Eficiência
0	1683	8650	318	21	16	5,29
9	1187	8593	326	21	16	3,63
18	205	8900	250	21	16	0,82
26	0	8613				

Fonte: o Autor (2025)

APÊNDICE C

Tabela 12 - Valores de empuxo (CFD)

Velocidade do túnel (m/s)	Hélice 16x8 (m/s)	Hélice 14x7 Sport (m/s)	Hélice 14x7 (m/s)	Hélice 12x6 (m/s)
0	2167	1937	1417	1886
9	1672	1611	1010	1591
18	840	1010	326	1448
26	0	408	135	1387

Fonte: o Autor (2025)