

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

Guilherme Beppu de Souza

Ensaio estático para validação de 'Modelo de Hélice de Baixo Número de Reynolds' e aplicação em Modelo de Otimização Multidisciplinar

São Carlos

2024

Guilherme Beppu de Souza

Ensaio estático para validação de 'Modelo de Hélice de Baixo Número de Reynolds' e aplicação em Modelo de Otimização Multidisciplinar

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

Orientador: Prof. Dr. James Rojas Waterhouse

São Carlos
2024

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

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

S719e Souza, Guilherme Beppu de
Ensaio estático para validação de 'Modelo de
Hélice de Baixo Número de Reynolds' e aplicação em
Modelo de Otimização Multidisciplinar / Guilherme Beppu
de Souza; orientador James Rojas Waterhouse. São
Carlos, 2024.

Monografia (Graduação em Engenharia Aeronáutica)
-- Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade
de São Paulo, 2024.

1. Hélice. 2. Ensaio estático. 3. Otimização
multidisciplinar. I. Título.

FOLHA DE APROVAÇÃO
Approval sheet

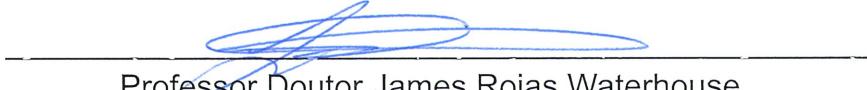
Candidato / Student: Guilherme Beppu de Souza

Título do TCC / Title : Ensaio estático para validação de 'Modelo de Hélice de Baixo Número de Reynolds' e aplicação em Modelo de Otimização Multidisciplinar

Data de defesa / Date: 27/06/2024

Comissão Julgadora / Examining committee	Resultado / result
Professor Doutor James Rojas Waterhouse	<i>APROVADO</i>
Instituição / Affiliation: EESC - SAA	
Professor Doutor Hernan Dario Ceron Muñoz	<i>APROVADO</i>
Instituição / Affiliation: EESC - SAA	
Professor Doutor Alvaro Martins Abdalla	<i>APROVADO</i>
Instituição / Affiliation: EESC - SAA	

Presidente da Banca / Chair of the Examining Committee:


Professor Doutor James Rojas Waterhouse
(assinatura / signature)

AGRADECIMENTOS

Agradeço aos meus pais pelo suporte durante toda a graduação, sem eles nada seria possível.

Agradeço ao meu amigos de faculdade por estarem ao meu lado nos momentos de desafio e de celebração.

Agradeço à equipe da *ModelWorks*, ao professor James e ao Vitor Tavernari pela disponibilização de recursos materiais e intelectuais que possibilitaram este trabalho.

RESUMO

SOUZA, G. **Ensaio estático para validação de 'Modelo de Hélice de Baixo Número de Reynolds' e aplicação em Modelo de Otimização Multidisciplinar.** 2024. 64p. Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2024.

Um modelo computacional denominado Propject foi desenvolvido para considerar efeitos aerodinâmicos e estruturais em hélices de baixo Reynolds. Este modelo é particularmente útil em projetos preliminares de hélices, pois seu baixo custo computacional permite a implementação em algoritmos de otimização multidisciplinar.

O presente estudo tem como objetivo validar este modelo através de ensaios estáticos, utilizando uma balança de torque e tração. São apresentados a modelagem no programa Propject e o ensaio estático de hélices já fabricadas, além do projeto de uma nova hélice, utilizando o programa Propject e algoritmos de otimização multidisciplinar.

Palavras-chave: Hélice. Ensaio estático. Otimização multidisciplinar.

ABSTRACT

SOUZA, G. **Static test to validate the 'Low Reynolds Number Propeller Model' and application in a Multidisciplinary Optimization Model.** 2024. 64p. Monograph (Conclusion Course Paper) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2024.

A computational model named Propject has been developed to consider aerodynamic and structural effects in low Reynolds number propellers. This model is particularly useful in preliminary propeller designs, as its low computational cost allows for implementation in multidisciplinary optimization algorithms.

The objective of the present study is to validate this model through static tests, using a torque and thrust balance. The modeling in the Propject program and the static testing of already manufactured propellers are presented, along with the design of a new propeller using the Propject program and multidisciplinary optimization algorithms.

Keywords: Propeller. Static testing. Multidisciplinary optimization.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Fluxograma com as fases e as áreas de um projeto de hélice	21
Figura 2 – Elemento de pá de uma seção específica	23
Figura 3 – Modelo algebricamente fechado de coeficientes aerodinâmicos	24
Figura 4 – Fases do modelo de coeficiente de sustentação	25
Figura 5 – Modelo de coeficiente de sustentação na fase pós estol	25
Figura 6 – Fases do modelo de coeficiente de arrasto	27
Figura 7 – Carregamento no plano XY	29
Figura 8 – Carregamento no plano XZ	29
Figura 9 – Foto da hélices modeladas no Propject e testadas	31
Figura 10 – Fluxograma do programa Propject	34
Figura 11 – Medição da hélice <i>MW47</i> na CMM	38
Figura 12 – modelo CAD da <i>JCSP43</i> com a superfície gerada	38
Figura 13 – modelo CAD da <i>MW47</i> com a superfície gerada	38
Figura 14 – Aerofólio base Clark Y	39
Figura 15 – Três perfis do modelo em CAD e do modelo no Propject, para a hélice <i>JCSP43</i>	40
Figura 16 – Três perfis do modelo em CAD e do modelo no Propject, para a hélice <i>MW47</i>	40
Figura 17 – Distribuição de perfis do modelo em CAD e do modelo no Propject, para a hélice <i>JCSP43</i>	42
Figura 18 – Distribuição de perfis do modelo em CAD e do modelo no Propject, para a hélice <i>MW47</i>	42
Figura 19 – Nós do MDO no <i>software ModeFrontier</i>	44
Figura 20 – Distribuição de perfis da hélice projetada	46
Figura 21 – Balança de torque e tração	47
Figura 22 – Células de cargas e motor elétrico	48
Figura 23 – Comparação de resultados do ensaio estático com o modelo em Propject para curva de tração por rotação	50
Figura 24 – Comparação de resultados do ensaio estático com o modelo em Propject para curva de torque por rotação	51
Figura 25 – Comparação de resultados do ensaio estático com o modelo em Propject para curva de tração por torque	52
Figura 26 – Comparação de resultados do ensaio estático com o modelo em Propject para curva de torque por rotação com fator de correção de torque	55
Figura 27 – Comparação de resultados do ensaio estático com o modelo em Propject para curva de tração por torque com fator de correção de torque	56

- Figura 28 – Comparaçāo de resultados do ensaio estātico com o modelo em Propject
para curva de torque por rotaçāo com fator de correçāo de torque mādio 58
- Figura 29 – Comparaçāo de resultados do ensaio estātico com o modelo em Propject
para curva de traçāo por torque com fator de correçāo de torque mādio 59

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Características das hélices modeladas e testadas	31
Tabela 2 – Exemplo de tabela de parâmetros geométricos do arquivo <i>IN_propgeo.prn</i>	36
Tabela 3 – Tabela de geometria parametrizada do <i>JCSP43</i>	41
Tabela 4 – Tabela de geometria parametrizada do <i>MW47</i>	41
Tabela 5 – Requisitos de projeto de nova hélice	43
Tabela 6 – Tabela de geometria da hélice projetada	45
Tabela 7 – Desempenho da hélice projetada no modelo Propject em condição de planeio	46
Tabela 8 – Métricas de comparação entre dados de modelo e experimentais	53
Tabela 9 – Métricas de comparação entre dados de modelo e experimentais com fator de correção de torque	57
Tabela 10 – Métricas de comparação entre dados de modelo e experimentais com fator de correção de torque médio	60

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

R	Raio da pá
r	Posição radial do elemento de pá
c	Corda do elemento de pá
dr	Espessura do elemento de pá
Cl	Coeficiente de sustentação [-]
Cl_α	Inclinação da curva de coeficiente de sustentação [-]
Cl_1	Coeficiente de sustentação para fase de pós-estol [-]
Cl_2	Coeficiente de sustentação para fase de pré-estol [-]
Cl_2	Coeficiente de sustentação para fase de estol [-]
Cl_{max}	Coeficiente de sustentação máximo [-]
α	Ângulo de ataque [°]
α_{0L}	Ângulo de ataque para sustentação nula [°]
α_e	Ângulo de ataque de estol [°]
α_p	Ângulo de ataque máximo na fase pré-estol [°]
α_x	Ângulo de ataque máximo na fase pós-estol [°]
α_r	Ângulo de ataque projetado na fase pré-estol para Cl_{max} [°]
$\Delta\alpha$	Diferença entre α_r e α_p
Cd	Coeficiente de arrasto [-]
Cd_{pre}	Coeficiente de arrasto na fase de pré-estol [-]
Cd_{est}	Coeficiente de arrasto na fase de estol [-]
Cd_{pos}	Coeficiente de arrasto na fase de pós-estol [-]
Cd_A	Segunda derivada do coeficiente de arrasto com relação à α para fase do pré-estol A [1/rad ²]
Cd_B	Segunda derivada do coeficiente de arrasto com relação à α para fase do pré-estol B [1/rad ²]

Cd_B	Segunda derivada de coeficiente de arrasto com relação à α para fase do pré-estol B [1/rad ²]
Cd_{2A}	Segunda derivada de coeficiente de arrasto com relação à α para fase do estol 2A [1/rad ²]
Cd_{2B}	Segunda derivada de coeficiente de arrasto com relação à α para fase do estol 2B [1/rad ²]
α_{Cd0}	Ângulo de ataque do coeficiente de arrasto mínimo [°]
α_{CdA}	Ângulo de ataque máximo da fase de pré-estol A [°]
α_{CdB}	Ângulo de ataque máximo da fase de pré-estol B [°]
X	Eixo do sistema de coordenada da pá, paralelo à corda do perfil sem torção, positivo em direção do bordo de fuga
Y	Eixo do sistema de coordenada da pá, paralelo à espessura do perfil sem torção, positivo em direção ao extradorso
Z	Eixo do sistema de coordenada da pá, em direção da envergadura
K	Cortante na seção da pá [N]
W	Carregamento ao longo de Z [N/m]
F_{X_i}	Força em X do setor de pá i [N]
F_{Y_i}	Força em Y do setor de pá i [N]
F_{Z_i}	Força em Z do setor de pá i [N]
K_{X_i}	Cortante em X da seção i [N]
K_{Y_i}	Cortante em Y da seção i [N]
K_{Z_i}	Cortante em Z da seção i [N]
M_{XX_i}	Momento em X da seção i [Nm]
M_{YY_i}	Momento em Y da seção i [Nm]
M_{ZZ_i}	Momento em Z da seção i [Nm]
ΔX	Diferença de posição em X do setor de pá i [m]
ΔY	Diferença de posição em Y do setor de pá i [m]
ΔZ	Diferença de posição em Z do setor de pá i [m]

σ_{ZZ}	Tensão em Z na pá [Pa]
I_{XX}	Momento de Inércia em X da seção i [m^4]
I_{YY}	Momento de Inércia em Y da seção i [m^4]
I_{ZZ}	Momento de Inércia em Z da seção i [m^4]
A_{XY}	Área da seção no plano XY [m^2]
y_i	Valor de resultado do modelo (rotação, torque ou tração)
\hat{y}_i	Valor de resultado da regressão do ensaio (rotação, torque ou tração)
N	Quantidade de dados de resultados do modelo
\bar{y}	Média do valor de resultado da regressão do ensaio (rotação, torque ou tração)
Q	Valor de torque experimental [Nm]
Q'	Valor de torque experimental corrigido [Nm]
k_q	Fator de correção de torque [-]
$k_{q,j}$	Fator de correção de torque para curva j [-]
$S(k_{q,j})$	Erro de torque para fator de correção k_q na curva j
\bar{k}_q	Fator de correção de torque médio [-]
MDO	Otimização Multidisciplinar em Projeto, sigla em inglês
VANT	Veículo aéreo não tripulado
BET	Teoria de Elemento de pá, sigla em inglês
CAD	Desenho assistido por computador, sigla em inglês
CMM	Máquina de Medir Coordenadas, sigla em inglês
EESC	Escola de Engenharia de São Carlos
NACA	<i>National Advisory Committee for Aeronautics</i>
CFD	Dinâmica dos fluidos computacional, sigla em inglês
$RMSE$	Raiz do erro quadrático médio, sigla em inglês
$NRMSE$	Raiz do erro quadrático médio normalizada, sigla em inglês

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	21
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	23
2.1	Modelo aerodinâmico	23
2.1.1	Teoria de Elemento de Pá	23
2.1.2	Modelo aerodinâmico algébrico	23
2.1.2.1	Modelagem do comportamento do coeficiente de sustentação	24
2.1.2.2	Modelagem do comportamento do coeficiente de arrasto	26
2.2	Modelo estrutural	28
3	METODOLOGIA	31
3.1	Estrutura do programa Propject	32
3.1.1	Submódulos	32
3.1.2	Entradas do programa	35
3.1.3	Saídas do programa	36
3.2	Modelagem de hélices fabricadas	37
3.2.1	Obtenção do modelo em CAD das hélices	37
3.2.2	Parametrização da geometria	39
3.3	Projeto de hélice	42
3.3.1	Modelo de Otimização Multidisciplinar (MDO)	43
3.3.2	Parâmetros de entrada	44
3.3.3	Parâmetros de saída	45
3.3.4	Resultados	45
3.4	Ensaio estático	47
4	RESULTADOS	49
4.1	Aplicação de fator de correção	53
5	CONCLUSÃO	61
	REFERÊNCIAS	63

1 INTRODUÇÃO

A crescente demanda por VANTs (GIONES; BREM, 2017), (Kapustina, Larisa *et al.*, 2021) impulsiona projetos de hélices de baixo Reynolds pelo mundo. Dessa forma, a utilização de modelos computacionais de alta fidelidade e baixo custo computacional é de importância primária em projetos de hélice.

Projetos complexos de engenharia são comumente divididos em três fases (RAY-MER, 2012): projeto conceitual, projeto preliminar e projeto detalhado. De forma simplificada, no projeto conceitual são definidos os requisitos básicos do projeto, as possíveis configurações e os objetivos a serem alcançados. No projeto preliminar, as configurações são modeladas e testadas. A configuração mais promissora avança para a fase de projeto detalhado, onde são realizados testes mais precisos e de maior custo, com o objetivo de otimizar a configuração e obter o modelo final. Essa filosofia é aplicadas em projetos complexos, como de aeronaves, geradores eólicos e drones, mas também podem ser empregadas nos subsistemas desses projetos, como neste caso, em projeto de uma hélice. A Figura 1 ilustra esta filosofia aplicada no projeto de hélice.

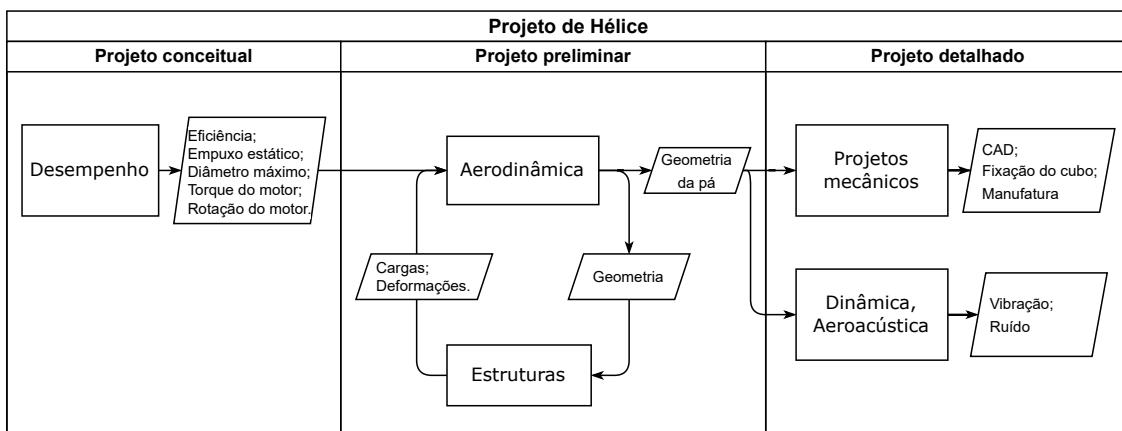


Figura 1 – Fluxograma com as fases e as áreas de um projeto de hélice

Na fase de preliminar de um projeto de hélice, são feitas diversas iterações entre a área de estruturas e de aerodinâmica. A área de aerodinâmica é responsável por desenvolver uma geometria capaz de ter boa performance nas diferentes condições de voo. Enquanto a área de estruturas deve garantir que as cargas atuantes na hélice se mantenham dentro dos limites suportados pelo material. Dessa forma, ambas as áreas modificam parâmetros de projeto, como material, distribuições de perfis, de espessuras, de camber e de *offsets*.

O projeto de hélice começa com as condições iniciais de desempenho, que partem do veículo no qual a hélice será inserida. Entre as principais condições estão, o diâmetro máximo, a tração mínima, o torque e a rotação do motor. Outras condições como nível de

ruído e resistência a abrasão podem ser impostas em fases posteriores do projeto. Assim, as possibilidades de configurações são inúmeras e os custos da iteração aerodinâmica-estruturas tradicional impede a modelagem de um grande número de configurações. Então, um modelo computacional que consiga prever tanto as cargas estruturais quanto a performance aerodinâmica à um baixo custo computacional é de grande importância na fase preliminar do projeto. Ao integrar este modelo computacional com algorítimos de otimização multidisciplinar, potencializa-se a capacidade de testar diferentes configurações de hélice e chegar á uma configuração otimizada, que poderá ser refinada na fase de projeto detalhado.

Modelos abrangentes, capazes de simular um grande número de configurações, requerem dados robustos para validar os resultados obtidos. É essencial conhecer as limitações do modelo, tanto para definir claramente o seu escopo de operação quanto para aplicar correções em fases posteriores do projeto.

Nesse contexto, o modelo Propject desenvolvido por Victor Tavernari em sua dissertação de mestrado (TAVERNARI, 2014), se mostra ideal para aplicação de ensaios que aprofundem a validação do modelo. Uma vez que o modelo possui grande potencial na aplicação de projetos preliminares, e que não foram feitos ensaios para comparação de resultados no desenvolvimento do modelo.

Portanto, esse trabalho se propõe modelar duas hélices no Propject, fazer o ensaio estático destas e comparar os resultados. Uma nova hélice também é projetada, fazendo a integração do modelo em algorítimos de otimização multidisciplinar, afim de estudar a viabilidade e as limitações desta abordagem.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Este capítulo tem como objetivo revisar os modelos empregados no Project, analisando a fundamentação teórica dos modelos aerodinâmicos e estruturais.

2.1 Modelo aerodinâmico

2.1.1 Teoria de Elemento de Pá

A aerodinâmica da hélice é definida pela Teoria de Elemento de Pá, *BET* na sigla em inglês, introduzida por Froude (1878) e Drzewiecki (1892), considera a pá como um conjunto elementos dispostos ao longo da envergadura. A Figura 2 esquematiza um elemento de pá de espessura dr e corda c na posição r .

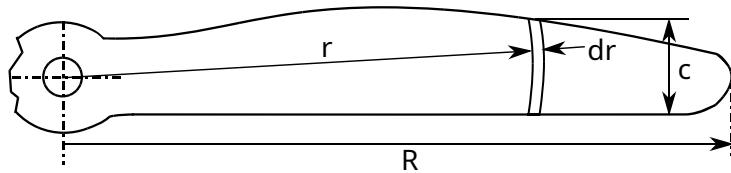


Figura 2 – Elemento de pá de uma seção específica

Fonte: Tjhai e Gebre-egziabher (2013). Modificado

Discretizar a pá em elementos permite definir perfis aerodinâmicos para cada elemento. Como cada perfil aerodinâmico está disposto em uma posição da envergadura, serão variados a velocidade tangencial do escoamento percebido pelo perfil, variando, assim, o ângulo de incidência, velocidade resultante do escoamento no aerofólio, e por consequência, variando Reynolds e Mach.

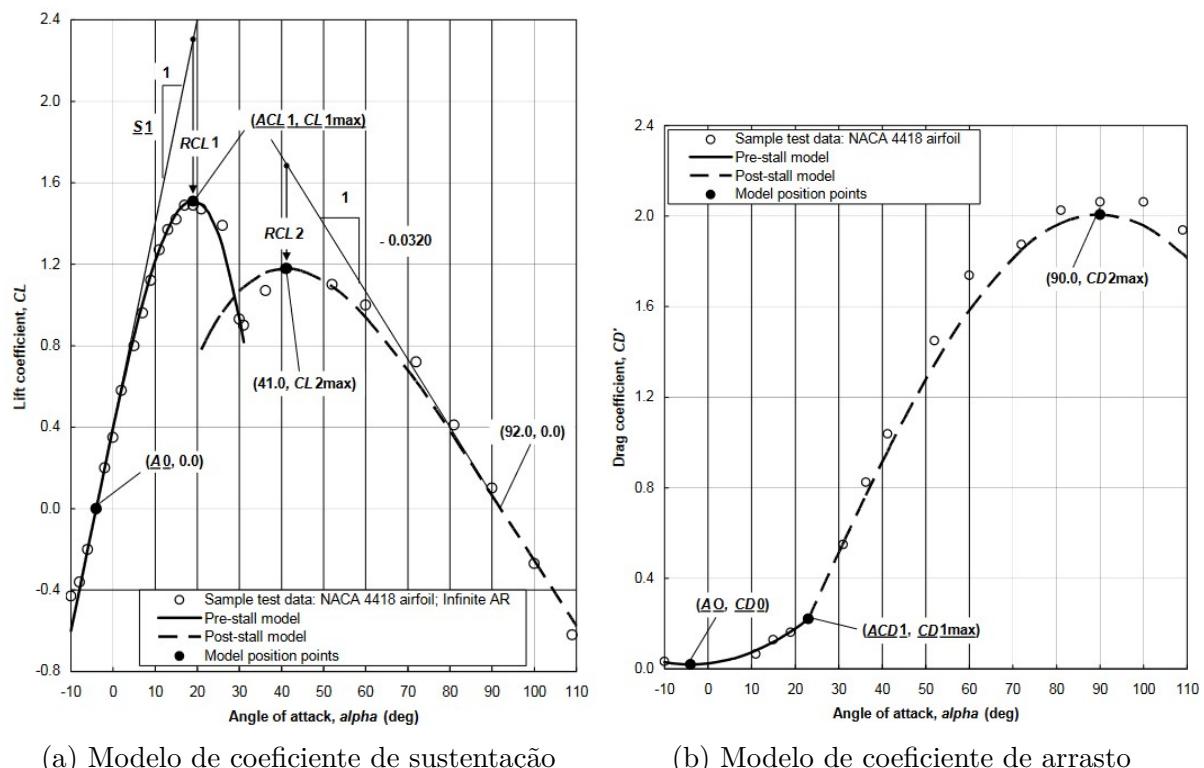
Ao aplicar a teoria de elemento de pá, é necessário considerar o comportamento aerodinâmico dos aerofólios de cada seção. Para isso, podem ser utilizados resultados empíricos obtidos em túnel de vento ou simulações computacionais. No entanto, os resultados experimentais de túnel de vento são limitados a condições específicas de Reynolds e Mach, e devido à variação desses parâmetros ao longo da pá, os resultados podem não ser representativos. Por outro lado, as simulações computacionais tem alto custo computacional, o que inviabilizaria as iterações de ângulo de ataque induzido do modelo.

2.1.2 Modelo aerodinâmico algébrico

Afim de evitar as limitações dos dados empíricos e das simulações computacionais, o comportamento aerodinâmico é modelado por meio de um conjunto de equações algébricas fechadas, que proporciona alta versatilidade nas diversas condições de Reynolds e Mach e baixo custo computacional.

Spera (2008) apresenta um modelo aerodinâmico bidimensional algébrico que fornece uma metodologia para calcular os coeficientes de sustentação e arrasto de aerofólios em diferentes condições de escoamento e diferentes aerofólios. O modelo abrange tanto a região de pré-estol quanto a de pós-estol, utilizando um conjunto de equações matemáticas para prever o desempenho aerodinâmico. Esse método é especialmente útil para a análise de aerofólios em condições variadas de operação, contribuindo para o projeto e a otimização de sistemas aerodinâmicos.

A abordagem de Spera (2008) é encontrar o comportamento dos coeficientes aerodinâmicos modelando um conjunto de equações algébricas baseadas no melhor ajuste do modelo aos dados de teste disponíveis, e não na teoria aerodinâmica. A Figura 3 apresenta as curvas de coeficientes de sustentação e de arrasto bidimensionais do modelo aplicados para um aerofólio NACA 4416.



(a) Modelo de coeficiente de sustentação

(b) Modelo de coeficiente de arrasto

Figura 3 – Modelo algebricamente fechado de coeficientes aerodinâmicos

Fonte: Spera (2008)

O modelo aerodinâmico algébrico é implementado no modelo aerodinâmico de Tavernari (2014) para a faixa de ângulo de ataque de 0° a 90° . Uma vez que o modelo de Tavernari (2014) está interessado em todo a faixa de ângulo de ataque (de -180° a 180°), complementa-se o modelo com a fase de pós-estol e com ângulos de ataque negativos.

2.1.2.1 Modelagem do comportamento do coeficiente de sustentação

O comportamento dos coeficientes de sustentação é dividido em 3 fases:

1. Fase de pré-estol: comportamento linear;
2. Fase de estol: comportamento quadrático;
3. Fase de pós-estol: comportamento senoidal.

As três fases do coeficiente de sustentação são apresentadas na Figura 4, enquanto na Figura 5 destaca o comportamento senoidal do coeficiente de sustentação na fase pós-estol.

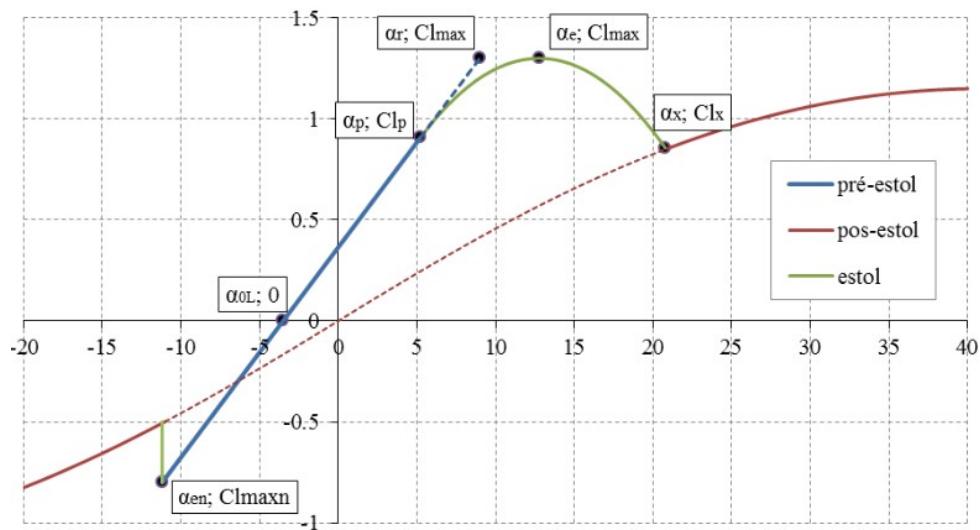


Figura 4 – Fases do modelo de coeficiente de sustentação

Fonte: Tavernari (2014)

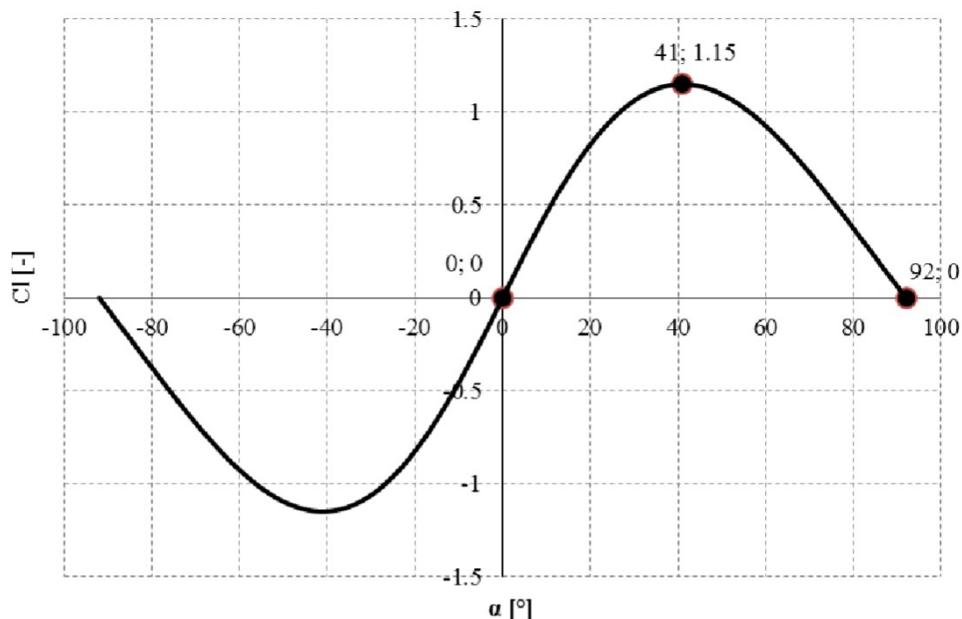


Figura 5 – Modelo de coeficiente de sustentação na fase pós estol

Fonte: Tavernari (2014)

Para a fase pré-estol, o equacionamento de Cl é função do ângulo de ataque onde $Cl = 0$ (Cl_α) e da inclinação da curva de Cl (Cl_α), como mostrado na Equação 2.1.

$$Cl_2 = \frac{Cl_\alpha \cdot \pi}{180}(\alpha - \alpha_{0L}), \quad \text{para } \alpha_e \geq \alpha \geq \alpha_p \quad (2.1)$$

A fase de estol é modelada como uma função quadrática, com o pico da função no Cl máximo (Cl_{max}) para o ângulo de estol (α_e). A função da fase de estol é tangente à função da fase pré-estol no ângulo de início do estol (α_p). Define-se o ângulo α_r através da projeção da fase de pré-estol até o Cl_{max} .

Como α_r é equidistante em α de α_p e α_e , define-se essa distância como $\Delta\alpha$.

$$\Delta\alpha = \alpha_r - \alpha_p = \alpha_e - \alpha_r \quad (2.2)$$

$$\alpha_p = \alpha_e - \Delta\alpha \quad (2.3)$$

$$\alpha_e = \alpha_r + \Delta\alpha \quad (2.4)$$

Dessa forma, a equação da fase de estol fica em função de $\Delta\alpha$, α_r , Cl_{max} :

$$Cl_3 = Cl_{max} - \frac{Cl_\alpha \cdot \pi}{\Delta\alpha \cdot 720}(\alpha - \alpha_r - \Delta\alpha)^2, \quad \text{para } \alpha_p \geq \alpha \geq \alpha_x \quad (2.5)$$

Na fase de pós-estol, o Cl é modelado por uma função senoidal (SPERA, 2008) (VITERNA; JANETZKE, 1982), definido pela Equação 2.6.

$$Cl_1 = 1.150 \left(\operatorname{sen} \left(2 \left(-2.339 \times 10^{-3} \alpha^2 + 1.193 |\alpha| \right) \frac{\pi}{180} \right) \right), \quad \text{para } \alpha_x \geq \alpha \geq 92^\circ \quad (2.6)$$

Os parâmetros α_{0L} , Cl_{max} , $\Delta\alpha$, Cl_α , α_p e α_r presentes na Equações de 2.1 até 2.6 são obtidos simulando aerofólios com as características de interesse no *software* Xfoil (DRELA, 2013).

2.1.2.2 Modelagem do comportamento do coeficiente de arrasto

O modelo de pós-estol do coeficiente de arrasto foi desenvolvido com base nos experimentos realizados em túnel de vento por Critzos, Heyson e Boswinkle (1955). A transição entre o modelo de estol e o modelo de pós-estol é realizada de forma semelhante àquela utilizada no modelo do coeficiente de sustentação. A curva de estol é aplicável até que o valor de Cd se torne menor do que o valor de Cd previsto pelo modelo de pós-estol. A partir do ângulo correspondente a esse valor de Cd , identificado como ângulo α na Figura 6, passa-se a utilizar o modelo de pós-estol.

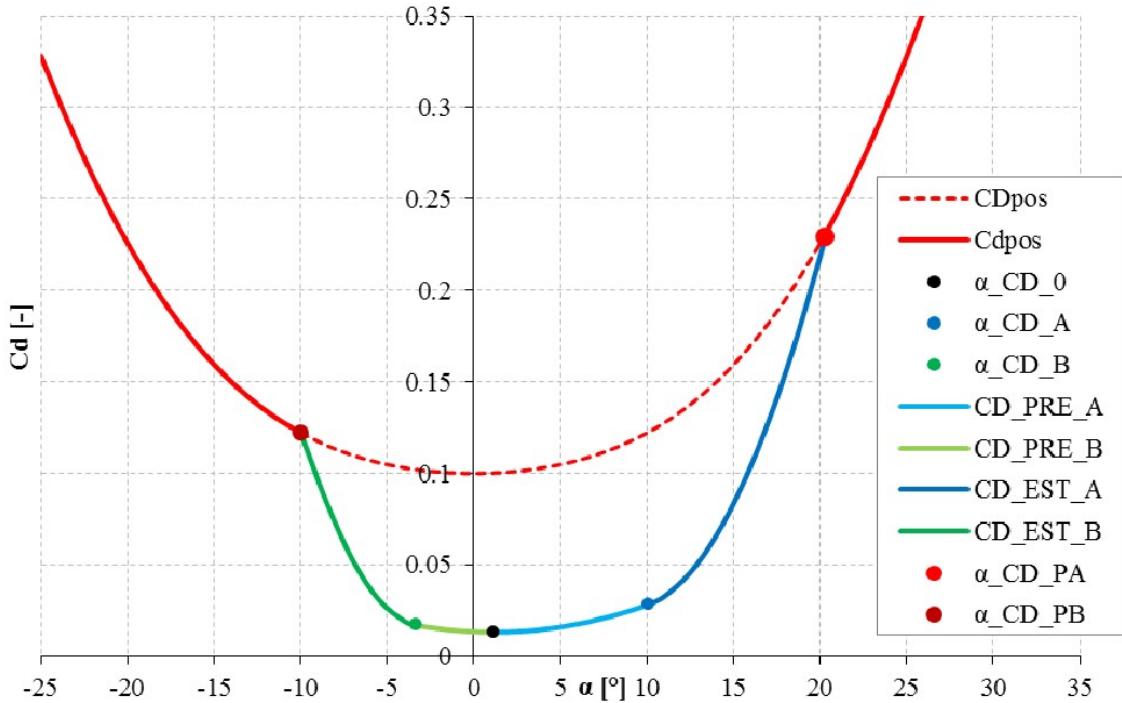


Figura 6 – Fases do modelo de coeficiente de arrasto

Fonte: Tavernari (2014)

As Equações de 2.7 a 2.11 descrevem essa modelagem.

Modelo no pré-estol:

Se $\alpha_{CdA} > \alpha > \alpha_{Cd0}$:

$$Cd_{pre} = Cd_0 + Cd_A \left(\frac{\pi}{180} \right)^2 (\alpha_{Cd0} - \alpha)^2 \quad (2.7)$$

Se $\alpha_{CdB} < \alpha < \alpha_{Cd0}$:

$$Cd_{pre} = Cd_0 + Cd_B \left(\frac{\pi}{180} \right)^2 (\alpha_{Cd0} - \alpha)^2 \quad (2.8)$$

Modelo no estol:

Se $\alpha > \alpha_{CdA}$:

$$Cd_{est} = Cd_0 + \left(\frac{\pi}{180} \right)^2 \left[Cd_A (\alpha_{Cd0} - \alpha_{CdA})^2 + 2 \cdot Cd_A (\alpha_{Cd0} - \alpha_{CdA}) (\alpha - \alpha_{CdA}) + Cd_{2A} (\alpha - \alpha_{CdA})^2 \right] \quad (2.9)$$

Se $\alpha < \alpha_{CdB}$:

$$Cd_{\text{est}} = Cd_0 + \left(\frac{\pi}{180} \right)^2 \left[Cd_B (\alpha_{Cd0} - \alpha_{CdB})^2 + 2 \cdot Cd_B (\alpha_{Cd0} - \alpha_{CdB}) (\alpha - \alpha_{CdB}) + Cd_{2B} (\alpha - \alpha_{CdB})^2 \right] \quad (2.10)$$

Modelo no pós-estol:

$$Cd_{\text{pos}} = 1.09 - \cos(2 \cdot \alpha) [-0.1 \cdot \cos(4 \cdot \alpha) + 1.1] \quad (2.11)$$

De forma análoga aos parâmetros do coeficiente de sustentação, os parâmetros α_{CdA} , α_{CdB} , Cd_0 , α_{Cd0} , α_{Cd2A} e α_{Cd2B} presentes na Equações de 2.7 até 2.11 são obtidos simulando aerofólios com as características de interesse no *software Xfoil* (DRELA, 2013).

2.2 Modelo estrutural

O método de Euler é utilizado no modelo estrutural para integrar as cargas aplicadas e determinar os esforços internos da estrutura, conforme descrito por Budynas e Nisbett (2015), nas Equações 2.12 e 2.13.

$$\int_i^{i+1} \partial K = K_{X_i} - K_{X_{i+1}} = \int_i^{i+1} W \partial X \quad (2.12)$$

$$\int_i^{i+1} \partial M = M_{XX_i} - M_{XX_{i+1}} = \int_i^{i+1} K \partial X \quad (2.13)$$

Com a discretização do modelo, a integração é feita numericamente. O diferencial da cortante K na seção i corresponde à força atuante do setor F , conforme demonstrado nas Equações 2.14 a 2.16.

$$K_{X_i} = F_{X_i} + K_{X_{i+1}} \quad (2.14)$$

$$K_{Y_i} = F_{Y_i} + K_{Y_{i+1}} \quad (2.15)$$

$$K_{Z_i} = F_{Z_i} + K_{Z_{i+1}} \quad (2.16)$$

O momento na seção i , representado por M_{XX_i} , M_{YY_i} e M_{ZZ_i} , é calculado somando-se o momento da seção $i + 1$, dado por $M_{XX_{i+1}}$, $M_{YY_{i+1}}$ e $M_{ZZ_{i+1}}$, aos momentos gerados pelas forças do setor, F_{X_i} , F_{Y_i} e F_{Z_i} . Estas forças são aplicadas no meio do setor da pá e

somadas às cortantes da seção $i+1$, $K_{X_{i+1}}$, $K_{Y_{i+1}}$ e $K_{Z_{i+1}}$. O equacionamento dos momentos são apresentadas nas Equações 2.17 a 2.19. As Figuras 7 e 8 ilustram as o carregamento para uma seção i de pá.

$$M_{XX_i} = \frac{\Delta Z}{2} \cdot F_{Y_i} + \Delta Z \cdot K_{Y_{i+1}} + \frac{\Delta Y}{2} \cdot F_{Z_i} + \Delta Y \cdot K_{Z_{i+1}} + M_{XX_{i+1}} \quad (2.17)$$

$$M_{YY_i} = \frac{\Delta Z}{2} \cdot F_{X_i} + \Delta Z \cdot K_{X_{i+1}} - \frac{\Delta X}{2} \cdot F_{Z_i} - \Delta X \cdot K_{Z_{i+1}} + M_{YY_{i+1}} \quad (2.18)$$

$$M_{ZZ_i} = \frac{\Delta X}{2} \cdot F_{Y_i} + \Delta X \cdot K_{Y_{i+1}} + \frac{\Delta Y}{2} \cdot F_{X_i} + \Delta Y \cdot K_{X_{i+1}} + M_{ZZ_{i+1}} \quad (2.19)$$

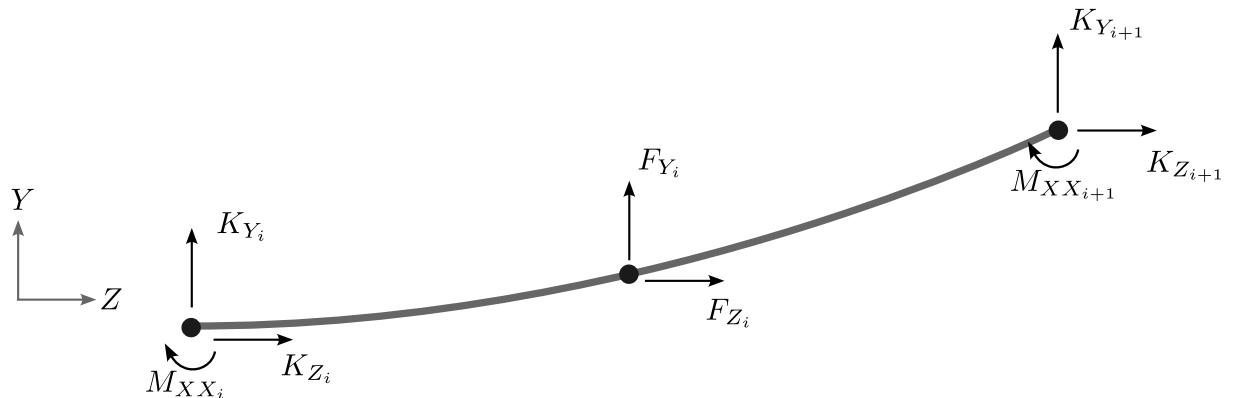


Figura 7 – Carregamento no plano XY

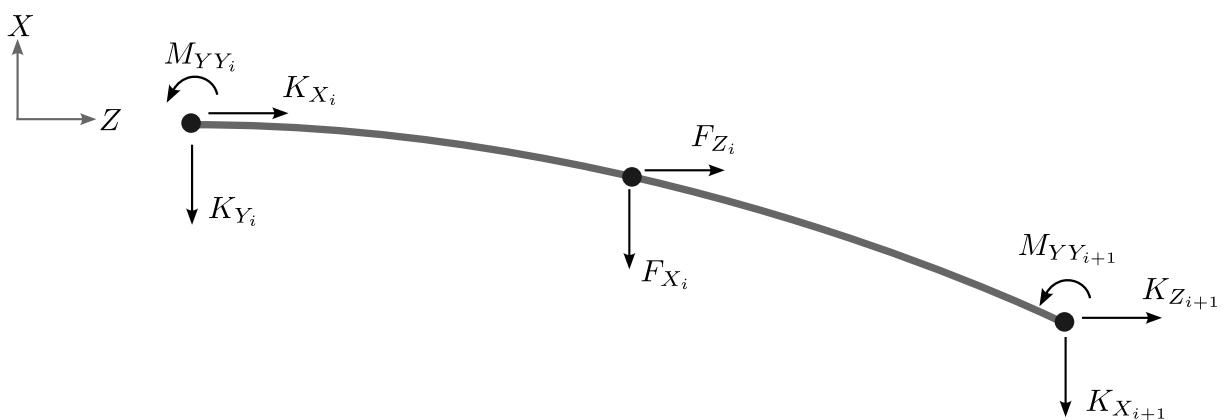


Figura 8 – Carregamento no plano XZ

Normalmente, na modelagem de cargas, as forças na direção da viga (eixo Z no caso do modelo) não são consideradas no cálculo do momento. No entanto, no caso de uma hélice, as cargas de inércia geradas pela força centrífuga são significativamente maiores

que as forças aerodinâmicas, fazendo com que o momento restaurador gerado não possa ser desprezado. Esse momento restaurador das forças e cortantes em Z depende dos deslocamentos em X e Y , que são provocados pela flexibilidade da hélice. Por isso, um equacionamento simplificado de uma matriz de rigidez, como em um modelo de elementos finitos, não seria representativo, já que o vetor de saída dependeria do vetor de entrada. Portanto, é necessário um método de convergência para alcançar o resultado de equilíbrio.

Para o cálculo de tensões é utilizado as formulações de Budynas e Nisbett (2015), que considera o momento fletor em Y e em X , e as forção normal em Z . São desconsideradas as tensões provenientes do cisalhamento no plano XY , devido a sua baixa magnitude.

$$\sigma_{ZZ} = \frac{M_{XX}Y}{I_{XX}} + \frac{M_{YY}X}{I_{YY}} + \frac{F_Z}{A_{XY}} \quad (2.20)$$

3 METODOLOGIA

Neste capítulo são mostrados os caminhos para a validação do programa Propject e sua implementação em um MDO. Apresenta-se a estrutura do programa, com seus submódulos, seus arquivos de entrada e de saída, assim como os parâmetros de interesse e suas funções em um modelo MDO.

A validação consiste, também, em modelar duas hélices, anteriormente manufaturadas, no programa, fazer o ensaio estático dessas e comparar os resultados do programa com o ensaio estático. A Tabela 1 apresenta as principais características da duas hélices modeladas, enquanto a Figura 9 mostra fotos das hélices.

Característica	<i>JCSP43</i>	<i>MW47</i>
Diâmetro	1.09 m (43 pol)	1.20 m (47.24 pol)
Passo geométrico	0.356 m (14 pol)	0.406 m (16 pol)
Corda máxima	0.0756 m	0.101
Configuração	Bi-pá	Bi-pá
Material	Madeira mogno	Madeira mogno
Fabricante	JC Super Props	Model Works

Tabela 1 – Características das hélices modeladas e testadas



(a) Hélice *JCSP43*



(b) Hélice *MW47*

Figura 9 – Foto da hélices modeladas no Propject e testadas

Um MDO é modelado a fim de conhecer a capacidade e as limitações da abordagem. Com o MDO, uma nova hélice é projetada.

3.1 Estrutura do programa Propject

Propject é um programa de computador desenvolvido em Fortran 2008 e foi executado em sua versão 3.4. Para o desenvolvimento desse trabalho foi disponibilizado, pelo autor do programa, o código fonte que é compilado com *Intel Fortran Compiler v11.0* para *Windows x64*.

Entre as principais vantagem da linguagem Fortran estão sua velocidade e robustez, além de ser amplamente utilizada em *softwares* de engenharia como *DATCOM* e *Xfoil*. Uma das desvantagens da linguagem é a maior dificuldade em aplicar modificações no código, quando comparado com outras linguagens de mais alto nível, como *MatLab* e *Python*, uma vez que para implementar e testar uma modificação, o programa deve ser antes compilado para ser executado.

O programa é composto por submódulos que desempenham diferentes funções. A interface com o usuário é realizada através de arquivos de texto de entrada e saída.

3.1.1 Submódulos

O programa é composto por 22 submódulos, sendo apresentados a seguir um resumo de suas funções:

- *Propject_3.4.f90*: código principal, chama os outros submódulos;
- *cart_cilin_trans.f90*: transforma coordenadas cartesianas em cilíndricas;
- *FOILPARAM.f90*: calcula os parâmetros geométricos do aerofoílio;
- *interpol.f90*: faz interpolação linear
- *Loads.f90*: calcula as cargas estruturais;
- *mapdraw.f90*: desenha mapa de velocidades induzidas;
- *matriz.f90*: usa o método dos mínimos quadrados para ajustar um polinômio;
- *MOD_INDUCED_VELOCITES.f90*: calcula a velocidade induzida;
- *MOD_STREAMPARAM.f90*: calcula os parâmetros de esteira;
- *MOD_types.f90*: define os tipos e aloca variáveis dos outros submódulos;
- *paramfluid.f90*: calcula parâmetros do fluido;
- *parampolar.f90*: calcula os coeficientes aerodinâmicos;
- *Prop_flex.f90*: calcula a deflexão da hélice;

- *prop_shear_moment.f90*: calcula a cortante e os momentos;
- *prop_stress.f90*: calcula as tensões;
- *propdraw.f90*: desenha uma pá da hélice;
- *propdraw2.f90*: desenha todas as pás da hélice;
- *propsec_foilst_output.f90*: calcula parâmetros de eficiência de cada seção e escreve output;
- *PROPSEC_INTVAR.f90*: calcula parâmetros intrínsecos das seções;
- *streamdraw.f90*: desenha esteira;
- *vectors.f90*: faz cálculos vetoriais;
- *VortLat_BiotSavart.f90*: aplica Lei de Biot-Savart no calculo das velocidades induzidas.

A Figura 10 mostra um fluxograma do funcionamento do programa, apresentando a leitura de inputs no item *05*, o processo aeroelástico iterativo em *09* e a escrita dos resultados em *10*.

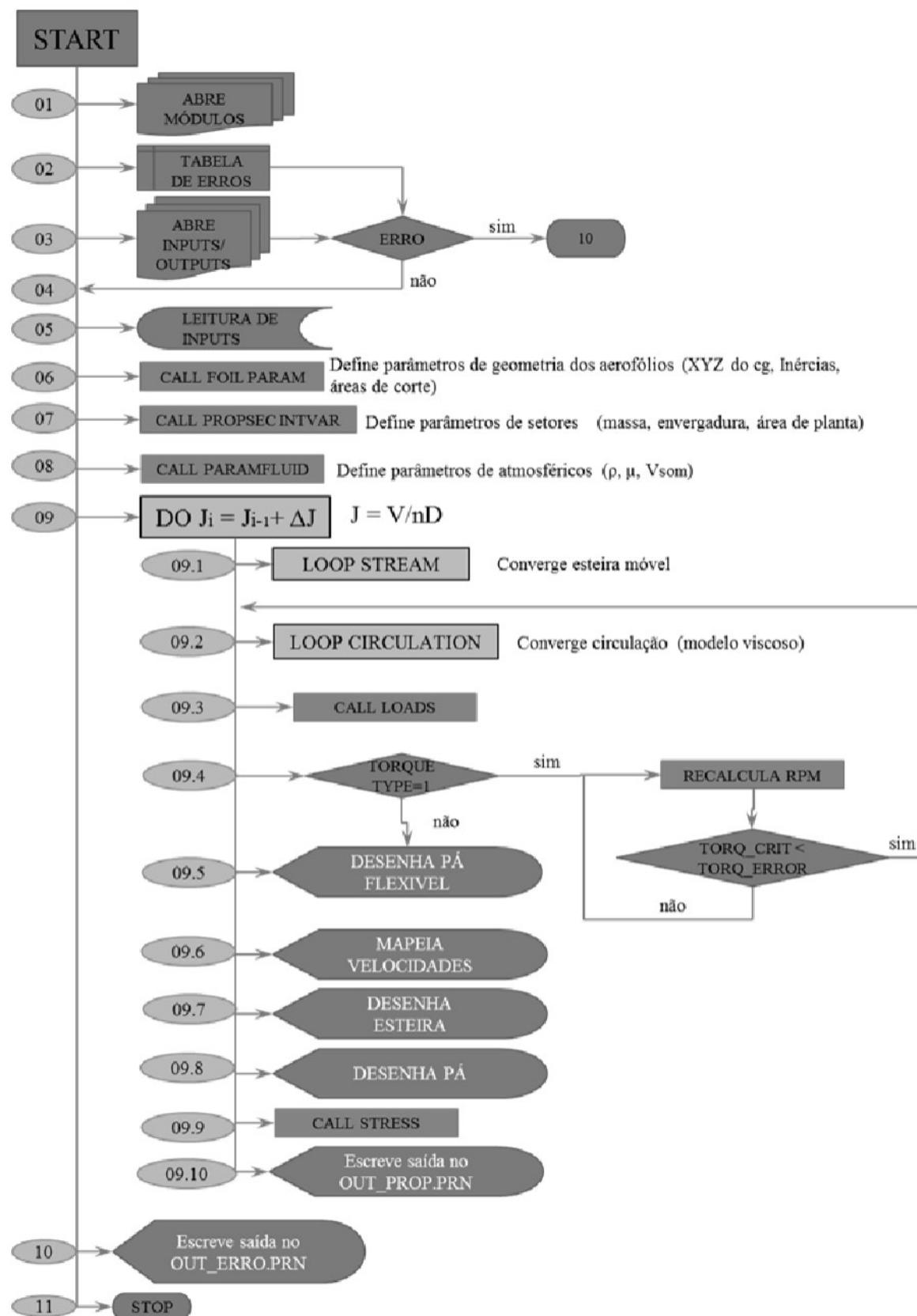


Figura 10 – Fluxograma do programa Projetc

Fonte: Tavernari (2014)

3.1.2 Entradas do programa

As entradas do programa são feitas por meio de arquivos de texto de extensão "PRN", estes arquivos possuem o nome da variável e o valor da variável a ser definido. A disposição das variáveis nos arquivos devem ser mantidas, a fim de evitar erros de leitura na execução do código.

A seguir são apresentados os arquivos de entrada do programa e suas funções em um modelo MDO, vale notar que os comentários sobre MDO são observações práticas e gerais de implementação, podendo não refletir todas as necessidades de um projetista.

- *IN_control.prn*: são definidos os parâmetros de rotação, parâmetros de torque, parâmetros atmosféricos, escolha do material, parâmetros do mapa de velocidade induzida e parâmetros de convergência.

Ao utilizar o programa em um MDO é recomendado, anteriormente, fazer uma análise de sensibilidade nos parâmetros de convergência, além dos parâmetros de erro de torque e variação de razão de avanço. Os parâmetros atmosféricos e de mapa de velocidade podem ser deixados fixos, enquanto varia-se os parâmetros de rotação, torque e material. Dessa forma, as variáveis que o MDO modifica são reduzidas, o que diminui o custo computacional.

- *IN_material.prn*: biblioteca de materiais de hélice com dados de 54 materiais, entre eles, diferentes tipos de madeira, alumínio e compósitos. Para cada material são disponibilizados dados de densidade, máxima resistência à flexão e módulo de elasticidade.

Na implementação em um MDO, é viável definir os possíveis materiais a serem utilizados e atualizar a biblioteca com parâmetros específicos do projeto. Durante a execução do MDO a biblioteca de materiais não é modificada diretamente, sendo somente acessada por outros módulos.

- *IN_propgeo.prn*: é definida a geometria da hélice. Parâmetros como diâmetro, número de pás, número de seções da pá, número de divisões da esteira, número de revoluções e grau do polinômio de interpolação de parâmetros são definidos como valores unitários. Além disso, os parâmetros das seções da pá são definidos como vetores e dispostos em tabela (como exemplificado na Tabela 2), sendo eles, *Offset* do perfil em *X*, *Offset* do perfil em *Y*, posição da seção na envergadura, corda do perfil, espessura relativa do perfil e camber do perfil.

Em um modelo MDO o grau do polinômio de interpolação, o número de divisões da pá, e o número de revoluções podem ser mantidos constantes, enquanto os outros parâmetros devem variar, criando diferentes configurações de geometria. Utilizar a opção de interpolação de parâmetros pode reduzir o número de seções a

serem definidas, reduzindo o custo computacional, porém, a interpolação pode criar geometrias inviáveis, com seções de corda ou espessura negativa.

Tabela 2 – Exemplo de tabela de parâmetros geométricos do arquivo *IN_propgeo.prn*

x/R	y/R	z/R	c/R	beta	thic	camb
-5.0000E-2	0	0.1500	2.0000E-1	1.0187E1	4.9716E-1	3.6972E-2
-9.4625E-3	0	0.4000	2.3514E-1	1.6239E1	2.1684E-1	4.1195E-2
6.5093E-2	0	0.6500	1.4936E-1	1.5371E1	1.8230E-1	3.2120E-2
2.0050E-2	0	0.8500	9.4152E-2	1.1109E1	1.7441E-1	2.4270E-2
6.2380E-3	0	1.0000	3.5751E-2	1.0685E1	7.2255E-2	3.3833E-2

3.1.3 Saídas do programa

Os parâmetros de saída do programa são retornados ao usuário através de arquivos de texto de extensão "PRN".

A seguir são apresentados os arquivos de saída do programa e suas funções em um MDO. Assim como para os arquivos de entrada, os comentários sobre um modelo MDO podem não refletir todas as necessidades de um projetista.

- *OUT_error.prn*: mostra quantos avisos e erros houveram durante a simulação.

Na implementação de um MDO, o arquivo de erro pode ser lido a fim de descartar simulações inviáveis, porém erros críticos geram parâmetros de saída nulos que podem ser filtrados em outros arquivos de saída.

- *OUT_foist.prn*: contém os coeficientes aerodinâmicos, as velocidades axiais, radiais, resultantes, induzidas, os ângulos de ataque, os número de Mach e de Reynolds, para cada seção.

O arquivo não é lido diretamente em uma modelagem MDO, mas pode ser utilizado previamente pra comparar a modelagem aerodinâmica com outros tipos de simulação, como *Xfoil* ou CFD.

- *OUT_loads.prn*: apresenta o carregamento estrutural para cada seção, como tensões, momentos e momentos de inercia para cada seção.

Ao utilizar o programa em um MDO, o arquivo pode ser acessado para obter parâmetros estruturais importantes, como tensão normal máxima na raiz, que deve se manter abaixo da tensão admissível do material, ou momento na raiz, que equivale ao momento empregado no motor e deve ser minimizado.

- *OUT_log.prn*: apresenta um resumo dos parâmetros de entrada do programa, além dos principais parâmetros de cada iteração, além dos principais parâmetros de saída da simulação e do tempo de simulação.

O arquivo não é lido diretamente em um MDO, porém é útil para corrigir parâmetros de convergência da simulação.

- *OUT_MAP.prn*: contém a versão do programa, a data e hora da execução da simulação e identificador da simulação.

O arquivo não é lido em um MDO.

- *OUT_PROP.prn*: apresenta os principais parâmetros de saída da simulação, tanto aerodinâmico quanto estruturais. Entre eles estão velocidade axial, tração, torque, velocidade de rotação, razão de avanço, tensão máxima e deflexão da ponta.

Em um MDO, o arquivo deve ser lido para se obter os principais parâmetros de simulação da hélice, como tração, velocidade de rotação, torque, e tensão máxima. É possível implementar um MDO que leia unicamente este arquivo de saída, porém são ignoradas as informações das seções da hélice, fazendo com que modelos inviáveis sejam geradas.

- *OUT_stream.prn*: contém as informações de esteira, com os vetores do ecoamento ao longo das seções da esteira e da posição dos pontos de esteira móvel.

O arquivo não é lido em um MDO.

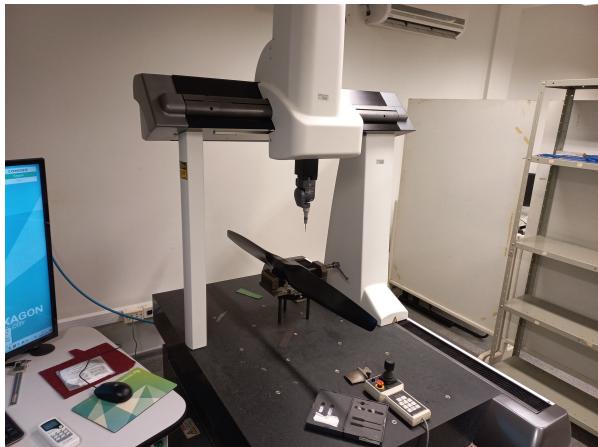
3.2 Modelagem de hélices fabricadas

A modelagem das hélices fabricadas consistiu em obter o modelo em CAD da superfície das hélices *JCSP43* e *MW47*, dividir o modelo em seções, definindo assim aerofólios para cada seção, e parametrizar os aerofólios de acordo com o arquivo de entrada de geometria da hélice *IN_propgeo.prn* do Propject.

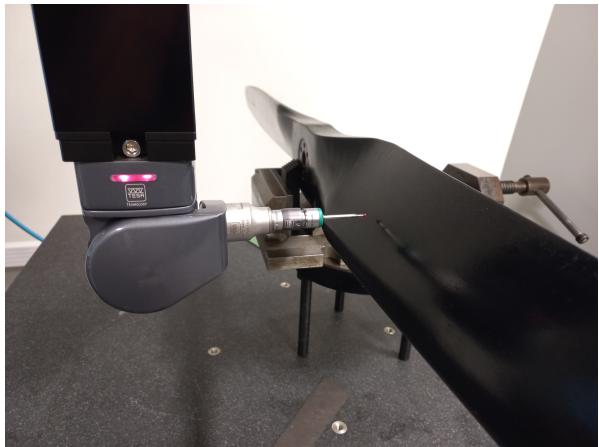
3.2.1 Obtenção do modelo em CAD das hélices

Os modelos em CAD das hélices foram obtidos com o auxílio do técnico Luiz Carlos Neves do Laboratório de Metrologia da EESC. O método utilizado foi o de obtenção de coordenadas tridimensionais, em seções definidas na envergadura da pá, com uma máquina de medir coordenadas (CMM) de ponte.

Por causa da simetria das pás nas hélices, mede-se somente uma das pás em cada hélice. Define-se 12 seções na envergadura da pá para as hélices *JCSP43* e *MW47*, em cada seção são obtidas as coordenadas do perfil com distanciamento de 0.25 mm entre os pontos. As Figura 11 mostra a obtenção das coordenadas da hélice *MW47* na CMM.



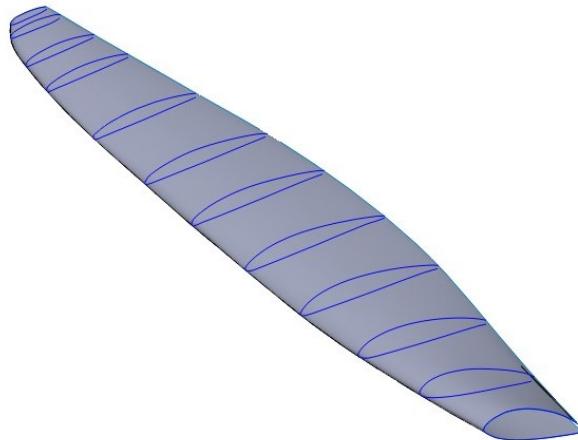
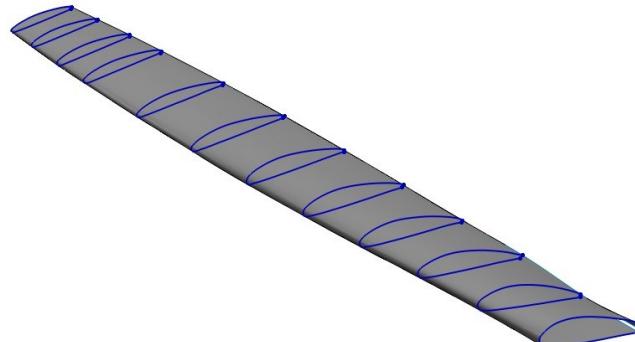
(a) Fixação da hélice na CMM



(b) Ponta da CMM aproximando da hélice

Figura 11 – Medição da hélice *MW47* na CMM

De posse das coordenadas das hélices, os dados foram importados para um programa de CAD para gerar a superfície das pás. Este procedimento permite obter aerofólios em quaisquer seções, sem depender das seções medidas pela CMM, proporcionando maior versatilidade na parametrização da geometria no Project. As Figuras 12 e 13 mostram a superfícies das hélices *JCSP43* e *MW47* geradas em CAD.

Figura 12 – modelo CAD da *JCSP43* com a superfície geradaFigura 13 – modelo CAD da *MW47* com a superfície gerada

3.2.2 Parametrização da geometria

Para obter a geometria da hélice, o programa Propject modifica um aerofólio base através dos valores definidos no arquivo de entrada *IN_propgeo.prn*. O aerofólio base é o Clark Y e possui espessura máxima de 11.7% e camber de 3.5%. A Figura 14 mostra o aerofólio base.

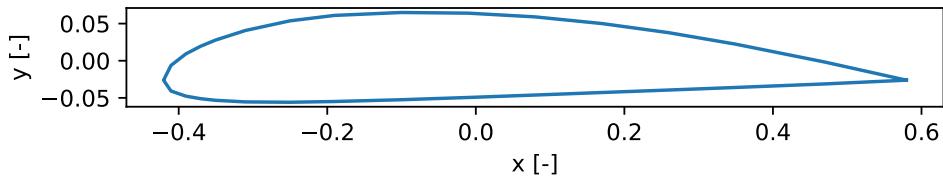


Figura 14 – Aerofólio base Clark Y

São modificados o camber (*camb*) e a espessura (*thic*) do aerofólio base para criar o novo aerofólio, e então, é aplicado uma escala (*c/R*), uma rotação (*beta*) e uma translação (*x/R*, *y/R*, *z/R*), definindo assim o perfil de cada seção no Propject, de acordo com aos parâmetros apresentados na Tabela 2. A parametrização da geometria consiste em encontrar os valores das variáveis do arquivo *IN_propgeo.prn* que faça a hélice do Propject semelhante ao modelo em CAD. Os procedimentos da parametrização são indicados a seguir:

1. Definir as seções ao longo da envergadura da pá da hélice;
2. Obter as coordenadas dos perfis em cada seção do modelo em CAD, com o auxílio de uma macro de *SolidWorks*;
3. Obter os parâmetros do Propject que correspondem aos perfis do modelo em CAD, com auxílio de um *script* em *Python*;
4. Escrever os parâmetros de geometria no arquivo *IN_propgeo.prn*

Comparando os perfis obtidos do modelo em CAD com os perfis modelados no Propject, observa-se a versatilidade do método, do programa Propject, em aplicar modificações no aerofólio base. As Figuras 15 e 16 apresentam a comparação entre os modelos para três seções.

Nota-se que o modelo no Propject apresenta grande semelhança com o modelo em CAD, obtendo um alto grau de precisão quanto a espessura máxima, camber e torção. Porém, o modelo em Propject apresenta uma discrepância no bordo de fuga, mais acentuada na hélice *JCSP43*, devido ao truncamento do bordo de fuga da hélice.

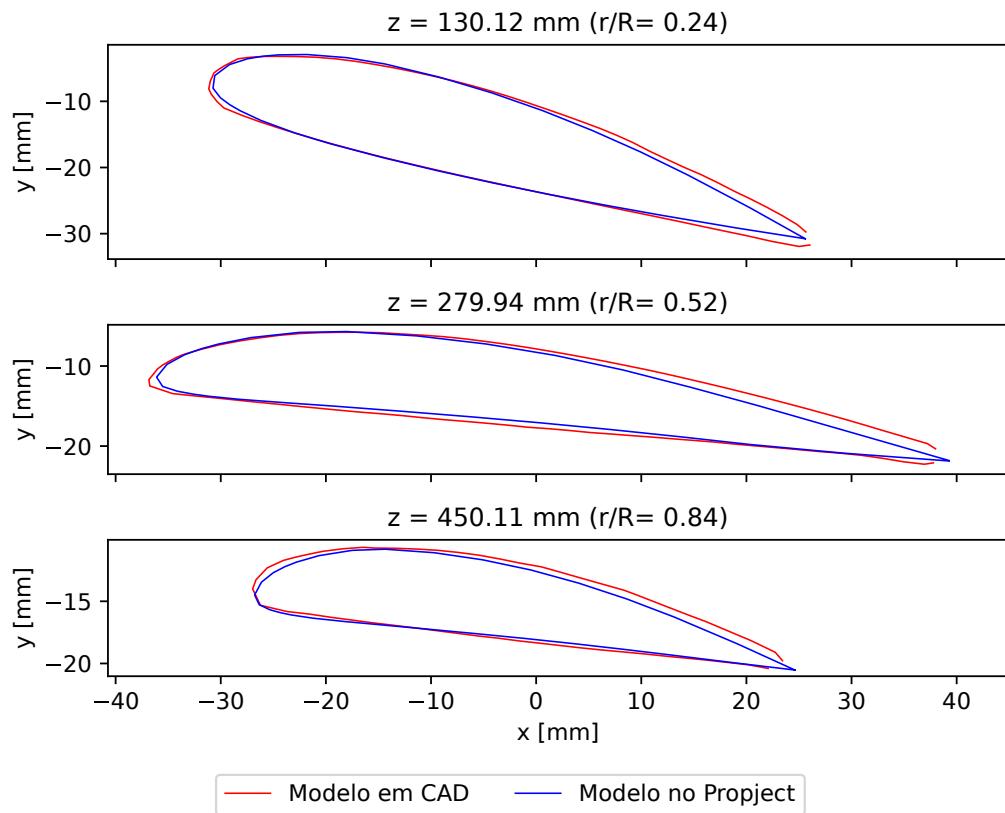


Figura 15 – Três perfis do modelo em CAD e do modelo no Project, para a hélice *JCSP43*

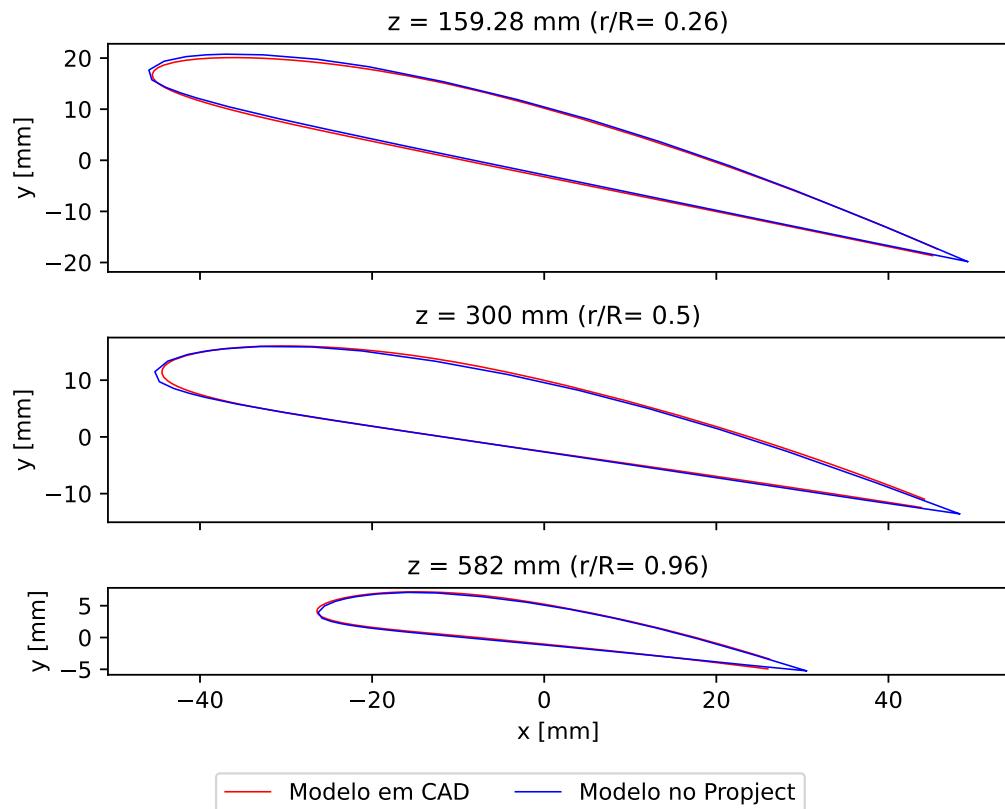


Figura 16 – Três perfis do modelo em CAD e do modelo no Project, para a hélice *MW47*

Dessa forma, os parâmetros de geometria da hélice são escritos em forma de tabela no arquivo *IN_propgeo.prn* onde cada coluna é um parâmetro e cada linha uma seção. Os parâmetros de geometria da hélice *JCSP43* e *MW47* do Propject são apresentadas nas Tabelas 3 e 4.

Tabela 3 – Tabela de geometria parametrizada do *JCSP43*

x/R	y/R	z/R	c/R	beta	thic	camb
0.0090	-0.0275	0.1490	0.1000	31.000	0.2900	0.0300
0.0120	-0.0285	0.2430	0.1150	23.700	0.2160	0.0300
0.0125	-0.0265	0.3360	0.1280	14.500	0.1700	0.0600
0.0100	-0.0240	0.4300	0.1380	10.200	0.1300	0.0650
0.0090	-0.0240	0.5230	0.1390	8.5000	0.1280	0.0580
0.0080	-0.0250	0.6170	0.1350	7.8000	0.1150	0.0550
0.0070	-0.0250	0.6540	0.1300	7.9500	0.1150	0.0500
0.0070	-0.0260	0.7000	0.1230	7.8000	0.1160	0.0500
0.0085	-0.0275	0.7470	0.1170	7.5500	0.1160	0.0350
0.0085	-0.0280	0.7940	0.1080	7.2000	0.1180	0.0370
0.0093	-0.0285	0.8410	0.0970	6.7000	0.1190	0.0470
0.0084	-0.0290	0.8870	0.0860	6.8000	0.1200	0.0450
0.0080	-0.0298	0.9340	0.0710	6.0000	0.1270	0.0500
0.0025	-0.0310	0.9800	0.0510	5.5000	0.1470	0.0400
-0.003	-0.0325	1.0000	0.0390	5.5000	0.1700	0.0300

Tabela 4 – Tabela de geometria parametrizada do *MW47*

x/R	y/R	z/R	c/R	beta	thic	camb
0.008755	0.008000	0.195967	0.164000	21.18625	0.160000	0.040081
0.008000	0.007800	0.263273	0.169000	21.50000	0.130000	0.039583
0.009749	0.008100	0.330579	0.164000	18.93368	0.130000	0.040692
0.009500	0.007800	0.413223	0.163000	16.59798	0.130000	0.041972
0.008500	0.006500	0.495868	0.160000	15.00000	0.132000	0.042549
0.008150	0.006000	0.578512	0.155000	13.00000	0.132000	0.042239
0.006300	0.005200	0.661157	0.150000	11.50000	0.123000	0.041822
0.006655	0.005000	0.743802	0.140000	10.15000	0.115000	0.040284
0.004670	0.004200	0.826446	0.125000	9.50000	0.110000	0.042000
0.004500	0.003500	0.909091	0.110000	9.200000	0.105000	0.040000
0.003540	0.003000	0.961983	0.095000	9.180000	0.115000	0.041000
0.003100	0.002500	0.975207	0.085000	9.175776	0.108782	0.031419
-0.00300	0.000800	0.987603	0.070000	9.500000	0.085000	0.026000
-0.01600	-0.00158	1.000000	0.036209	9.143386	0.112929	0.016314

Todas as seções ao longo da envergadura do modelo no Propject e em CAD são apresentadas na Figura 17, para a hélice *JCSP43*, e na Figura 18, para a hélice *MW47*.

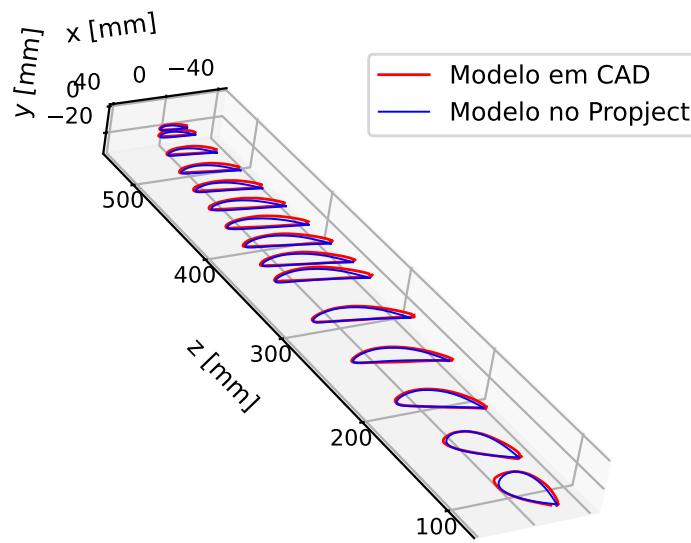


Figura 17 – Distribuição de perfis do modelo em CAD e do modelo no Propject, para a hélice *JCSP43*

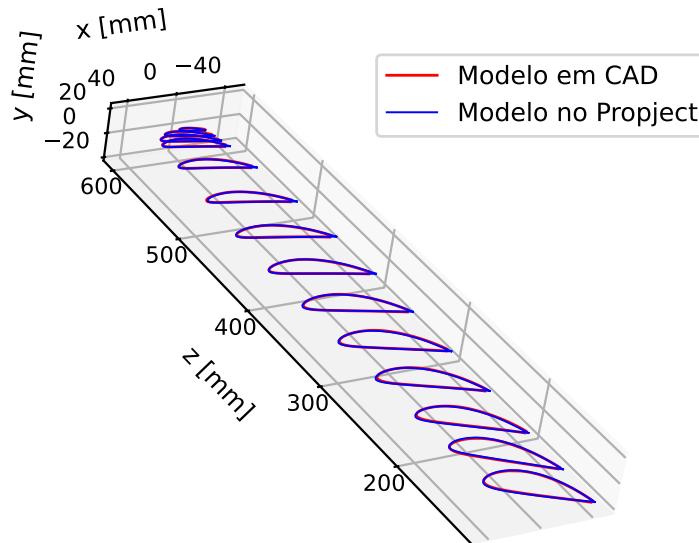


Figura 18 – Distribuição de perfis do modelo em CAD e do modelo no Propject, para a hélice *MW47*

3.3 Projeto de hélice

A finalidade desta seção é explicar o procedimento de implementação do programa Propject em um modelo de otimização multidisciplinar, expondo as dificuldades e capacidades da abordagem. Uma nova hélice deve ser projetada utilizando o Propject em um MDO, devendo atingir requisitos de projeto.

Os requisitos são provenientes da fase preliminar do projeto de hélice, sendo caracterizados por restrições de dimensão do veículo, do motor utilizado e do desempenho

pretendido para o veículo. A restrição da dimensão do veículo impõe um diâmetro máximo para a hélice, dessa forma a hélice deve ser menor ou igual o diâmetro máximo.

Já o motor elétrico escolhido determina que o torque e a rotação da hélice devem estar dentro da curva de potência do motor, para este caso é adotado o ponto de potência máxima do motor, composto por um valor de torque para um valor de rotação relacionado. Assim, os valores de torque e rotação da hélice projetada podem ser menores do que as restrições dos requisitos de projeto. Da mesma forma, um projeto de hélice poderia utilizar outros pontos da curva de potência do motor, como ponto de maior eficiência, porém com o compromisso de obter menor carga paga para o mesmo motor.

O requisito de tração mínima é apresentado para uma condição de planeio, ou seja, sem velocidade axial e com razão de avanço nula. O não cumprimento desse requisito acarretaria em uma menor carga paga, enquanto alcançar maiores valores de tração pode representar um aumento na carga paga ou uma melhor eficiência do motor, sendo, de maneira geral, benéfica para o projeto. A Tabela 5 mostra os valores de requisitos de projeto a serem atingidos.

Parâmetro	Valor
Diâmetro máximo	1.57 m (62 pol)
Tração mínima (em planeio)	295 N
Torque máximo (condição de máxima potência do motor)	39.15 Nm
Rotação máxima (condição de máxima potência do motor)	1450 RPM
Material	Madeira mogno

Tabela 5 – Requisitos de projeto de nova hélice

3.3.1 Modelo de Otimização Multidisciplinar (MDO)

O modelo de otimização multidisciplinar é implementado no programa *ModeFrontier* (SPA, 2019). Neste modelo, são definidas variáveis de entrada, que possuem valores definidos pelo algoritmo de otimização; o programa base, neste caso o Propject; e as variáveis de saída, com valores interpretados pelo algoritmo de otimização.

O software *ModeFrontier* disponibiliza diversas opções de algoritmos de otimização para serem aplicados no MDO, dessa forma, optou-se pelo algoritmo *simplex* (DANTZIG, 1951). O algoritmo de otimização *simplex*, é um procedimento matemático desenvolvido por George Dantzig em 1947 para resolver problemas de programação linear. A programação linear é uma técnica utilizada para encontrar o valor máximo ou mínimo de uma função linear, sujeita a um conjunto de restrições lineares. Entre suas vantagens está a eficiência para problemas de programação linear de tamanho pequeno a moderado e a possibilidade de encontrar a solução exata para problemas lineares. Uma das desvantagens é a incapacidade de maximizar ou minimizar mais de uma variável.

A Figura 19 mostra a estrutura da modelagem com os nós no MDO, as variáveis de entrada são salvas no arquivo de entrada *IN_propgeo.prm*, o programa Propject é executado e as variáveis de saída são lidas a partir do arquivo *OUT_PROP.prm*.

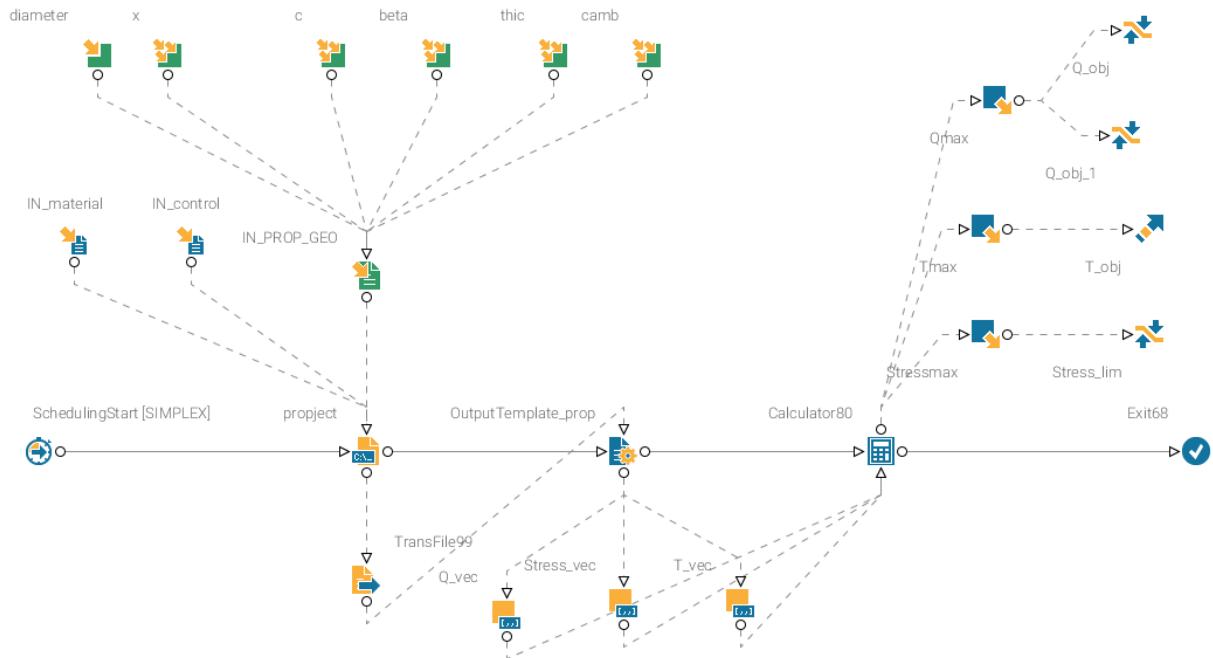


Figura 19 – Nós do MDO no software *ModeFrontier*

3.3.2 Parâmetros de entrada

Como o MDO executa o programa Propject, todos os arquivos de entrada, descritos na seção 3.1.2, são necessários. Porém, somente os parâmetros de geometria de hélice são modificados pelo modelo, mantendo fixos todo os outros parâmetros, como configuração de esteira e critérios de convergência de simulação.

O modelo em Propject foi configurado para simular uma condição de planeio, ou seja, com velocidade axial nula. Esta condição apresenta as cargas estáticas mais críticas para hélices.

Para cada valor da variável de entrada são definidos limites inferiores e superiores, dentro dos quais o modelo irá testar valores para encontrar uma configuração otimizada. As variáveis de entrada, como são definidas no MDO são apresentadas a seguir:

- *diameter*: Diâmetro externo da hélice. Valor escalar;
- *x*: *Offsets* em X da posição dos perfis, normalizado pelo raio. Vetor de dimensão 12;
- *c*: Cordas dos perfis, normalizados pelo raio. Vetor de dimensão 12;
- *beta*: Torção do perfis. Vetor de dimensão 12;

- *thic*: Espessura relativa dos perfis. Vetor de dimensão 12;
- *camb*: Camber dos perfis. Vetor de dimensão 12.

3.3.3 Parâmetros de saída

Os parâmetros de saída são lidos a partir do arquivo *OUT_PROP.prn*. São escondidos três parâmetros para otimizar, sendo que para cada um deles colocam-se restrições de valores ou objetivo de maximizar ou minimizar o parâmetros:

- *Qmax*: Torque na raiz, com restrição de ser maior que zero e menor do que o torque máximo do motor. Valor escalar;
- *Tmax*: Tração da hélice, com objetivo de maximização do valor. Valor escalar;
- *Stressmax*: Tensão na raiz, com restrição de ser menor que a tensão admissível do material. Valor escalar.

3.3.4 Resultados

No caso em que os parâmetros de saída apresentem valores fora das restrições impostas, a configuração de hélice é marcada como inviável pelo programa e essas são removidas no pós-processamento dos dados de simulações. São filtrados também as configurações que apresentam baixo torque, alta tração e baixa tensão.

A Tabela 6 apresenta os parâmetros de geometria de uma das hélices selecionadas como viável, que possui diâmetro de 1.42 m (56 pol). A Figura 20 mostra a distribuição de perfis da hélice projetada.

Tabela 6 – Tabela de geometria da hélice projetada

x/R	y/R	z/R	c/R	beta	thic	camb
0.0050	0.0000	0.2000	0.1791	40.5210	0.3500	0.0538
0.0117	0.0000	0.2800	0.1924	35.7386	0.3148	0.0420
0.0168	0.0000	0.3600	0.2027	35.0802	0.2666	0.0426
0.0222	0.0000	0.4400	0.2068	29.7589	0.2101	0.0476
0.0262	0.0000	0.5200	0.2032	25.2180	0.1769	0.0516
0.0266	0.0000	0.6000	0.1920	24.8014	0.1553	0.0519
0.0200	0.0000	0.6800	0.1745	24.4031	0.1705	0.0478
0.0150	0.0000	0.7600	0.1600	24.1678	0.2142	0.0415
0.0112	0.0000	0.8400	0.1380	24.7903	0.2650	0.0372
0.0014	0.0000	0.9200	0.1150	24.8657	0.1883	0.0418
-0.0080	-0.0040	0.9750	0.0900	20.0000	0.1583	0.0418
-0.0160	-0.0090	1.0000	0.0700	10.0000	0.1062	0.0647

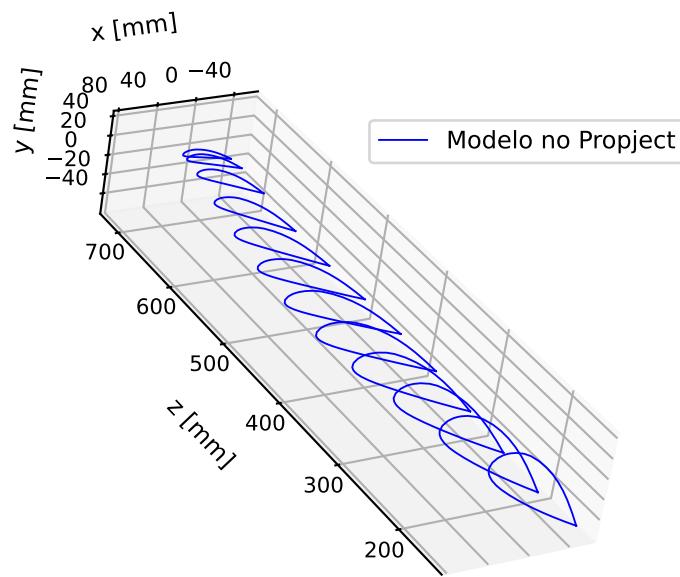


Figura 20 – Distribuição de perfis da hélice projetada

Na Tabela 7 são indicados alguns valores de desempenho, em condição de planeio, da hélice projetada e simulada no Propject. A tabela representa somente o valor máximo de rotação e torque, com seus valores de tração e tensão para essa condição específica.

Pode ser de interesse do projetista obter outras resultados de outras condições, então, deve-se simular a mesma geometria de hélice variando a rotação e o torque nos parâmetros de entrada do Propject, obtendo curvas para toda a faixa de torque e tração desejados. Exemplos de curvas simuladas com um ampla faixa de torque e tração são apresentadas no Capítulo 4.

Parâmetro	Valor
Tração	425.21 N
Torque	39.12 Nm
Rotação	1360.07 RPM
Tensão máxima	7.75 MPa

Tabela 7 – Desempenho da hélice projetada no modelo Propject em condição de planeio

Vale ressaltar que nas simulações do MDO não foi implementado o fator de correção de torque discutido na seção 4.1. Como o critério de restrição da simulação foi de torque menor que 39.15 Nm e a tração está diretamente relacionada com o torque, o valor de tração da Tabela 7 deve apresentar um superdimensionamento.

3.4 Ensaio estático

No cenário dos drones com capacidade de decolagem e pouso vertical, o voo em condição de planeio assume uma importância crucial, pois define a condição principal de trimagem da aeronave. Nessa perspectiva, o sistema propulsor opera em uma situação denominada estática, onde não ocorre escoamento transversal à hélice na direção axial. Com isso em mente, o conhecimento detalhado das características da hélice e do motor por meio de ensaios estáticos é essencial para o desenvolvimento de uma aeronave com essa finalidade.

Os ensaios estáticos das hélices são realizados através de uma balança de torque e tração. O equipamento é composto por duas células de carga de capacidade de 100 kg, um motor elétrico *brushless* de 25 kW, um controlador de motor e um computador, além de uma gaiola de proteção no plano de rotação da hélice. A Figura 21 mostra a hélice *JCSP43* montada no equipamento de ensaio estático.



Figura 21 – Balança de torque e tração

A obtenção da tração é feita por meio de um célula de carga normal ao plano de rotação da hélice, enquanto a obtenção da tração é tomada a partir da célula de carga paralela ao plano de rotação da hélice e perimetralmente ao eixo de rotação. A Figura 22 mostra as células de cargas ligadas por cabos laranjas, à direita da imagem está a célula de carga de medição de torque, na parte inferior está a célula de carga de medição de tração. As células de cargas são calibradas estaticamente por meio de dinamômetros, e em rotação através de uma hélice com curvas de desempenho conhecidas.



Figura 22 – Células de cargas e motor elétrico

Além dos valores de torque e tração, são medições diretas da balança os valores de velocidade de rotação, tensão, corrente e temperatura do motor. Outras medidas indiretas são calculadas como, potência de saída do motor e eficiência mecânica do sistema. O equipamento tem taxa de aquisição e de gravação de 1 Hz , e exporta os dados do experimento em uma planilha.

Para cada hélice foram realizados 3 ensaios, com a hélice partindo do repouso e aumentando a velocidade de rotação de maneira gradual até atingir a potência máxima do motor. Cada ensaio tem duração de aproximadamente de 3 minutos.

4 RESULTADOS

A comparação entre os resultados do modelo no Propject e os resultados do ensaio estático são apresentados nas Figuras 23 a 25. São analisados três parâmetros elementares do desempenho de hélice: velocidade de rotação, torque e tração. Dessa forma, são plotadas e analisadas curvas de tração por rotação, torque por rotação e tração por torque para as duas hélices.

Com o objetivo de quantificar a diferença entre os dados da modelagem computacional e do ensaio experimental uma análise utilizando métricas de comparação de conjuntos de dados. Primeiramente foram aplicados uma regressão polinomial de grau 2 nos dados experimentais (mostrados como linha azul contínua nas Figuras 23 a 25), essa curva mostra a tendência dos dados experimentais e permite comparar os dados da modelagem para o mesmo valor de abscissa dos dados experimentais. Em seguida, calcula-se a raiz do erro quadrático médio (*RMSE* ou *root mean-square error* em inglês), mostrado na Equação 4.1, entre os valores da regressão do ensaio (\hat{y}_i) e os valores do modelo (y_i). O *RMSE* permite quantificar a diferença entre as duas curvas, mostrando em quais condições o modelo apresenta maior fidelidade com os ensaios.

$$RMSE = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N (y_i - \hat{y}_i)^2}{N}} \quad (4.1)$$

Então, afim de comparar curvas de diferentes parâmetros, normaliza-se o *RMSE* através média (\bar{y}) dos valores da curva de ensaio, obtendo a raiz do erro quadrático médio normalizada (*NRMSE* ou *normalized root mean-square error* em inglês), apresentado na Equação 4.2. Este valor permite comparar os erros entre diferentes parâmetros, por exemplo, identificar que o modelo de tração por rotação possui erro menor que o modelo de torque por rotação.

$$NRMSE = \frac{RMSE}{\bar{y}} \cdot 100\% \quad (4.2)$$

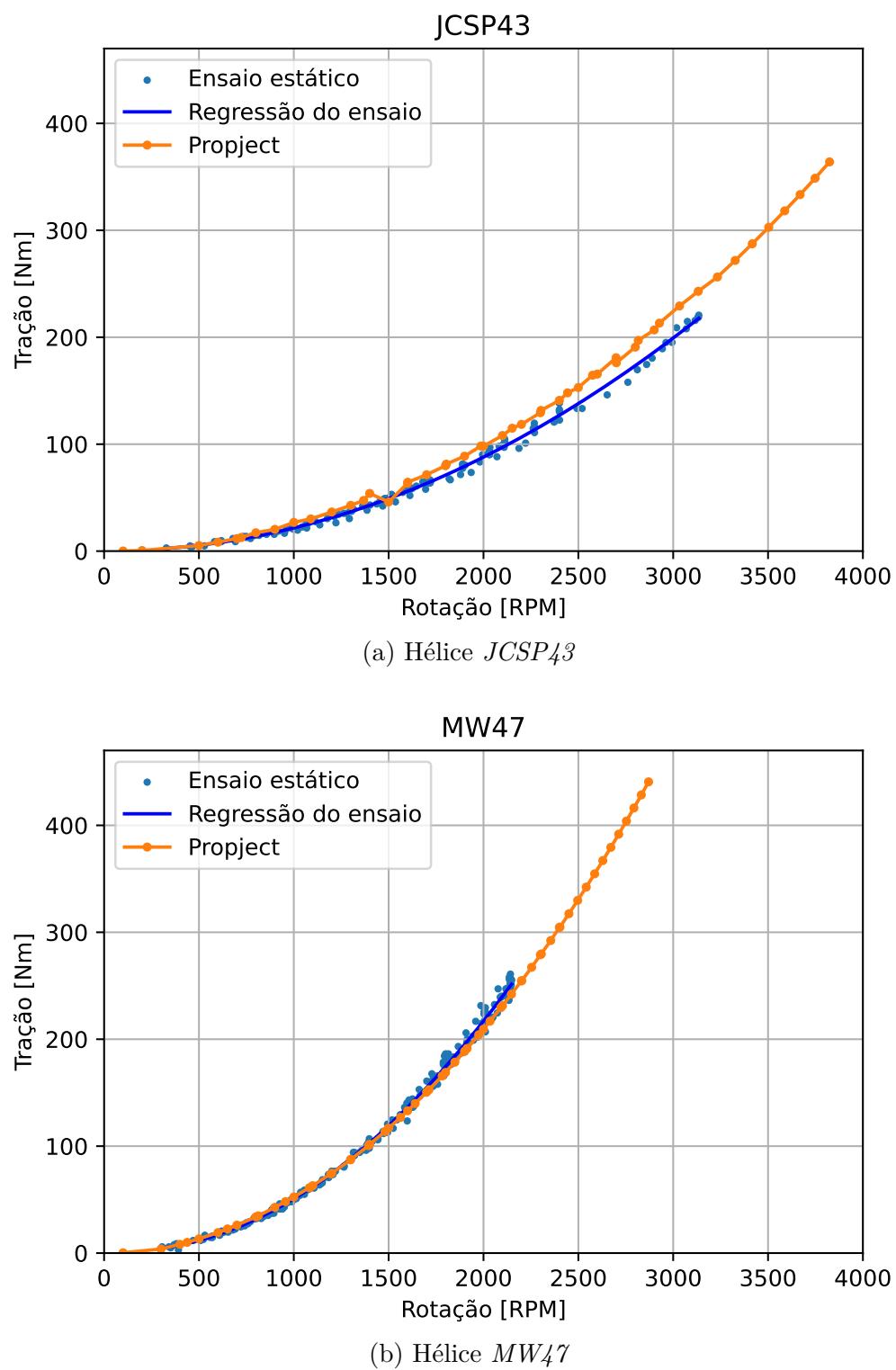


Figura 23 – Comparação de resultados do ensaio estático com o modelo em Propject para curva de tração por rotação

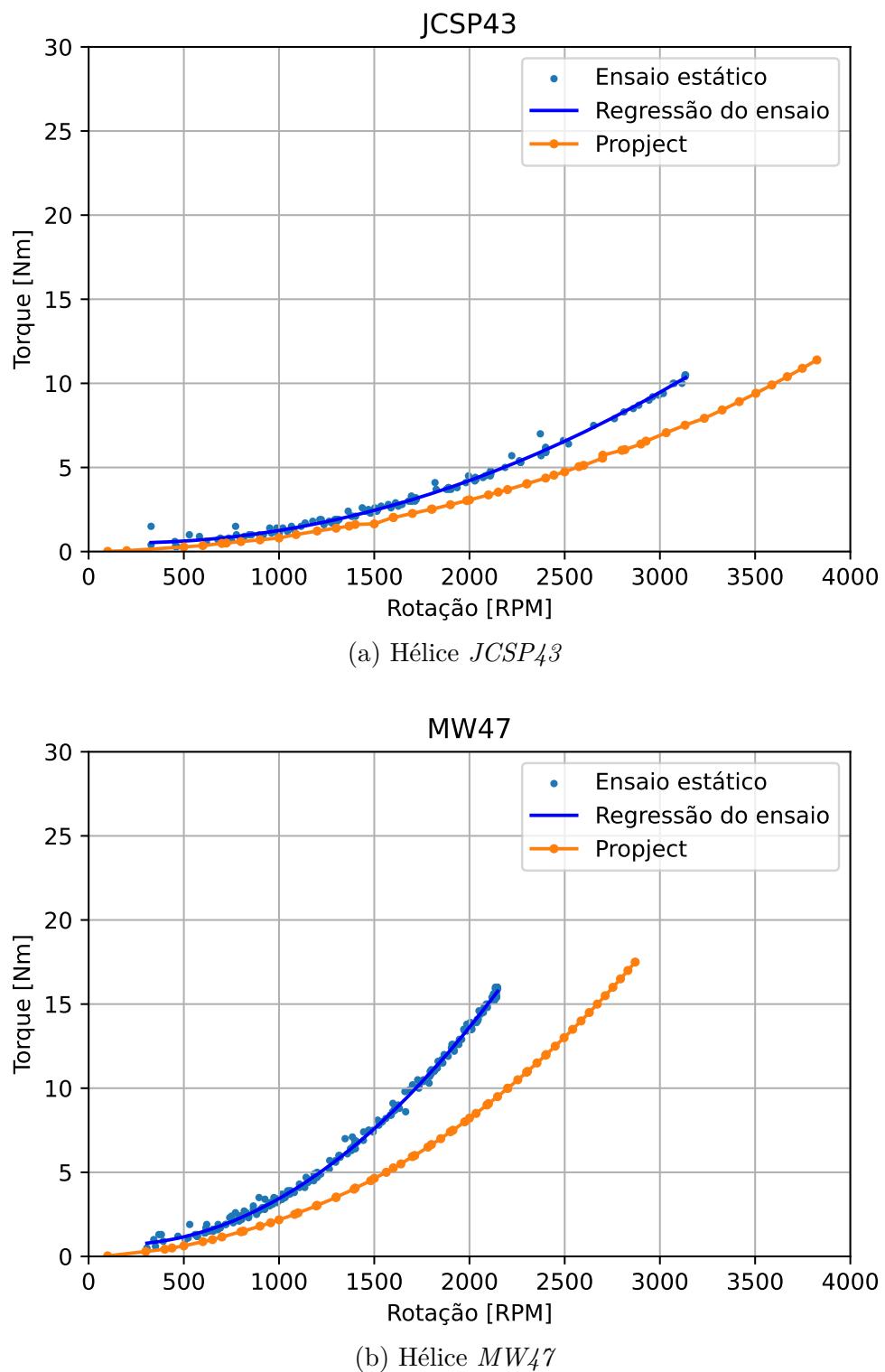


Figura 24 – Comparação de resultados do ensaio estático com o modelo em Propject para curva de torque por rotação

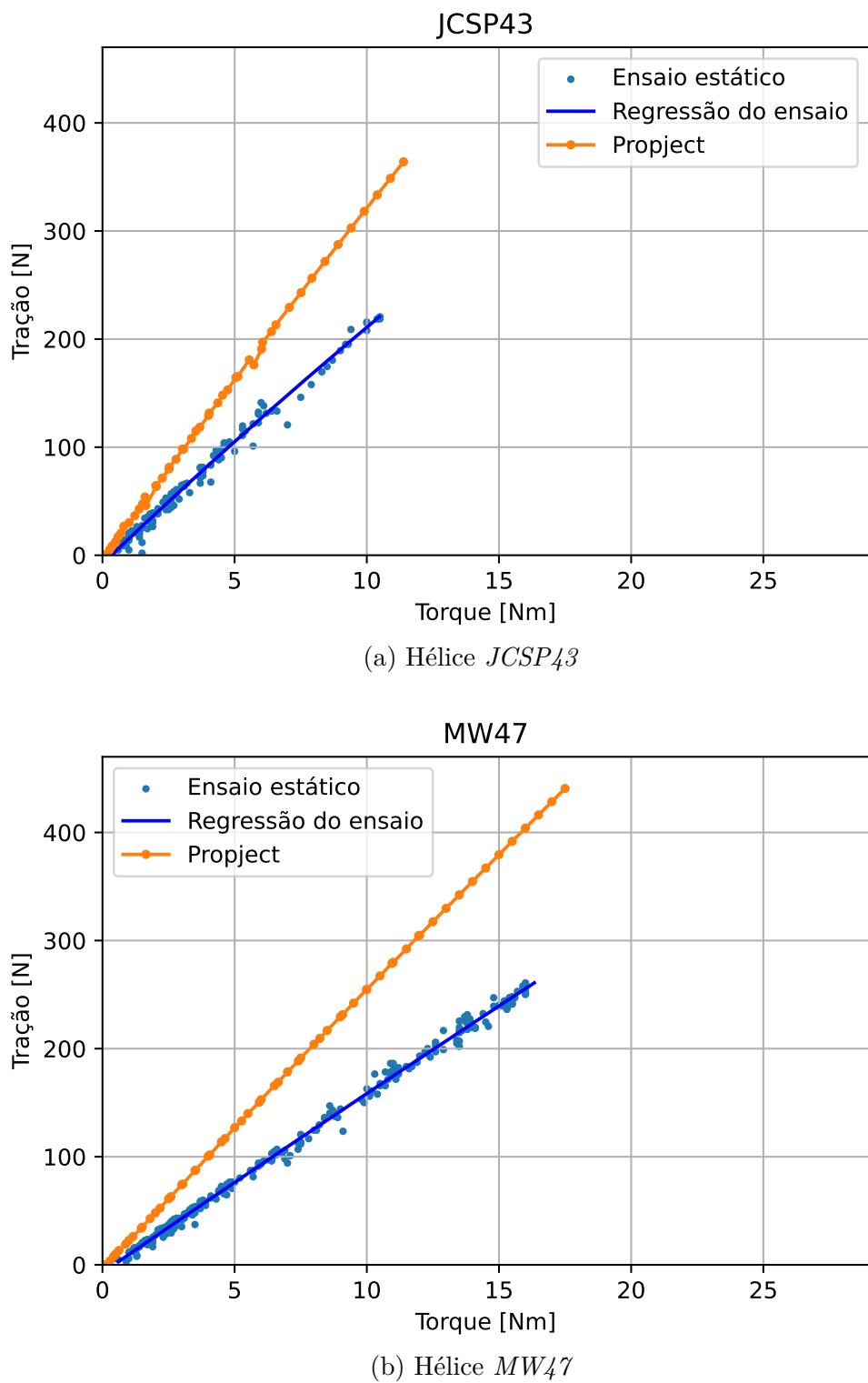


Figura 25 – Comparação de resultados do ensaio estático com o modelo em Propject para curva de tração por torque

São calculados o *RMSE* e o *NRMSE*, entre os resultados do modelo e os resultados experimentais, para as combinações dos três parâmetros e para as duas hélices. A Tabela 8 apresenta os valores das métricas de comparação entre dados de modelo e experimentais

de cada curva, para as duas hélices.

Tabela 8 – Métricas de comparação entre dados de modelo e experimentais

Métrica	Tração vs Rotação		Torque vs Rotação		Tração vs Torque	
	<i>JCSP43</i>	<i>MW47</i>	<i>JCSP43</i>	<i>MW47</i>	<i>JCSP43</i>	<i>MW47</i>
<i>RMSE</i>	17.471	8.348	4.809	8.147	2.841	5.211
<i>NRMSE</i>	14.72%	4.45%	83.78%	68.67%	82.63%	45.24%

Os gráficos (Figuras 23 a 25) e a Tabela 8 mostram métricas de maior valor (com maior diferença entre o modelo e o experimento) nas curvas de torque por rotação e tração por torque, indicando uma imprecisão na previsão de torque do modelo. A média do *NRMSE*, entre as duas hélices, para a curva de tração e rotação é de 9.58%; para a curva de torque por rotação é de 76.23%; e para a curva de tração por torque é de 63.94%.

Diante do comportamento errático do torque no modelo, são levantadas duas hipóteses de causas:

1. Imprecisão na modelagem aerodinâmica para C_D na região de pré-estol, ilustrado na Figura 6. Em simulações de razão de avanço nula o ângulo de ataque é reduzido, fazendo com que os perfis (principalmente os da ponta, com baixa torção) atuem na região de pré-estol. Imprecisões na obtenção dos parâmetros Cd_0 e α_{Cd_0} influenciariam os resultados de torque de maneira semelhante às observadas.
2. Imprecisão na calibração da célula de carga de torque no ensaio experimental. Parâmetros de correção errados ou perda de precisão durante o ensaio poderiam resultar em curvas experimentais deslocadas.

A hipótese de imprecisão na modelagem aerodinâmica não foi investigada posteriormente, uma vez que a modelagem de Tavernari (2014) utiliza simulações computacionais para encontrar os parâmetros Cd_0 e α_{Cd_0} , e uma estimativa mais precisa dos parâmetros exigiriam recursos indisponíveis, como extensivas simulações em CFD e ensaios de túnel de vento. Já as células de carga apresentaram resultados acurados em testes com o motor elétrico desligado e aferição de torque por dinamômetro.

4.1 Aplicação de fator de correção

A fim de obter mais informação sobre a discrepância do modelo de torque e direcionar uma correção do modelo, buscou-se um fator de correção que, sendo aplicado nos resultados de torque, minimiza os erros das curvas de torque por rotação e tração por torque, para as duas hélices. O fator de correção de torque k_q multiplica os valores de torque Q , obtendo uma nova curva corrigida Q' .

$$Q' = k_q \cdot Q \quad (4.3)$$

São utilizados técnicas de otimização computacional (SciPy Manual, 2024) para encontrar o erro mínimo entre as curvas de ensaio experimental e a curva do modelo corrigida. Encontra-se a menor erro S , em cada curva j , entre os diferentes valores de k_q através do método dos mínimos quadrados.

$$S(k_{q,j}) = \sum_{i=1}^N (Q_i - k_{q,j} \cdot Q_i)^2 \quad (4.4)$$

$$k_q = k_{q,j}, \quad \text{onde } S(k_{q,j}) = \min\{S(k_{q,j})\} \quad (4.5)$$

As Figuras 26 e 27 mostram a comparação das curvas corrigidas com os ensaios experimentais.

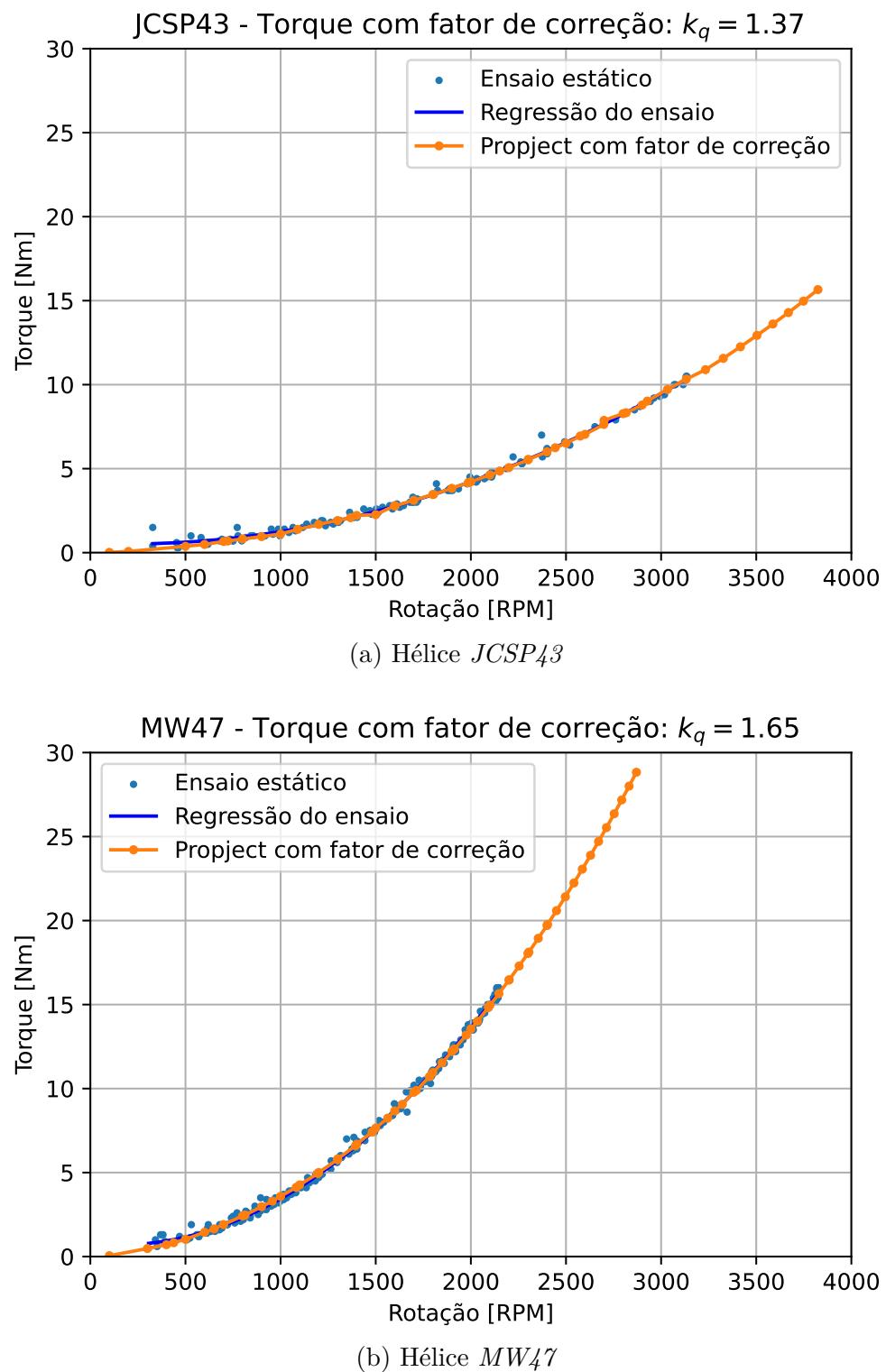


Figura 26 – Comparação de resultados do ensaio estático com o modelo em Propject para curva de torque por rotação com fator de correção de torque

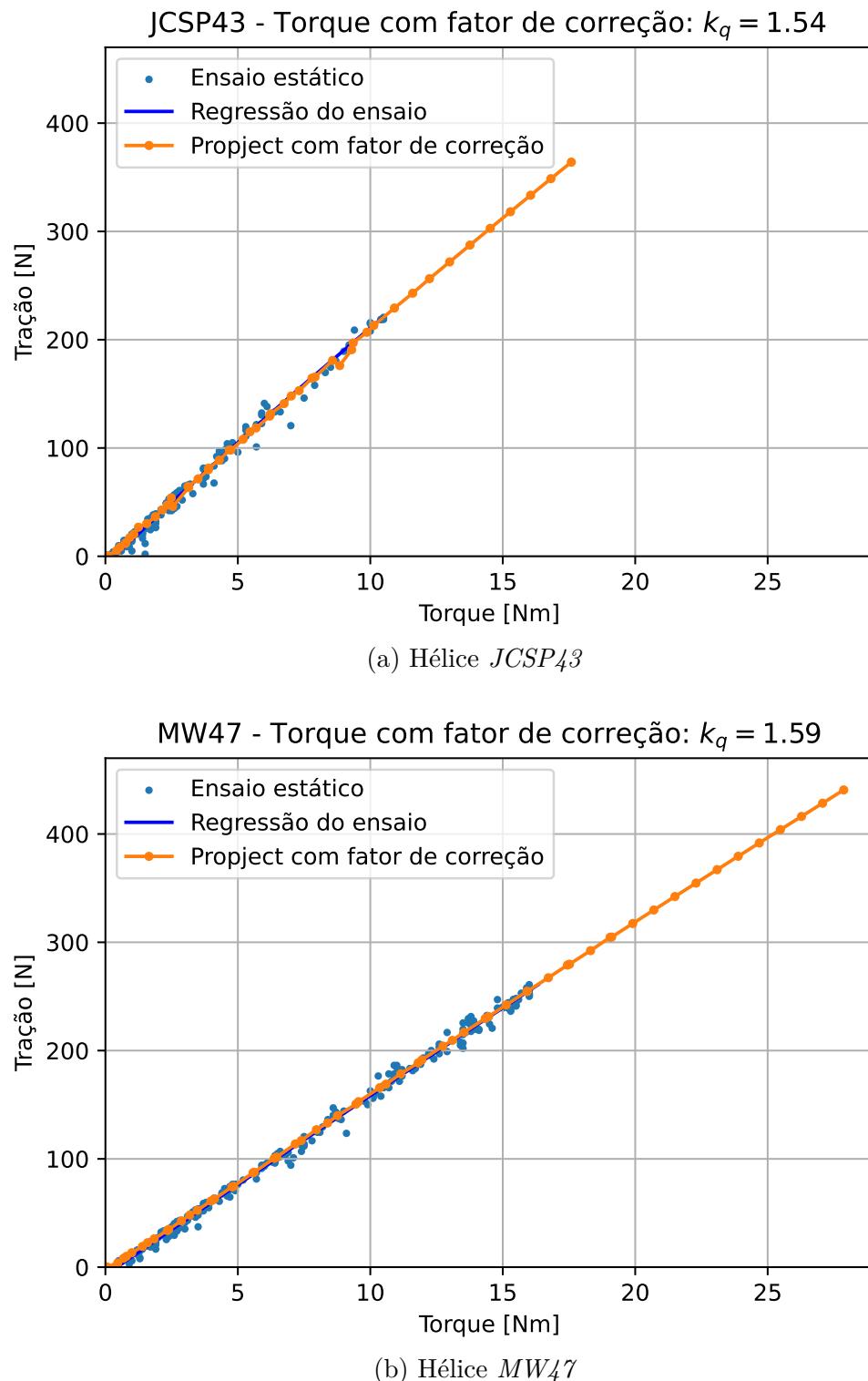


Figura 27 – Comparação de resultados do ensaio estático com o modelo em Propject para curva de tração por torque com fator de correção de torque

Os fatores de correção aplicados na curva de torque do modelo e as métricas de comparação entre o modelo corrigido e o ensaio são apresentados na Tabela 9.

Tabela 9 – Métricas de comparação entre dados de modelo e experimentais com fator de correção de torque

Métrica	Torque vs Rotação		Tração vs Torque	
	<i>JCSP43</i>	<i>MW47</i>	<i>JCSP43</i>	<i>MW47</i>
k_q	1.37	1.65	1.54	1.59
<i>RMSE</i>	0.130	0.005	0.018	0.111
<i>NRMSE</i>	2.26%	1.14%	3.91%	0.96%

Observa-se que os fatores de correção k_q aplicados em cada curva de torque apresentam valores próximos, e resultam em *NRMSE* também aproximados. Este fato motiva a busca de um fator de correção em comum para todas as configurações de simulação, ou seja, tanto para curvas de torque por rotação e de tração por torque, quanto para as hélices *JCSP43* e *MW47*.

A principal vantagem de encontrar um fator de correção único é que o programa Propject pode ser facilmente modificado para aceitar um valor de k_q como *input* do usuário. Esta modificação é útil em projetos de hélice onde o usuário possui dados empíricos de hélices anteriores ou quando o usuário se propõe a otimizar uma hélice já existente. Para fatores de correção mais precisos, se faz necessário um estudo de sensibilidade de parâmetros para entender qual a relação dos parâmetros da hélice no valor do fator de correção. Este estudo de sensibilidade necessitaria de um grande número de ensaios em hélices e está fora do escopo do trabalho.

O fator de correção único é calculado como a média simples dos quatro fatores de correção apresentados na Tabela 9. O fator de correção médio, $\bar{k}_q = 1.54$, é aplicado nas curvas de torque. As curvas corrigidas com o fator de correção médio são mostradas nas Figuras 28 e 29. Na tabela 10 são exibidos as métricas de comparação com o fator de correção médio nas curvas de torque.

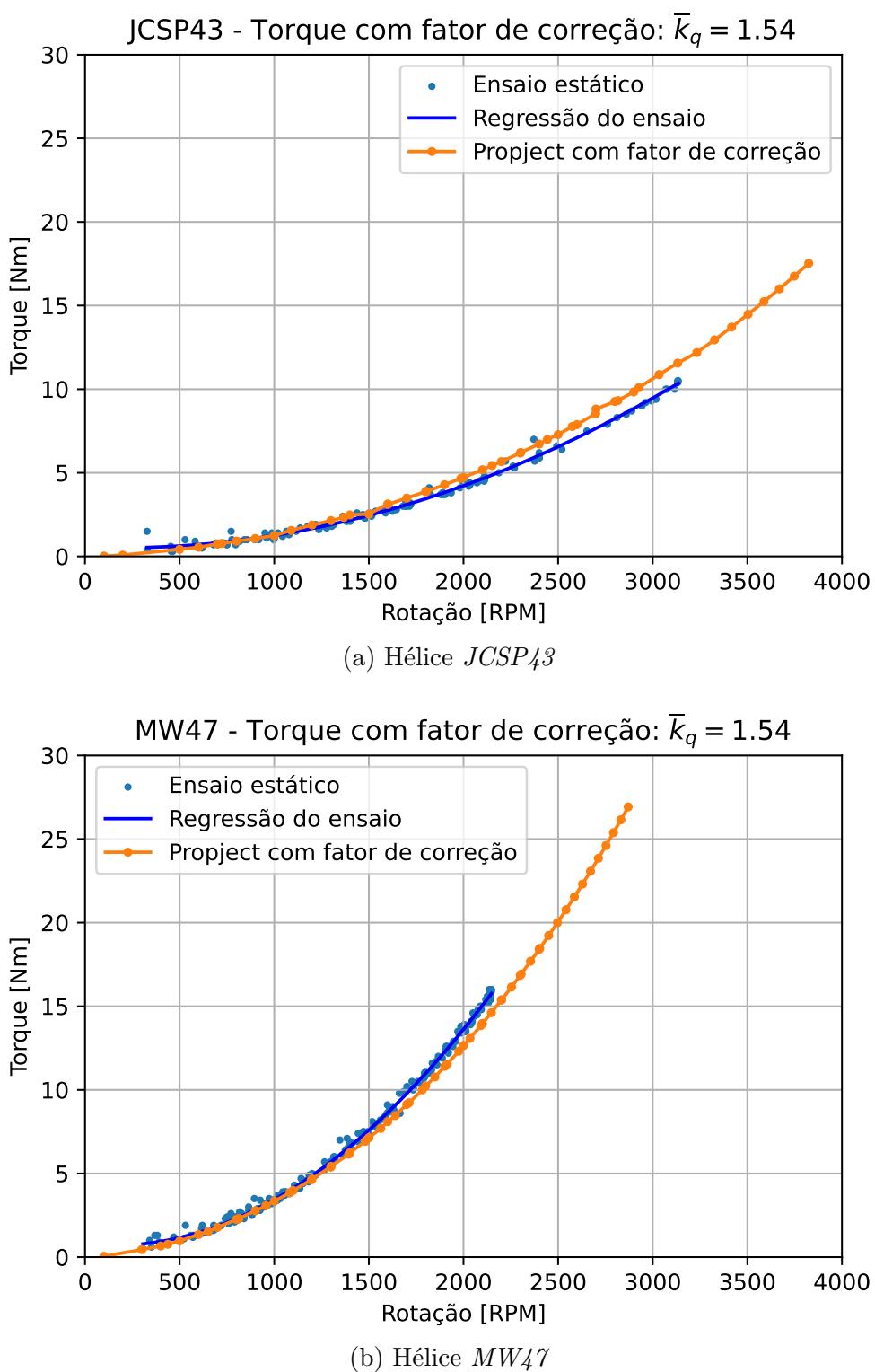


Figura 28 – Comparação de resultados do ensaio estático com o modelo em Propject para curva de torque por rotação com fator de correção de torque médio

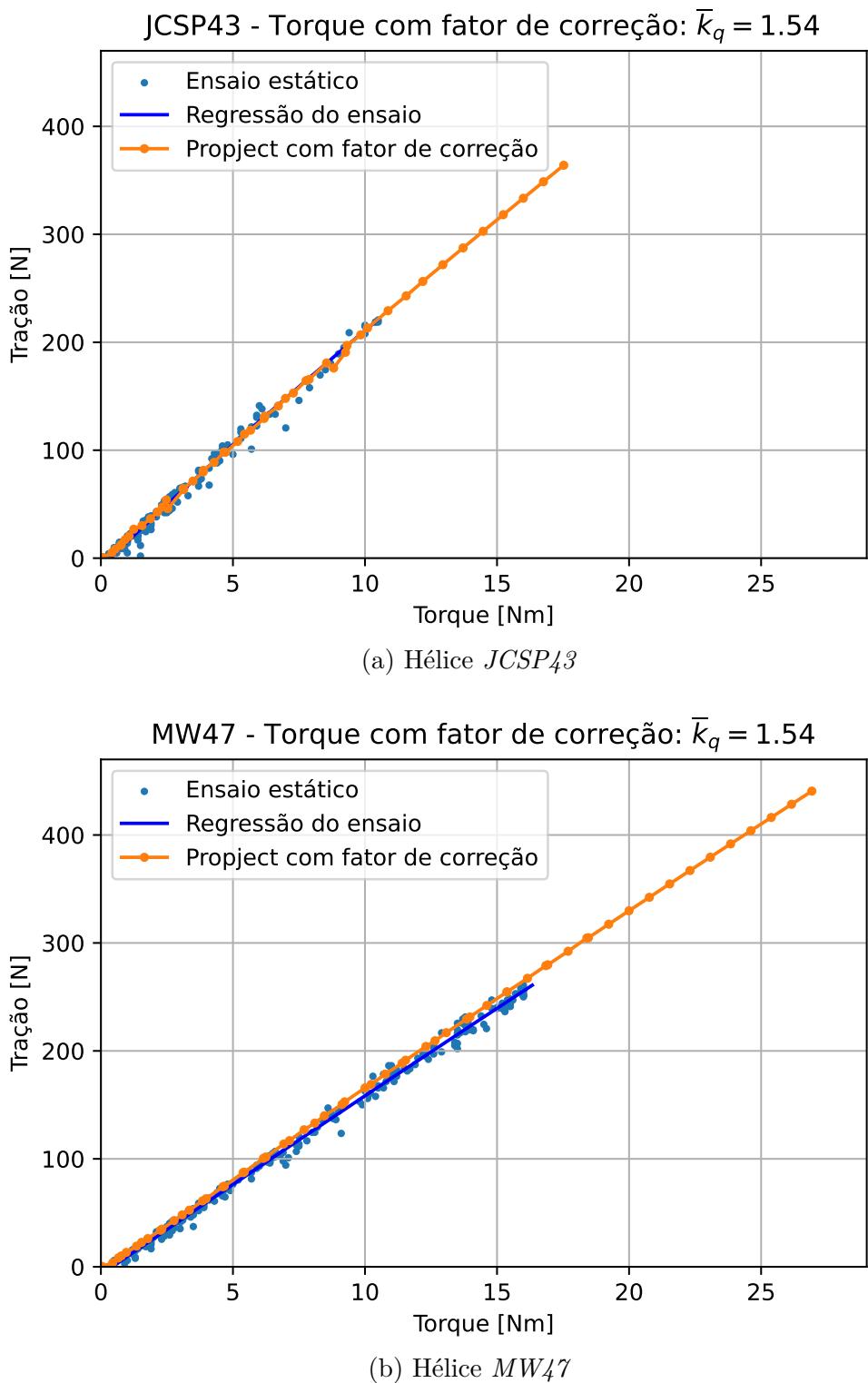


Figura 29 – Comparação de resultados do ensaio estático com o modelo em Propject para curva de tração por torque com fator de correção de torque médio

Tabela 10 – Métricas de comparação entre dados de modelo e experimentais com fator de correção de torque médio

Métrica	Torque vs Rotação		Tração vs Torque	
	<i>JCSP43</i>	<i>MW47</i>	<i>JCSP43</i>	<i>MW47</i>
\bar{k}_q	1.54	1.54	1.54	1.54
<i>RMSE</i>	0.866	0.97	0.142	0.489
<i>NRMSE</i>	15.08%	8.15%	4.14%	4.25%

Comparando as Tabelas 8, 9 e 10, observa-se que a aplicação de um fator de correção diferente para cada curva apresenta os menores valores de métrica de comparação, ou seja, apresentam curvas com maiores semelhanças, porém sua aplicabilidade é reduzida em um projeto de hélice. Já a aplicação de um fator de correção médio, apresentou uma redução significativa dos valores de métricas, quando comparado com os resultados sem fator de correção, além disso, a introdução de um fator de correção no código-fonte do modelo é de simples implementação e representa uma melhoria significativa na precisão do modelo.

5 CONCLUSÃO

Este trabalho teve como objetivo a validação de um modelo de hélice de baixo número de Reynolds por meio de ensaios estáticos. Duas hélices fabricadas foram modeladas no programa Propject e testadas experimentalmente, sendo os resultados do modelo e do experimento comparados e estudados.

A modelagem no Propject consistiu na leitura da geometria da pá da hélice utilizando uma CMM. Em seguida, os dados de geometria são tratados, gerando um modelo em CAD da pá. O modelo CAD foi, então, parametrizado de acordo com a formatação de *input* do Propject. De posse da geometria no Propject, foram executadas simulações variando torque e velocidade de rotação. Da mesma forma, foram feitos ensaios experimentais por meio de balança de torque e tração e os resultados das simulações são comparados com os resultados experimentais. A diferença dos resultados são quantificados através métricas de comparação de dados de modelo e experimentais, um fator de correção do modelo é sugerido à fim de aumentar a precisão das simulações.

O resultado deste trabalho é o maior entendimento das capacidades e limitações do modelo Propject e de modelos aerodinâmico-estruturais de hélice, em geral. A comparação dos resultados do modelo com o ensaio estático confirma o potencial dessa abordagem, chegando em resultados satisfatórios para curvas de tração por rotação, com um baixo custo computacional.

Conhecer as deficiências de um modelo computacional é de importância primária em qualquer projeto de engenharia. Dessa forma, o estudo do fator de correção de torque deixou claro uma limitação do modelo, propondo uma solução acessível, que melhora a precisão dos resultados de torque das simulações. Se por um lado, a aplicação do fator de correção permite atingir resultados satisfatórios sem modificações fundamentais na estrutura do código, por outro, fica evidente que estudos mais aprofundados sobre a causa do erro são necessários.

REFERÊNCIAS

- BUDYNAS, R. G.; NISBETT, J. K. **Shigley's Mechanical Engineering Design**. 10th. ed. New York: McGraw-Hill Education, 2015. ISBN 978-0073398204.
- CRITZOS, C. C.; HEYSON, H. H.; BOSWINKLE, R. W. Aerodynamic characteristics of naca 0012 airfoil section at angles of attack from 0 degrees to 180 degrees. 1955.
- DANTZIG, G. B. Maximization of a linear function of variables subject to linear inequalities. **Activity Analysis of Production and Allocation**, Wiley, p. 339–347, 1951.
- DRELA, M. **XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils**. 2013. Accessed: 2024-03-18. Disponível em: <http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>.
- DRZEWIECKI, S. **Méthode pour la détermination des éléments mécaniques des propulseurs hélicoïdaux**. [S.l.: s.n.]: imprimerie Gauthier-Villars et Fils, 1892.
- FROUDE, W. On the elementary relation between pitch, slip, and propulsive efficiency. **Transactions of the Institution of Naval Architects v.19**, 1878.
- GIONES, F.; BREM, A. From toys to tools: The co-evolution of technological and entrepreneurial developments in the drone industry. **Business Horizons**, v. 60, n. 6, p. 875–884, 2017. ISSN 0007-6813. THE GENERATIVE POTENTIAL OF EMERGING TECHNOLOGY. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0007681317301210>.
- Kapustina, Larisa *et al.* The global drone market: main development trends. **SHS Web Conf.**, v. 129, p. 11004, 2021. Disponível em: <https://doi.org/10.1051/shsconf/202112911004>.
- RAYMER, D. **Aircraft design: a conceptual approach**. [S.l.: s.n.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2012.
- SciPy Manual. **SciPy.optimize.curve_fit**. [S.l.], 2024. Accessed: 2024-02-23. Disponível em: https://docs.scipy.org/doc/scipy-1.13.1/reference/generated/scipy.optimize.curve_fit.html.
- SPA, E. **modeFRONTIER User Manual**. [S.l.], 2019. Acessado: 2024-03-03. Disponível em: <https://www.esteco.com/modefrontier>.
- SPERA, D. Models of lift and drag coefficients of stalled and unstalled airfoils in wind turbines and wind tunnels. 2008.
- TAVERNARI, V. D. D. Desenvolvimento de modelo de hélice de baixo número de reynolds para otimização multidisciplinar. **Escola de Engenharia de São Carlos - Universidade de São Paulo**, São Carlos, 2014.
- TJHAI, C.; GEBRE-EGZIABHER, D. Stochastic thrust model for small UAVs. **AIAA Guidance, Navigation, and Control (GNC) Conference**, Reston, Virginia, 2013.

VITERNA, L. A.; JANETZKE, D. C. Theoretical and experimental power from large horizontal-axis wind turbines. 1982.