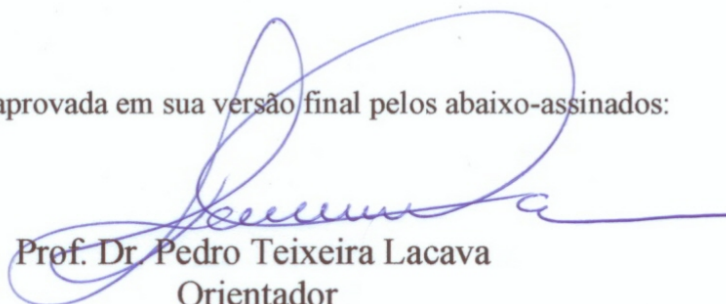


Dissertação apresentada à Pró-Reitoria de Pós-Graduação e Pesquisa do Instituto Tecnológico de Aeronáutica, como parte dos requisitos para obtenção do título de Mestre em Engenharia do curso de Mestrado Profissionalizante em Engenharia Aeronáutica no Programa de Pós-Graduação em Engenharia Aeronáutica e Mecânica.

Fernando Romagnoli Barbosa

PROJETO E ANÁLISE DE DESEMPENHO DE HÉLICES ÓTIMAS EMPREGANDO ALGORITMO GENÉTICO

Dissertação aprovada em sua versão final pelos abaixo-assinados:



Prof. Dr. Pedro Teixeira Lacava
Orientador

Prof. Dr. Celso Hirata
Pró-Reitor de Pós-Graduação e Pesquisa

Campo Montenegro
São José dos Campos, SP – Brasil
2009

Dados Internacionais de Catalogação-na-Publicação (CIP)**Divisão de Informação e Documentação**

Barbosa, Fernando

Projeto e Análise de Desempenho de Hélices Ótimas Empregando Algoritmo Genético / Fernando Romagnoli Barbosa.

São José dos Campos, 2009.

Número de folhas no formato 86f.

Dissertação de mestrado – Engenharia Aeronáutica e Mecânica Área de Aerodinâmica, Propulsão e Energia – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2009. Orientadores: Dr. Pedro Teixeira Lacava.

1. Projeto de Hélices. 2. Hélice Ótima. 3. Propulsão. I. Comando-Geral de Tecnologia Aeroespacial. Instituto Tecnológico de Aeronáutica. Divisão de Ensino à qual está vinculado o orientador. II. Título

REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

BARBOSA, Fernando. **Projeto e Análise de Desempenho de Hélices Ótimas Empregando Algoritmo genético**. 2009. 86 fls. Dissertação de Mestrado em Engenharia Aeronáutica e Mecânica Área de Aerodinâmica, Propulsão e Energia – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

CESSÃO DE DIREITOS

NOME DO AUTOR: Fernando Romagnoli Barbosa

TÍTULO DO TRABALHO: Projeto e Análise de Desempenho de Hélices Ótimas Empregando Algoritmo Genético

TIPO DO TRABALHO/ANO: Dissertação de mestrado / 2009

É concedida ao Instituto Tecnológico de Aeronáutica permissão para reproduzir cópias desta dissertação e para emprestar ou vender cópias somente para propósitos acadêmicos e científicos. O autor reserva outros direitos de publicação e nenhuma parte desta dissertação pode ser reproduzida sem a sua autorização (do autor).

 Fernando Romagnoli Barbosa

Rua Balduino do Amaral Gurgel, 308 – Jd. Paulista Jundiaí – S.P.

PROJETO E ANÁLISE DE DESEMPENHO DE HÉLICES ÓTIMAS EMPREGANDO ALGORITMO GENÉTICO

Fernando Romagnoli Barbosa

Composição da Banca Examinadora:

Prof.	Dr. Pedro Teixeira Lacava	Presidente - ITA
Prof.	Dr. Helder Fernando de França Mendes Carneiro	- IAE
Prof.	Dr. Cristiane Aparecida Martins Andraus	- ITA
Prof.	Dr. Donizeti de Andrade	- ITA

ITA

DEDICATÓRIA

A DEUS e minha família: Armando Barbosa, Luiza Romagnoli Barbosa, Tatiana Romagnoli Barbosa e Alexandre Romagnoli Barbosa.

AGRADECIMENTOS

Este trabalho teve colaboração de diversas pessoas e instituições pelas mais variadas razões, eu gostaria de agradecer especialmente:

A DEUS pela vida e oportunidade que me foi concedida por meio de sua infinita misericórdia, graças a seu desígnio para comigo estou sempre evoluindo.

À Família que constitui a célula *mater* da sociedade, sem o seu apoio e sua fé incondicional em meus atos eu jamais estaria aqui, é o que tenho de mais valioso e graças a ela atingi o sucesso.

Ao Centro Universitário da FEI que lapidou o que um dia era pedra bruta, graças ao seu incessante investimento em conhecimento uma idéia brotou em minha mente e esta idéia está aqui concretizada.

Ao ITA por apostar nesta idéia dando todo subsídio que necessitei.

Ao Prof. Dr. Pedro Teixeira Lacava que acreditou no meu sonho e não deixou que este virasse fumaça.

A todos os engenheiros que um dia imaginaram que uma asa rotativa seria algo útil, estes colegas de trabalho estão impulsionando a humanidade há mais de dois mil anos.

A todos os amigos que me apoiaram em especial ao Eduardo Borota, que contribui de forma excepcional com suas opiniões técnicas, pode ter certeza que você deu a tração que faltou.

A todos que me ajudaram que se divertiram comigo e que passaram pela minha história, mesmo aqueles com os quais perdi contato e convivência íntima, vocês me ajudaram a crescer, vocês ajudaram a construir um ser humano melhor.

RESUMO

Esta dissertação aborda problemas relacionados ao projeto e análise de desempenho de hélices ótimas. Hélice é o componente responsável pela geração de tração em algumas aeronaves, helicópteros e barcos. Especificamente, a pesquisa enfoca problemas que ocorrem durante a fase de projeto analítico, identifica deficiências e vantagens nos métodos e modelos matemáticos descritos na literatura e propõe alguns instrumentos que facilitam a reutilização de soluções já desenvolvidas e validadas, anteriormente, por outros projetistas. Esta dissertação está centrada na hipótese de que a maior parte das falhas de projeto de hélices deve-se, principalmente ao grande número de variáveis de entrada que o método de projeto ótimo requer, o que dificulta o projetista de lidar com tantas variáveis. O objetivo geral desta dissertação é a investigação de modelos, metodologias e métodos que possam ser aplicados durante o projeto de hélices ótimas e durante a elaboração das suas cartas de desempenho. Dentre os objetivos mais específicos está o desenvolvimento de instrumentos que, possibilitem o desenvolvimento de geometrias idealizadas para determinado ponto de projeto. Como resultado desta pesquisa, as principais contribuições obtidas foram: (1) a identificação e especificação de uma metodologia adequada à análise de desempenho de hélices; (2) uma ferramenta de projeto, denominada VBAProp, que serve como ponto de partida para a modelagem de hélices ótimas, esta ferramenta em conjunto de pacotes computacionais comerciais de análise heurística forma uma valiosa ferramenta para especificação de geometrias de hélice ótimas.

Palavras-chave: Hélices, Hélices Ótimas, Algoritmo Genético, Desempenho de Hélices, Propulsão.

ABSTRACT

This master dissertation deals with the problems related with the ideal propeller design and performance analysis. Propeller is the component responsible for thrust generation in some aircrafts, helicopters and boats. Specifically this research focuses problems that happen during the analytical design phase, identifies deficiencies and advantages in methods and mathematical models described in the literature and proposes some instruments which facilitate the employment of some solutions already validated by other designers. This master dissertation is focused in the hypothesis that the majority of the design mistakes are due to the massive quantity of variables that the optimal design method requires, what makes difficult the designer to deal with such number of variables. The general objective of this master dissertation was the investigation of models, methodologies and methods which can be applied during the design and performance analysis of optimal propellers. Among the main objectives of this work is the development of a tool which enables the development of optimal geometries for a certain design point. As result of this research, the main contributions obtained were: (1) the identification and specification of an adequate methodology for propeller performance analysis; (2) a design tool, called VBAProp, which serves as a start point for optimal propeller design, this tool combined with heuristic analysis commercial software packages figure a valuable tool for optimal propellers geometry specification.

Key-words: Propeller, Optimal Propeller, Genetic Algorithm, Propeller Performance, Propulsion.

Sumário

1. Introdução	1
1.1. Motivação	1
1.2. Objetivo	2
2. A Hélice.....	4
2.1. Definição	4
2.2. História	5
2.3. Consumo de Energia em Aeronaves Propulsionadas a Hélice.....	12
2.4. Fatores a Serem Considerados no Desenvolvimento de uma Hélice... 	15
2.4.1. Geometria da Hélice	15
2.4.2. Limite Imposto Pela Aeronave e Motor	15
2.4.3. Passo da Hélice.....	16
2.4.4. Distribuição de Torção	16
2.4.5. Solidez Total e Local.....	16
2.4.6. Aerofólio.....	18
2.4.7. Forma em Planta.....	19
2.4.8. Mach na Ponta da Pá	20
2.4.9. Relações entre a Potência do Motor, Número de Pás e outras Variáveis.....	20
3. Características de Desempenho	22
3.1. Análise Dimensional	22
3.2. Métodos Usuais de Predição de Desempenho	24
3.2.1. Teoria do Disco Atuador	24
3.2.2. Teoria do Elemento de Pá.....	26
3.2.3. Teoria Combinada	27
3.3. Análise das Perdas	29
3.3.1. Coeficientes de Interferência	29
3.3.2. Ângulo Induzido	31
3.3.3. Perdas na Ponta da Pá.....	32
3.3.4. Hélice <i>Ducted (Ducted Propeller)</i>	34
3.3.5. Efeitos de Compressibilidade	35
3.3.6. Efeitos de Bloqueio	37
3.3.7. Efeito dos Componentes Imersos na Esteira (<i>Scrubbing</i>)	38
3.3.8. Torção da Pá sob Altos Carregamentos.....	39
3.4. Considerações	39
3.4.1. Considerações Sobre o Enflechamento	39
3.4.2. Considerações Sobre a Contração da Esteira	40
3.4.3. Considerações Sobre a Representação do Aerofólio	41
3.4.4. Considerações Sobre o Fluxo Atrás do Disco da Hélice	42
4. Desenvolvimento da Hélice Ótima	44
4.1. Equações da Conservação do Momentum (Teoria do Disco Atuador).....	44
4.2. Condição de Mínima Perda de energia de Betz.....	44
4.3. Equações da Circulação	46
4.4. Coeficientes de Interferência	47
4.5. Equações de Contorno	48

4.6. Geometria da Pá	49
4.7. Procedimento de Projeto.....	50
4.8. Comparação com o Código JavaProp	51
5. Código de Desempenho	54
5.1. Validação do Código de Desempenho.....	59
5.1.1. Hélice MacCauley	59
5.1.2. Hélice Purdue	62
5.1.3. A Metodologia de Cálculo de Desempenho	65
5.1.4. Comparando com o JavaProp	65
6. Otimização por Algoritmo Genético.....	68
6.1. Estudo de Caso Para o VANT	71
7. Conclusões	77
7.1. Sugestões para Estudos Futuros	78
Referência Bibliográfica	80
Apêndice 1	82
Anexo 1	85
Anexo 2	86

Lista de Figuras

Figura 2-1 – Chinese Top moderno	5
Figura 2-2 – Parafuso de Arquimedes	5
Figura 2-3 – Moinho de vento	6
Figura 2-4 – Conceito de helicóptero de Leonardo Da Vinci, Rosen [3]	6
Figura 2-5 – Submarino Turtle, Rosen [3]	7
Figura 2-6 – Chinese Top contra rotativo de Launoy, Rosen [3]	7
Figura 2-7 – Aerial Carriage de George Cayley, Rosen [3]	8
Figura 2-8 – À esquerda máquina de Chanute, à direita helicóptero de Ponton, Rosen [3]	9
Figura 2-9 – Santos Dumont ao lado da hélice de seu dirigível, de cartola Samuel Langley ..	10
Figura 2-10 – Hélice dos irmãos Wright, Lienhard [6]	10
Figura 2-11 – A hélice aplicada na configuração <i>open rotor</i> , [3]	12
Figura 2-12 – Tração específica para vários geradores de tração, Stepniewski [8]	13
Figura 2-13 – Distância específica para vários veículos, em vermelho os Turbo Hélice, Stepniewski [8]	14
Figura 2-14 – Geometria da hélice, destaca-se a variação de β e aerofólio ao longo do raio, Hepperle [4]	15
Figura 2-15 – Passo da hélice [9]	16
Figura 2-16 – Áreas consideradas na composição da solidez total da hélice	17
Figura 2-17 – Corda e perímetro considerados na composição da solidez local	18
Figura 2-18 – Acima (a) vista em corte de uma pá contendo o seu triângulo de velocidades, abaixo (b) a vista de topo de uma hélice	18
Figura 2-19 – Geometria do aerofólio que compõe o elemento de pá	19
Figura 2-20 – Exemplo de hélice enflechada	19
Figura 2-21 – Efeito da compressibilidade na eficiência máxima da hélice, Roskam [10]	20
Figura 3-1 – Escoamento sobre uma hélice infinitamente fina	25
Figura 3-2 – Geometria de um elemento de pá, Roskam [10]	26
Figura 3-3 – Ângulos e velocidades em um elemento na teoria combinada, Roskam [10]	28
Figura 3-4 – Velocidades para um elemento localizado em r , Adkins e Liebeck [16]	30
Figura 3-5 – Escoamento tridimensionalizado em uma hélice de uma pá, Nikolsky [19]	33
Figura 3-6 – Integração da tração considerando a tridimensionalização, Nikolsky [19]	33
Figura 3-7 – Hélice <i>ducted</i>	35
Figura 3-8 – Linhas de fluxo em baixo e alto número de Mach	35
Figura 3-9 – Mach de arrasto de divergência, Abbott e Von Doenhoff [21]	36
Figura 3-10 – Exemplo da correção do avanço devido a presença do corpo da aeronave	38
Figura 3-11 – Efeito do enflechamento sobre a velocidade tangencial local	40
Figura 3-12 – Coeficientes para o aerofólio NACA 63-215, Lindenburg [27]	42
Figura 4-1 – Condição de Betz para mínima perda, Larrabee [18] e Adkins e Liebeck [16] ..	45
Figura 4-2 – Relação entre a velocidade induzida e a u_{da}	45
Figura 4-3 – Procedimento para o projeto da hélice ótima	50
Figura 4-4 – Condição 1, comparação com o ângulo de torção gerado pelo JavaProp	51
Figura 4-5 – Condição 1, comparação com a corda gerada pelo JavaProp	52
Figura 4-6 – Condição 2, comparação com o ângulo de torção gerado pelo JavaProp	52
Figura 4-7 – Condição 2, comparação com a corda gerada pelo JavaProp	53
Figura 5-1 – Procedimento para análise de desempenho parte 1	55
Figura 5-2 – Procedimento para análise de desempenho parte 2	56
Figura 5-3 – Procedimento para análise de desempenho parte 3	57
Figura 5-4 – Procedimento para análise de desempenho parte 4	58
Figura 5-5 – Aeronave Cessna 172 equipada com a hélice MacCauley, Jackson [35]	60

Figura 5-6 – Rendimento teórico e experimental para a hélice MacCauley	60
Figura 5-7 – Coeficiente de tração teórico e experimental para a hélice MacCauley	61
Figura 5-8 – Coeficiente de potência teórico e experimental para a hélice MacCauley	61
Figura 5-9 – Vista lateral da bancada de ensaio da hélice, Witkoski e Lee [34].....	63
Figura 5-10 – Rendimento teórico e experimental para a hélice Purdue.....	63
Figura 5-11 – Coeficiente de tração teórico e experimental para a hélice Purdue	64
Figura 5-12 – Coeficiente de potência teórico e experimental para a hélice Purdue	64
Figura 5-13 – Confrontação entre as eficiências do JavaProp e VBAProp.....	66
Figura 5-14 – Confrontação entre os coeficientes de tração do JavaProp e VBAProp	66
Figura 5-15 – Confrontação entre os coeficientes de potência do JavaProp e VBAProp	67
Figura 6-1 – Fluxograma simplificado do sistema auto-evolucionário.....	69
Figura 6-2 – Fluxograma empregado no modeFrontier.....	70
Figura 6-3 – Curva de desempenho do motor Zenoah G800 BPU, Lacava et al. [1].....	72
Figura 6-4 – Gráfico de dispersão entre eficiência e tração para diversos casos	73
Figura 6-5 – Distribuição de torção ao longo do raio da hélice otimizada do VANT.....	74
Figura 6-6 – Distribuição de cordas ao longo do raio da hélice otimizada do VANT	74
Figura 6-7 – Curva de rendimento para a hélice otimizada do VANT.....	75
Figura 6-8 – Curva de coeficientes de tração e potência para a hélice otimizada do VANT...	75
Figura 6-9 – Comparação entre as curvas de desempenho da hélice otimizada e comercial ...	76
Figura 6-10 – Comparação entre as curvas de tração da hélice otimizada e comercial	76

Lista de Tabelas

Tabela 3-1 – As variáveis da hélice, seus significados e dimensões	22
Tabela 4-1 – Primeira condição de projeto para análise comparativa com o JavaProp	51
Tabela 4-2 – Segunda condição de projeto para análise comparativa com o JavaProp	52
Tabela 6-1 – Aerofólios considerados para a hélice do VANT.....	71
Tabela 6-2 – Ponto de projeto para o VANT.....	72
Tabela 6-3 – Aerofólios da hélice otimizada para o VANT	73

LISTA DE SÍMBOLOS

$\{M\}$	Massa para análise dimensional
$\{L\}$	Comprimento para análise dimensional
$\{T\}$	Tempo para análise dimensional
$\{\theta\}$	Temperatura para análise dimensional
ϕ [°]	Ângulo entre VR e o Plano da Hélice, $\phi = A \tan\left(\frac{V}{\Omega \cdot r}\right)$
ϕ_{tip} [°]	Ângulo entre VR e o plano da hélice na ponta da pá
\dot{W}_F [kg/s]	Taxa de consumo de combustível
ϕ_o [°]	Ângulo entre V_{Ro} e o Plano da Hélice
A [mm ²]	Área do disco da hélice
a	Coefficiente de interferência axial
a'	Coefficiente de interferência radial
B	Número de pás
b	Coefficiente de interferência axial na esteira afastada
Bd	Razão entre o raio da hélice e o raio da esteira em um determinado ponto desta
c , <i>chord</i> [mm]	Corda
cd	Coefficiente de arrasto
cd_{wave}	Coefficiente de arrasto de onda para o Mach de arrasto de divergência
cl	Coefficiente de sustentação
cl_α	Derivativa de sustentação
cl_{ac}	Derivativa de sustentação no regime compressível
cl_{al}	Derivativa de sustentação no regime incompressível
cP	Coefficiente de potência
cQ	Coefficiente de torque
c_{root} [mm]	Corda da raiz
cT	Coefficiente de tração
D , d [mm]	Diâmetro
dcQ	Torque infinitesimal
dcQ/dr	Derivativa do coeficiente de torque infinitesimal em relação a r
dcQ/dx	Derivativa do coeficiente de torque infinitesimal em relação a x
dcT	Tração infinitesimal
dcT/dr	Derivativa do coeficiente de tração infinitesimal em relação a r
dcT/dx	Derivativa do coeficiente de tração infinitesimal em relação a x
dcX	Força adimensional na direção X
dcY	Força adimensional na direção Y
dD	Arrasto infinitesimal
dL , L' , dL/dr	Sustentação infinitesimal
dm	Massa de fluido infinitesimal
dQ , Q' , dQ/dr	Torque infinitesimal
dr	Raio infinitesimal
Ds [NMI/kg]	Distância específica
dT , T' , dT/dr	Tração infinitesimal
f	Argumento para o cálculo de F
$F_{SCRUBBING}$	Fator de interferência dos componentes imersos na esteira
G	Função da circulação

H	Passo
h	Coefficiente de retardo do fluxo
I_s [N.s/kg]	Tração específica
J	Avanço
$J_{EFETIVO}$	Avanço efetivo
LSZ	Linha de sustentação zero
M	Número de Mach
n [rpm]	Rotação
P [W]	Potência
ρ [MPa]	Pressão ambiente
Q [N.mm]	Torque
R [mm]	Raio da hélice
r [mm]	Coordenada radial
r_e, F	Raio efetivo ou coeficiente de interferência de Prandtl
Ru [mm]	Raio da esteira completamente desenvolvida
s [mm]	Distância axial do plano da hélice a um ponto qualquer na esteira
S_{CS} [mm ²]	Máxima seção transversal imersa na esteira da hélice
S_{WET} [mm ²]	Área molhada dos componentes imersos na esteira
T [N]	Tração
tr	Afilamento da hélice
u [mm/s]	Velocidade induzida resultante
u' [mm/s]	Velocidade induzida resultante na esteira afastada
u_a [mm/s]	Velocidade axial induzida
u_a' [mm/s]	Velocidade axial induzida na esteira afastada
u_{as} [mm/s]	Velocidade axial induzida no ponto s da esteira
u_{da} [mm/s]	Velocidade de deslocamento axial da esteira
u_{dn} [mm/s]	Velocidade de deslocamento normal da esteira
u_{dt} [mm/s]	Velocidade de deslocamento tangencial da esteira
u_t [mm/s]	Velocidade tangencial induzida
u_t' [mm/s]	Velocidade tangencial induzida na esteira afastada
V [mm/s]	Velocidade do escoamento
VR [mm/s]	Velocidade resultante não considerando a induzida
V_{Ro}, W [mm/s]	Velocidade resultante considerando a induzida
VT [mm/s]	Velocidade tangencial
VT_R [mm/s]	Velocidade tangencial reduzida
x	Raio Adimensional
α [°]	Ângulo entre VR e LSZ
α_o [°]	Ângulo entre V_{Ro} e LSZ
β [°]	Ângulo de torção
Γ	Circulação
Δp [MPa]	Incremento de pressão dado pela hélice
$\Delta\beta$ [°]	Incremento do ângulo de torção devido ao carregamento
ε	Razão arrasto sustentação, cd/cl
ζ	Razão entre as velocidades de deslocamento, u_{da}/V
η, η_{free_prop}	Rendimento da hélice livre
$\eta_{installed_prop}$	Rendimento da hélice instalada
θ [°]	Ângulo induzido
λ	Razão entre velocidades, $V/\Omega \cdot R$

λQ	Auxiliar no cálculo de dcQ/dx
λT	Auxiliar no cálculo de dcT/dx
ξ	Razão entre velocidades de voo e a velocidade angular na posição $r, \xi = \Omega \cdot r/V$
ρ [kg/mm ³]	Densidade do escoamento
σ_{ATM}	Relação entre a temperatura atmosférica ao nível de voo e a ao nível do mar
σ_{local}	Solidez local
σ_{total}	Solidez total
$\varphi_{c/4}$ [°]	Enflechamento em c/4
ψ [°]	Ângulo de enflechamento
Ω [rd/s]	Velocidade angular

LISTA DE ACRÔNIMOS

AG	Algoritmo Genético
CAM	Corda Média Aerodinâmica
CFD	<i>Computational Fluid Dynamics</i>
CHESF	Companhia Hidroelétrica do São Francisco
GPS	Global Positioning System
LSZ	Linha de Sustentação Zero
VANT	Veículo Aéreo Não Tripulado

1. Introdução

1.1. Motivação

O uso de Veículos Aéreos Não Tripulados (VANT) é cada vez mais frequente em aplicações militares e civis, principalmente devido ao seu baixo custo de operação. Muitas vezes o projeto desses veículos recai em aeronaves com baixa massa que voam a baixa velocidade; sendo assim, possuem características particulares e poucas informações a cerca de seu projeto e desenvolvimento estão disponíveis na literatura aberta.

A falta de informação também recai sobre o sistema propulsivo dessas aeronaves, pois geralmente a potência solicitada ao motor é muito baixa e sua especificação acaba por requerer configurações que comercialmente são encontradas em motores e hélices de aeromodelos. O problema é que na maioria das vezes esses dispositivos não são projetados para os requisitos de um VANT como, por exemplo, elevada eficiência, baixo consumo específico de combustível, confiabilidade e elevado tempo de operação.

Desde março de 2005, a Divisão de Engenharia Aeronáutica do ITA se envolveu em um projeto com a Companhia de Distribuição de Energia Elétrica CHESF para o desenvolvimento de um VANT para inspeção e detecção de falhas em linhas de transmissão de energia elétrica utilizando termocâmeras. Tal projeto é multidisciplinar envolvendo grupos de Aerodinâmica, Propulsão, Estrutura, Mecânica de Voo, Controle e Eletrônica. A aeronave funcionará com pilotagem automática seguindo as orientações das torres de distribuição mapeadas e GPS.

Ao grupo de propulsão coube especificar o conjunto motor/hélice que fosse capaz de atender ao envelope de voo. As especificações do motor, bem como as suas curvas de tração e torque. Como informações sobre eficiência de hélices comerciais são praticamente nulas, buscou-se determinar experimentalmente a eficiência de alguns modelos com diferentes

razões diâmetro/passo (D/H) em função do coeficiente de avanço (J), ou seja, a razão entre a velocidade de voo (V) e o produto entre o diâmetro da hélice (D) e sua rotação (n) como pode ser visto no trabalho de Lacava et al. [1]. Os ensaios mostraram que a maioria das hélices comerciais apresenta eficiência muito baixa, não ultrapassando no melhor caso 65%; além disso, a eficiência reduz quando a condição de projeto da hélice razão D/H aumenta. Outro ponto a destacar, é que a eficiência da hélice varia muito com o coeficiente de avanço (J), ou seja, é preciso conciliar a condição de voo de cruzeiro da aeronave com a de máxima eficiência da hélice, o que pode inviabilizar a utilização de hélices comerciais.

A baixa eficiência da hélice pode influenciar negativamente no desempenho da operação da aeronave da seguinte forma:

1. Aumento do consumo específico do motor.
2. Aumento do peso e volume de combustível embarcado, diminuindo a carga paga transportada pela aeronave.
3. Redução do alcance da aeronave, gerando impacto sobre a capacidade de cumprir a missão da aeronave.
4. Aumento do comprimento de pista de pouso e decolagem, obrigando a uma logística mais complexa para a operação da aeronave.

Dentro deste contexto é que se insere a presente proposta de dissertação de mestrado que visa: desenvolver uma ferramenta para projetar diferentes configurações de hélices, que atendam à necessidade de VANT para inspeção de linhas de transmissão.

1.2. Objetivo

Este trabalho tem por objetivo desenvolver um código computacional para cálculo de geometrias ótimas de hélices e predição de desempenho. Ao final será feita uma comparação entre a curva experimental e analítica de algumas hélices com a finalidade de validar o resultado gerado pelo código de desempenho e estimar sua confiabilidade.

O escopo deste trabalho vai desde o cálculo da geometria ótima da pá da hélice até a simulação, análise e comparação dos resultados obtidos do código de desempenho com o resultado experimental de uma hélice fabricada para este fim.

O trabalho também consiste em projetar uma hélice para o VANT, aeronave esta projetada para inspeção e detecção de falhas em linhas de transmissão de energia elétrica para a CHESF, empregando-se métodos heurísticos a fim de se investigar a melhor solução para um determinado ponto de projeto. Todos os parâmetros e procedimentos utilizados para execução do trabalho estão detalhados nesta dissertação.

2. A Hélice

2.1. Definição

A definição apresentada por [2] diz que a hélice é um dispositivo que fornece força de tração à custa da potência gerada pelo motor, a fim de impelir uma aeronave ou embarcação por um fluido, como ar ou água. Para fornecer esta tração, a hélice deve movimentar certa massa de fluido em direção oposta àquela que a aeronave está sendo propelida.

Muitas formas de hélice, incluindo rodas d'água, foram propostas e em alguns casos utilizadas, porém a hélice fusiforme vem sendo universalmente adotada para a propulsão de aeronaves. A hélice fusiforme como o nome já diz penetra no ar como se fosse um parafuso, avançando conforme gira, e movendo com ela a aeronave. A força que dirige a aeronave é a reação obtida devido à hélice empurrar certa massa de ar para trás, ao empurrar o ar a hélice está acelerando-o. Esta aceleração não é feita de forma perfeita e por consequência surgem perdas, estas perdas são devido a, por exemplo, o ar não estar sendo defletido em um único sentido, (velocidade radial e tangencial do escoamento além da axial) e ao atrito do ar com as pás (viscosidade). Desta forma a potência útil dissipada pela hélice é menor que a fornecida pelo motor, portanto, o principal objetivo do projetista é obter uma alta relação de potência útil por potência fornecida, em outras palavras, alta eficiência propulsiva.

2.2. História

A história da hélice de acordo com Rose [3], Hepperle [4] e Helma [5] é mostrada a seguir desde o século II antes de Cristo até os tempos atuais.

221 a.c. – A idéia da hélice data da China antiga. Naquela época, as crianças brincavam com o chamado *Chinese Top* (Figura 2-1) composto de penas torcidas amarradas a ponta de uma vareta. Esta vareta era girada rapidamente entre as mãos a fim de se gerar sustentação e então solta para que voo livre fosse alçado.

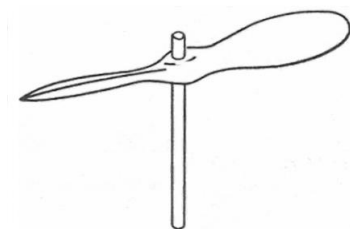


Figura 2-1 – Chinese Top moderno

2 a.c. – No ocidente o matemático, físico e inventor Arquimedes, que viveu e trabalhou no segundo século antes de Cristo aperfeiçoou o princípio do parafuso a fim de empregá-lo como bomba de água, o chamado parafuso de Arquimedes que pode ser observado na Figura 2-2. Quando este gira dentro de um cilindro ele movimenta a água que está em contato com a espira. Este sistema foi provavelmente utilizado no Egito antigo na irrigação de plantações.

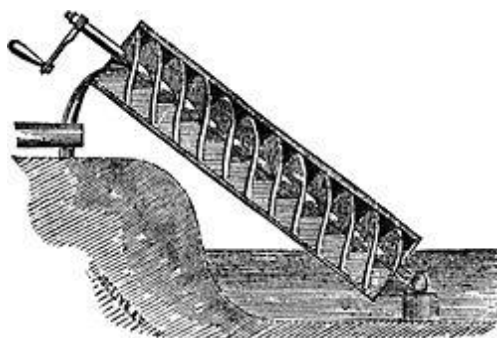


Figura 2-2 – Parafuso de Arquimedes

1090 d.c. – Os primeiros moinhos de vento (Figura 2-3) são datados de 1090 como originários do oriente médio.



Figura 2-3 – Moinho de vento

1483 d.c. – No século XV, ano de 1483 o Italiano Leonardo da Vinci desenvolve o primeiro conceito de helicóptero que se propunha elevar uma pessoa. Seus desenhos mostram um rotor helicoidal que poderia ser fabricado em tecido impermeável ancorado em fios de aço como apresentado na Figura 2-4. Seu helicóptero era incapaz de realizar um voo bem sucedido, pois além de ferir diversos conceitos aerodinâmicos utilizava força humana como fonte de potência. Leonardo da Vinci é considerado a primeira pessoa a apresentar o conceito de asa rotativa.

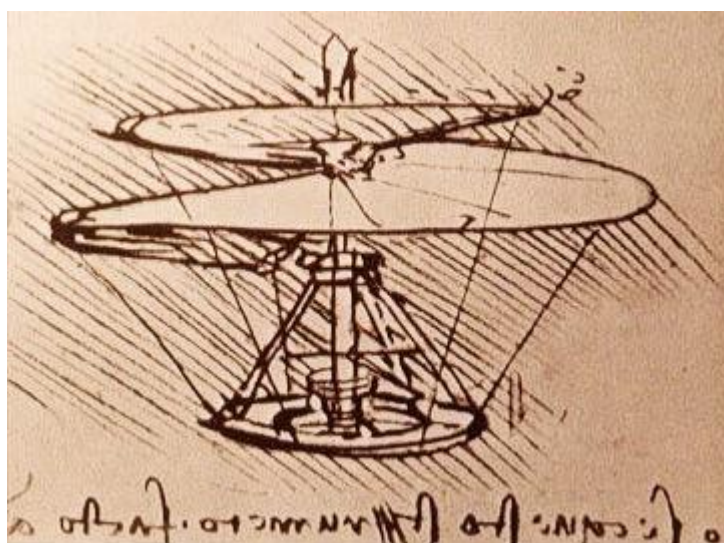


Figura 2-4 – Conceito de helicóptero de Leonardo Da Vinci, Rosen [3]

1754 d.c. – No ano de 1754 o pai da ciência Russa chamado Mikhail Lomonosov sugeriu uma máquina de rotores coaxiais que podia ser utilizada para ascender instrumentos meteorológicos. Era um modelo similar ao *Chinese Top* cuja fonte de potência era uma tira de elástico.

1776 d.c. – A primeira hélice a ser acionada por um motor a gasolina equipou um bote e foi instalado por Frederick Lanchester. David Bushnell pela primeira vez utilizou hélices acionadas à força humana em seu submarino Turtle (Figura 2-5).



Figura 2-5 – Submarino Turtle, Rosen [3]

1783 d.c. – O naturalista francês Launoy assistido pelo seu mecânico Bienvenu desenvolveu uma versão contra rotativa do *Chinese Top* como pode ser visto na Figura 2-6.

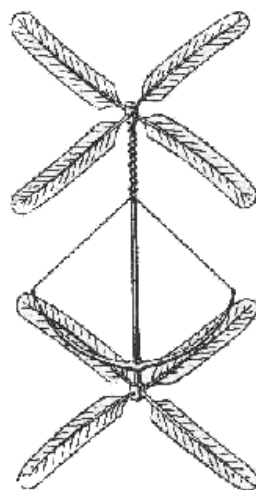


Figura 2-6 – Chinese Top contra rotativo de Launoy, Rosen [3]

1784 d.c. – J.P. Paucton foi o primeiro Europeu a propor o helicóptero como veículo capaz de carregar um homem. Em seu trabalho chamado *Theorie de la vis d'Archimedes* Paucton descreve uma máquina movida à força humana o *Pterophere* que contém duas hélices, uma responsável por manter o voo e outro por propelar a aeronave para frente.

1792 d.c. – George Cayley construiu um modelo de helicóptero com dois rotores e o descreveu em seu trabalho *On Aerial Navigation* em 1796. Este era muito similar aos modelos de Launoy e Beinvénus. No final do século XVIII Cayley já havia construído vários modelos que ascenderam voo vertical com sucesso. Em 1843 Cayley desenvolveu a aeronave que ele chamou de *Aerial Carriage*, este veículo nunca foi construído, pois os motores a vapor empregados inviabilizava seu voo devido ao peso excessivo.

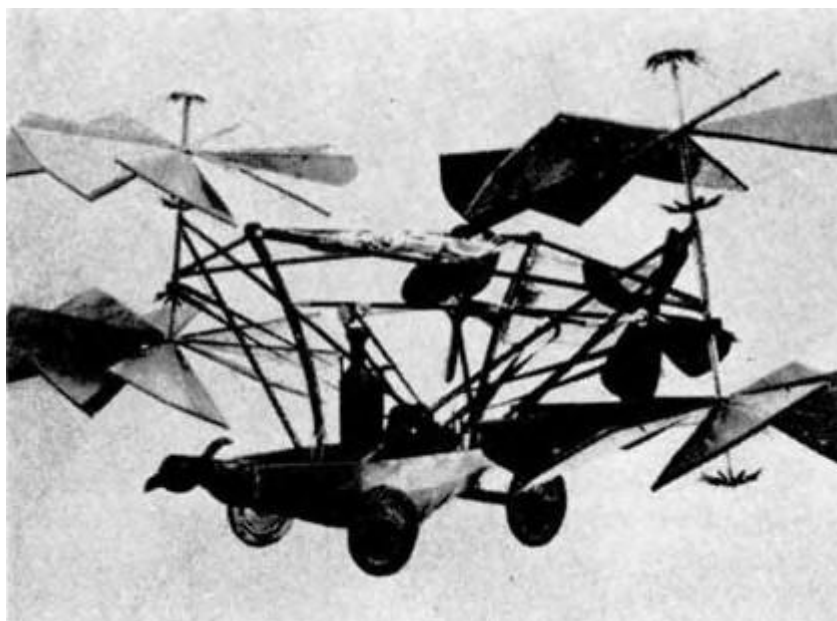


Figura 2-7 – Aerial Carriage de George Cayley, Rosen [3]

1827-1835 d.c. – Josef Ressel inventou uma hélice fusiforme com múltiplas pás fixadas em uma base cônica, esta permitiu que barcos a vapor viajassem a velocidades muito maiores que os barcos à vela. Em 1835 Francis Petit Smith descobriu acidentalmente o formato fusiforme de Ressel, esta descoberta se deu durante o teste de um barco propellido a “parafuso de Arquimedes”, onde algumas espiras do parafuso se partiram dando a este a forma das hélices atuais. Francis Petit Smith constatou que a embarcação se movia de forma

mais rápida com o parafuso quebrado do que com o parafuso inteiro. Na mesma época Frédéric Sauvage e John Ericsson patentearam um parafuso similar ao obtido por Francis Petit Smith. Desde então existe controvérsia de qual destes três últimos é o pai da hélice moderna.

1842-1863 d.c. – Pioneiros como o inglês W.H. Philips, Octave Chanute, William Powers e Gustave Ponton d'Amecourt construíram modelos de máquina para voo vertical empregando o conceito de hélice, todas incapazes de alçar voo.

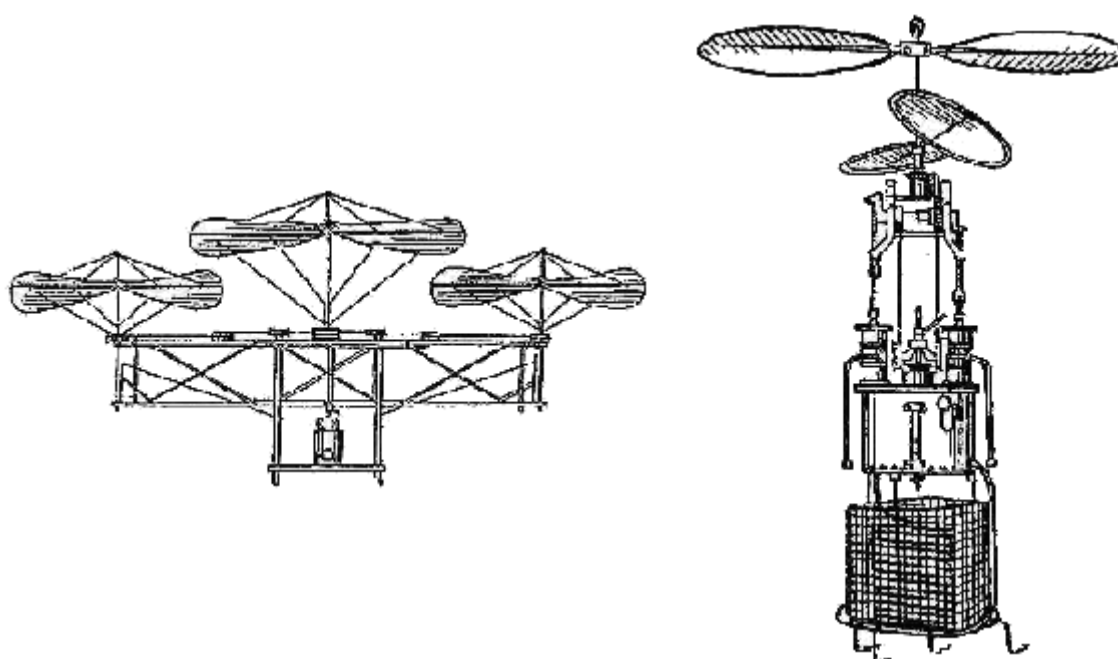


Figura 2-8 – À esquerda máquina de Chanute, à direita helicóptero de Ponton, Rosen [3]

1898 d.c. – No século XIX o primeiro homem a empregar hélices no controle de dirigíveis foi Alberto Santos Dummont. As hélices por ele desenvolvidas eram pouco eficientes, pois não eram adequadamente projetadas.

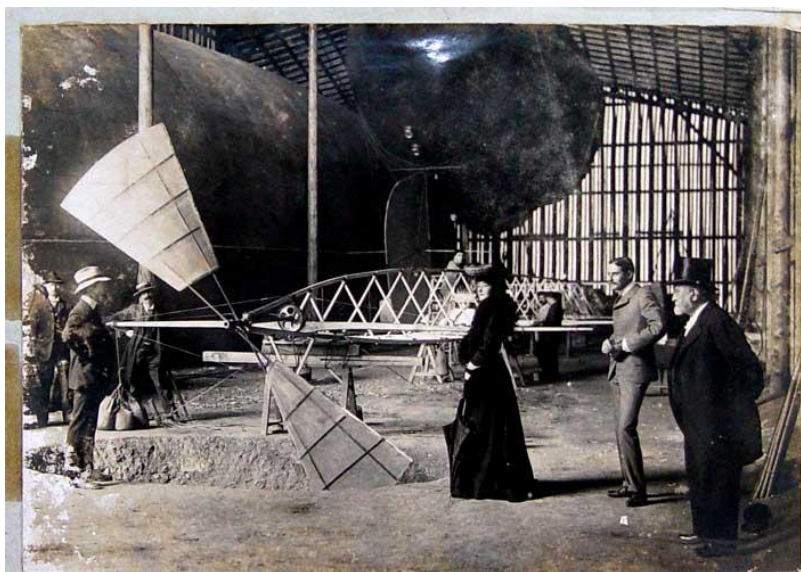


Figura 2-9 – Santos Dumont ao lado da hélice de seu dirigível, de cartola Samuel Langley

Entre 1865 e 1889 Rankine e Froude desenvolvem a chamada Teoria Geral da Quantidade de Movimento de Hélices (QDM) ou simplesmente teoria do disco atuador, que é aplicada apenas a hélices de um número grande de pás.

1900 d.c. – A hélice torcida moderna foi inventada pelos irmãos Wright. Eles concluíram que até aquela data todo conhecimento sobre desenvolvimento de hélices era puramente empírico. Os irmãos Wright concluíram que uma hélice é uma asa cuja velocidade radial varia ao longo de seu comprimento, devido a isto a hélice deve ser torcida para que seja aerodinamicamente eficiente.

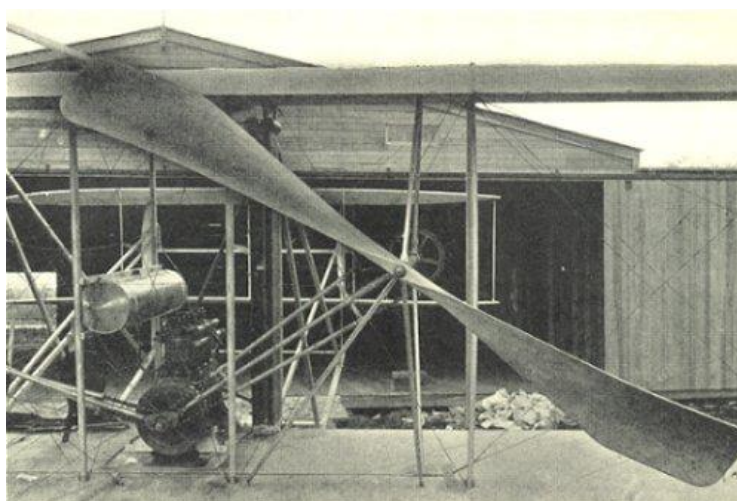


Figura 2-10 – Hélice dos irmãos Wright, Lienhard [6]

Século XX – Diversos estudiosos como Ludwig Prandtl, Betz, Goldstein, Theodore Theodorsen e Eugene Larrabee desenvolveram formas convenientes de se dimensionar e projetar uma hélice.

Dos conceitos mais importantes destaca-se no início do século XX a teoria da asa de Prandtl-Munk. Por meio desta concluiu-se que a velocidade induzida ao longo da hélice deve ser determinada para que se possam estimar as curvas de desempenho da hélice com número finito de pás. Para se estimar a velocidade induzida ao longo da pá da hélice Prandtl propôs o coeficiente de interferência da esteira na pá da hélice. A partir dos estudos de Prandtl também foi possível concluir que, um carregamento ótimo para a hélice deve existir, este carregamento atuaria de forma similar ao carregamento elíptico da asa ideal. No mesmo período Betz aplicou a teoria da vorticidade a hélice, este estudo deu origem a chamada condição de mínima perda de energia.

Já em 1929, Goldstein aplicou a teoria do escoamento potencial a uma hélice de uma única pá, de baixo carregamento e em um baixo avanço. Diz-se que este foi o maior passo de todos na resolução do problema da hélice [7]. Goldstein resolveu o problema considerando apenas a esteira próxima a hélice, e não na região desenvolvida também chamada ao longe.

Em 1948 Theodorsen mostrou que a resolução de Goldstein era aplicada a hélices de carregamento elevado. Para isto Theodorsen considerou a esteira desenvolvida (ao longe). Este estudo permitiu que a condição de mínima perda de energia fosse aplicada a uma gama maior de problemas.

Já em 1970 Larrabee desenvolveu a primeira metodologia fechada para projeto de hélices ótimas baseado nos trabalhos de Goldstein e Theodorsen.

Atualmente a demanda por aeronaves de baixo consumo de combustível coloca a hélice como uma boa solução para o aumento de eficiência, superando em muito os modernos conjuntos moto-propulsor. Isto só se tornou possível a partir de 1970, quando nasceu a

configuração *unducted fan* também chamada de *propfan* ou *open rotor*. Esta configuração se trata de uma hélice ligada diretamente a turbina da turbina aeronáutica, se estima que o open rotor vá ser 25% mais econômico que os *turbofan* atuais.

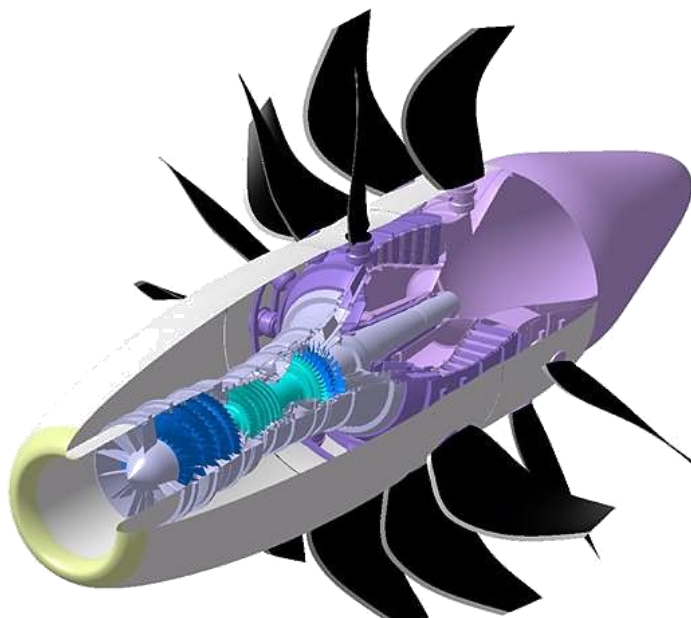


Figura 2-11 – A hélice aplicada na configuração *open rotor*, [3]

2.3. Consumo de Energia em Aeronaves Propulsionadas a Hélice

Devido a fatores como alta no preço do petróleo e políticas que punem proprietários de aeronaves poluidoras, as empresas que exploram economicamente os céus procuram cada vez mais por veículos energeticamente eficientes. A partir dos estudos de Stepniewski [8] de todos os geradores de tração estática, tanto os dependentes de ar quanto os não dependentes de ar, como o motor foguete, a hélice é uma das formas que operam a mais baixa relação de tração por área de geração de força durante a condição de tração estática. Consequentemente a hélice apresenta um dos mais baixos níveis de consumo de energia requerida na condição de tração estática.

Para estudo comparativo apresenta-se o conceito de tração específica (I_s). Pode-se interpretar a tração específica como a quantidade de tempo que um gerador de tração hipotético operaria consumindo a quantidade de combustível de peso igual a tração.

$$I_s = \frac{T}{\dot{W}_F} \quad 2-1$$

Na Figura 2-12 é mostrada a tração específica no eixo das ordenadas e a velocidade de *downwash* da esteira desenvolvida na abscissa para vários tipos de geradores de tração. Analisando a Figura 2-12 verifica-se que a tração específica para aeronaves movidas a hélice é em torno de 40.000 segundos enquanto que para o motor foguete é de poucas centenas de segundos.

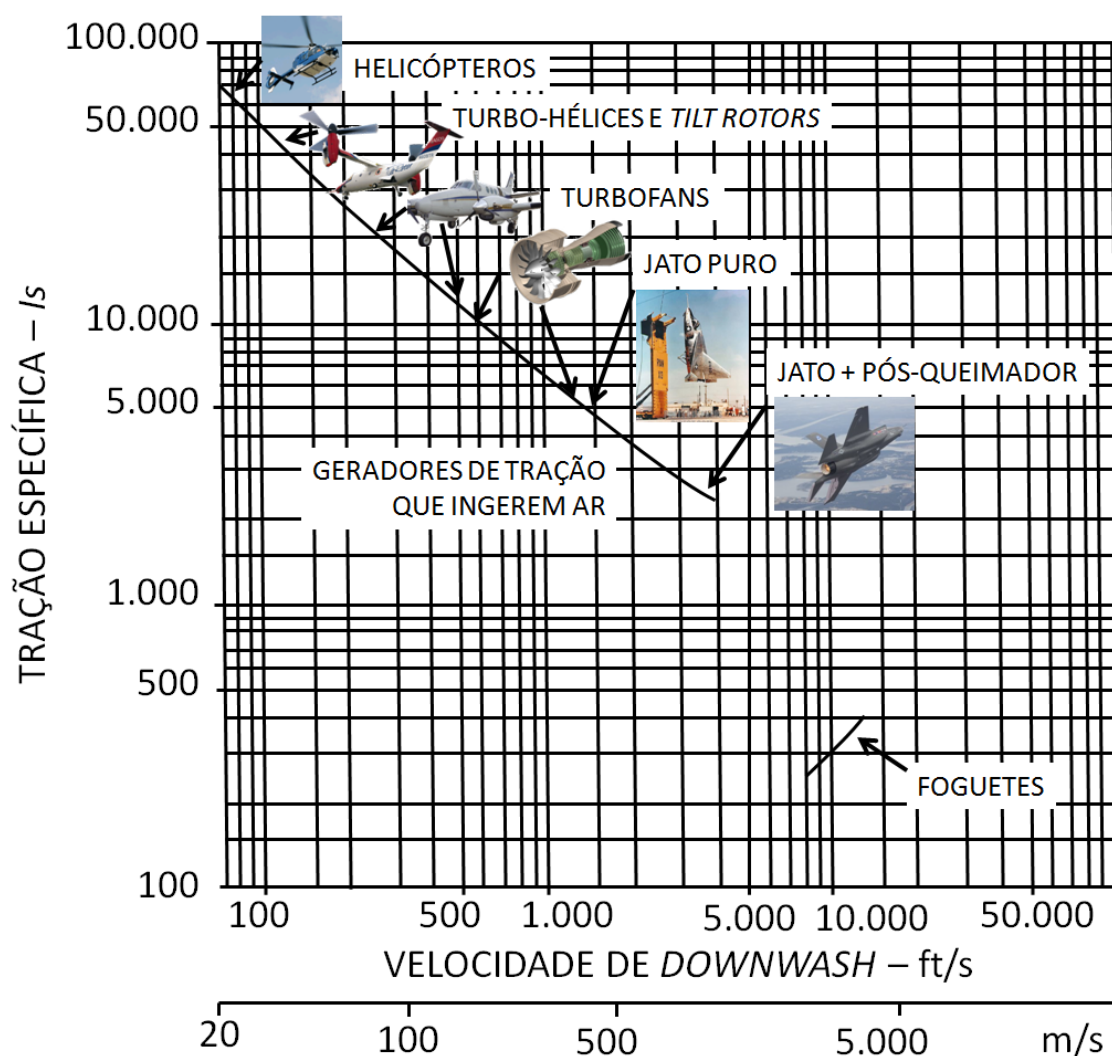


Figura 2-12 – Tração específica para vários geradores de tração, Stepniewski [8]

A fim de se criar sensibilidade para se tratar deste problema em seus mais diversos modos, apresenta-se um estudo similar para aeronaves em voo de cruzeiro. Em relação ao consumo de energia durante a translação horizontal um conceito similar ao da tração específica é apresentado, é a chamada distância específica (D_s) que representa a distância hipotética que um veículo pode viajar ao queimar seu peso em combustível.

Podem-se visualizar as distâncias específicas de turbo-hélices, helicópteros, *tilt-rotors* no modo avião, automóveis e dirigíveis na Figura 2-13 como função da velocidade. Ao se analisar esta figura, conclui-se que os turbo-hélices estão muito bem posicionados, sendo esta característica o que se espera deste tipo de aeronave, que é considerada ecologicamente correta devido a alta eficiência da hélice.

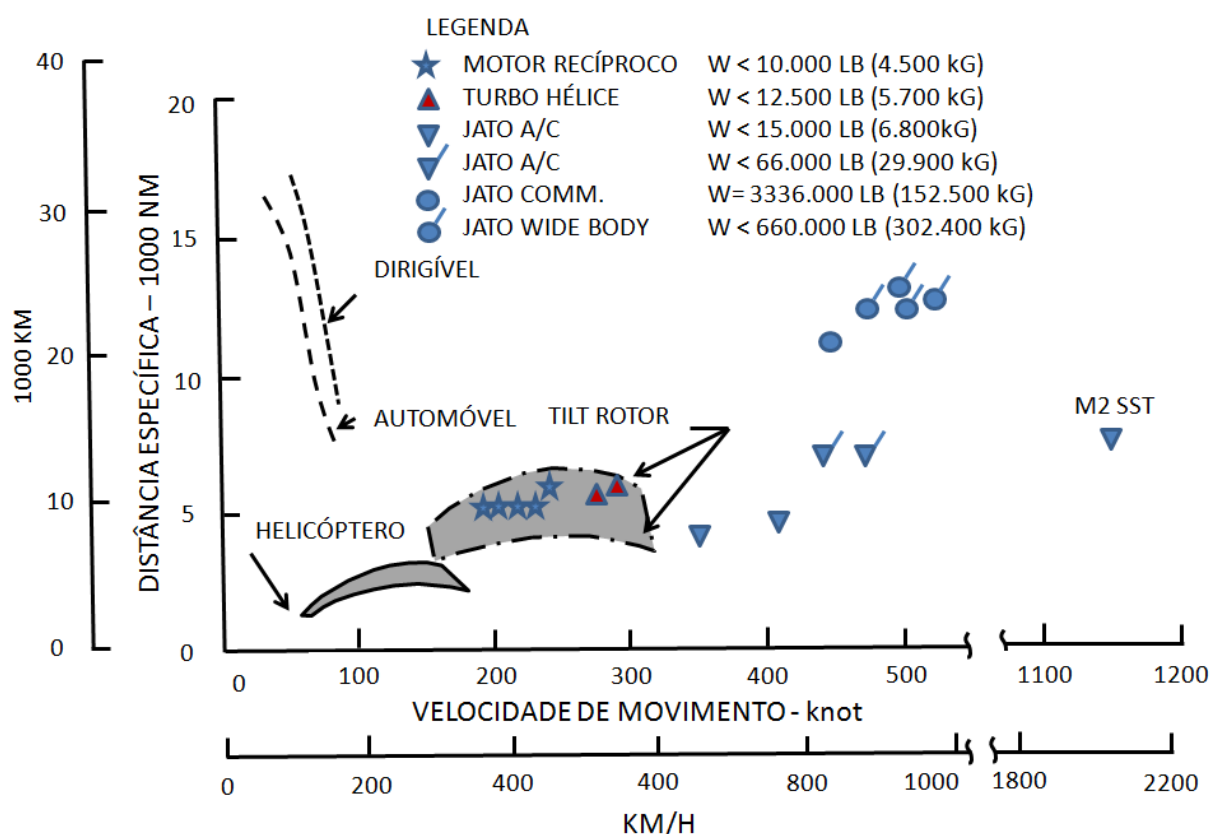


Figura 2-13 – Distância específica para vários veículos, em vermelho os Turbo Hélice,

2.4. Fatores a Serem Considerados no Desenvolvimento de uma Hélice

A seguir são listados diversos parâmetros que devem ser considerados antes de se iniciar o desenvolvimento de uma hélice.

2.4.1. Geometria da Hélice

Para o bom entendimento deste trabalho é necessário se descrever a geometria da hélice. Similar a uma asa a hélice pode ser definida pelo seu diâmetro (D) e dimensões locais como a corda (c) e o ângulo de torção local (β) que são funções da posição radial (r), sendo o ângulo de torção bem acentuado em relação ao da asa. Estes parâmetros podem ser visualizados na Figura 2-14.

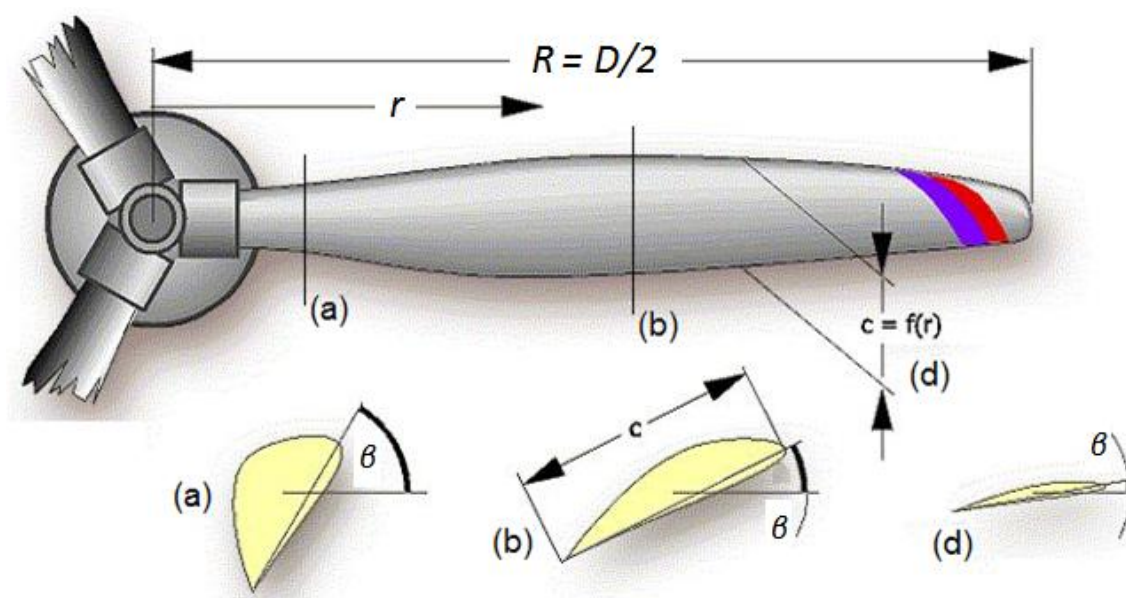


Figura 2-14 – Geometria da hélice, destaca-se a variação de β e aerofólio ao longo do raio,

Hepperle [4]

2.4.2. Limite Imposto Pela Aeronave e Motor

Devem ser observados os limites impostos pela aeronave, como altura máxima do solo, que pode vir a limitar o diâmetro da hélice. Os limites impostos pelo motor são rotação ideal de trabalho e potência entregue a hélice.

2.4.3. Passo da Hélice

O passo é a distância que a hélice penetra no ar ao executar uma revolução. Na Figura 2-15 visualiza-se claramente o passo da hélice em um tanque de cavitação.

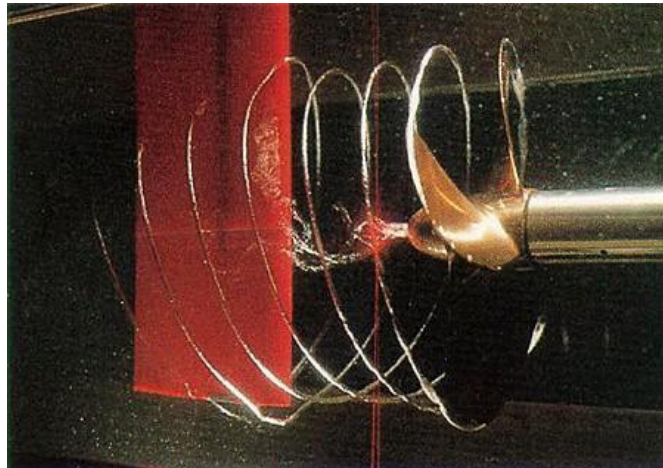


Figura 2-15 – Passo da hélice [9]

2.4.4. Distribuição de Torção

Se a torção de uma hélice for maior próximo à raiz do que na ponta da pá uma maior eficiência propulsiva é observada. Isto ocorre, pois a velocidade resultante é diferente ao longo da pá. Pode-se provar esta afirmação admitindo-se que os aerofólios da raiz da hélice tenham que gerar força similar a gerada pelos aerofólios da ponta da pá, e ainda que a força gerada é diretamente proporcional a velocidade e ao ângulo de torção. Como na raiz da hélice a velocidade radial é muito menor que a da ponta, conclui-se que um maior ângulo de ataque é exigido na região da raiz a fim de se compatibilizar as forças.

2.4.5. Solidez Total e Local

A solidez total (Equação 2-2) é a relação entre a área do disco da hélice e a área em planta ou projetada das pás. Neste parâmetro a corda e o número de pás da hélice são fatores críticos. Hélices de solidez total elevada têm eficiência superior a aquelas de baixa solidez total. Relações importantes devem ser observadas. Por exemplo, uma hélice de quatro pás tem

o mesmo desempenho que uma hélice similar de duas pás desde que a corda da hélice de duas pás seja o dobro da corda da hélice de quatro pás.

$$\sigma_{total} = \frac{B \cdot \int_0^R c(x) dr}{\pi \cdot R^2} \quad 2-2$$

Na Figura 2-16 se pode verificar fisicamente a relação estabelecida na Equação 2-2 sendo o dividendo a área das pás da hélice e o divisor a área do disco da hélice.

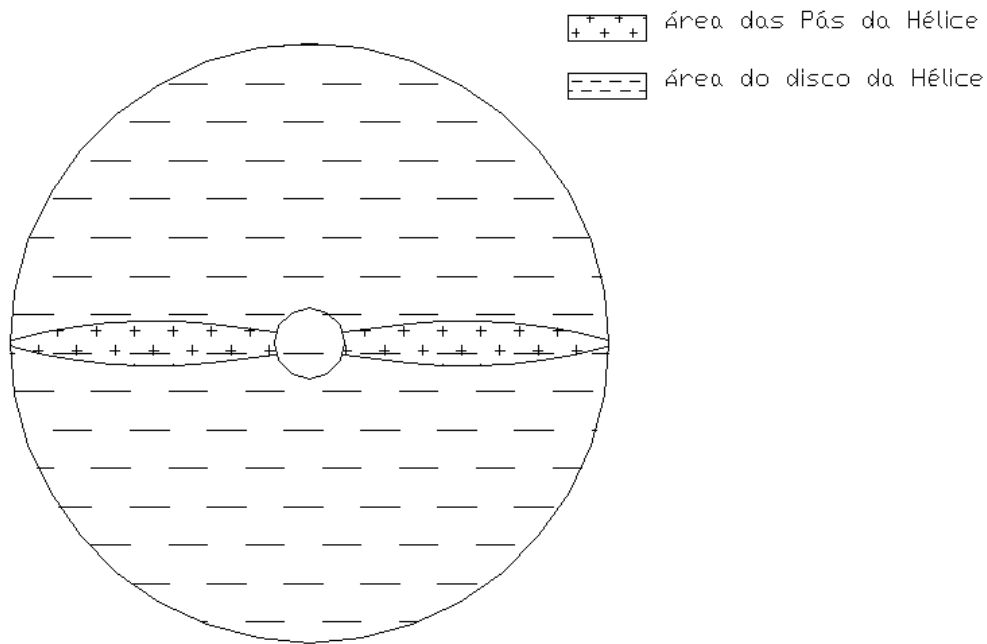


Figura 2-16 – Áreas consideradas na composição da solidez total da hélice

A solidez local (Equação 2-3) é a relação entre a corda e o perímetro da hélice em uma determinada seção, como por exemplo, a 35% do raio. Este parâmetro é extensivamente empregado no cálculo de coeficientes semi-empíricos com o fator de interferência de Prandtl (F).

$$\sigma_{local} = \frac{B \cdot c(x)}{2 \cdot \pi \cdot r(x)} \quad 2-3$$

Na Figura 2-17 se pode visualizar fisicamente como os parâmetros da Equação 2-3 se relacionam para formar a solidez local.

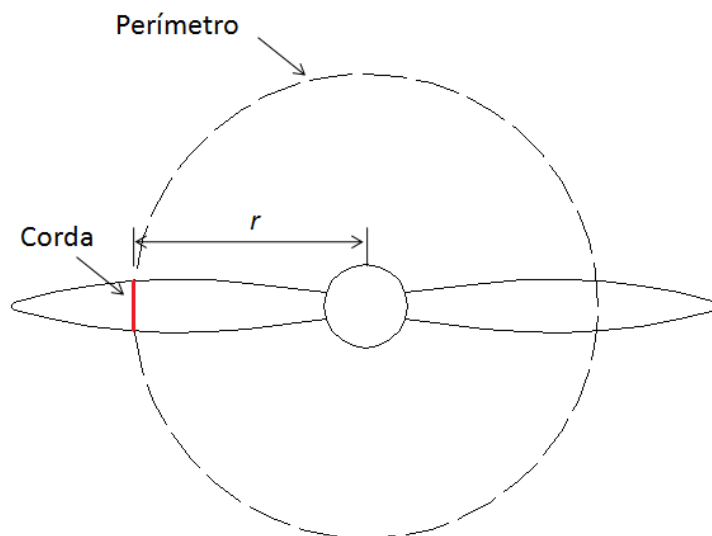


Figura 2-17 – Corda e perímetro considerados na composição da solidez local

2.4.6. Aerofólio

Devido a rotação da hélice o perfil de velocidades ao longo da pá não é constante (Figura 2-18). Portanto, os perfis devem ser selecionados de forma a se adequar de maneira eficiente a velocidade na qual vão operar. Como a ponta da pá está à alta velocidade deve-se empregar nessa região perfis de baixa espessura (Figura 2-19). A região da raiz da hélice requer perfis bojudos tanto devido a baixa velocidade de operação dessa região quanto aos grandes esforços ali presentes.

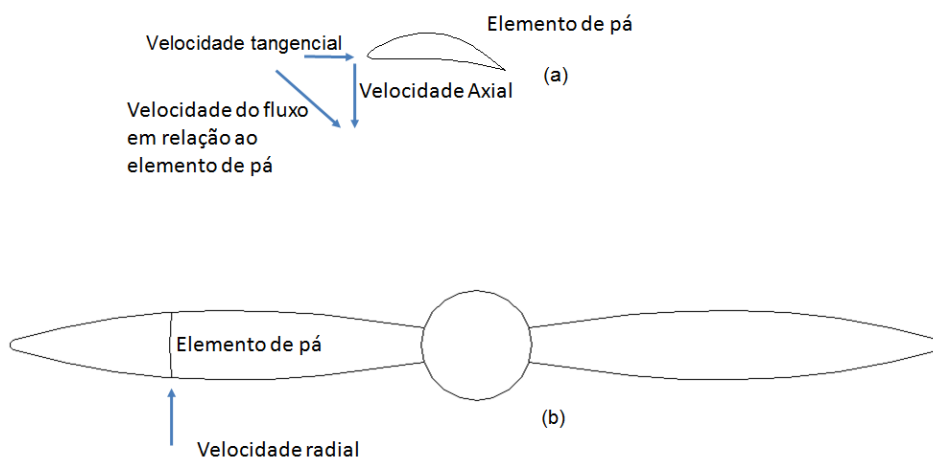


Figura 2-18 – Acima (a) vista em corte de uma pá contendo o seu triângulo de velocidades, abaixo (b) a vista de topo de uma hélice

Alguns aerofólios são mais eficientes a baixos ângulos de ataque, como é o caso do CLARK-Y, e outros a altos ângulos de ataque, como o RAF-6. Assim um determinado grupo de aerofólios deve ser empregado em hélices de baixo passo e outro em hélices de alto passo a fim de se maximizar a eficiência aerodinâmica do projeto.

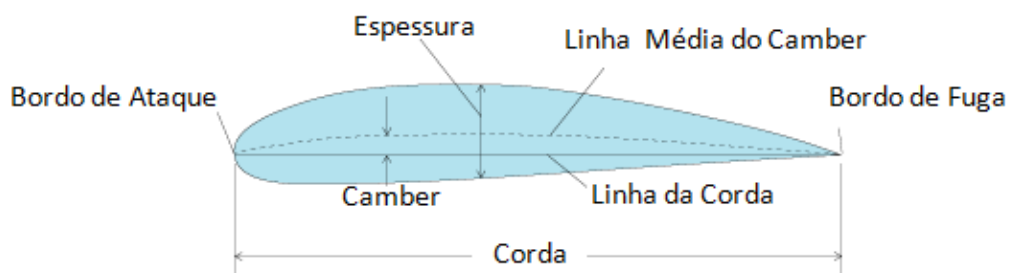


Figura 2-19 – Geometria do aerofólio que compõe o elemento de pá

2.4.7. Forma em Planta

Hélices com forma em planta curvada (enflechadas ou com *sweep* Figura 2-20) que operam totalmente em regime baixo subsônico, não apresentam ganhos de eficiência significantes quando comparadas a hélices similares não curvadas. Hélices que operam em regime alto subsônico podem ter o Mach local reduzido quando enflechadas, neste caso a forma em planta tem muita influência na aerodinâmica do projeto.



Figura 2-20 – Exemplo de hélice enflechada

2.4.8. Mach na Ponta da Pá

A ponta da pá pode operar até 0,85 Mach sem que ocorram perdas de eficiência significativas (Figura 2-21), porém caso o Mach exceda este valor limite, os valores de eficiência caem rapidamente. Este efeito é burlado alterando-se a forma em planta da pá como discutido na seção acima.

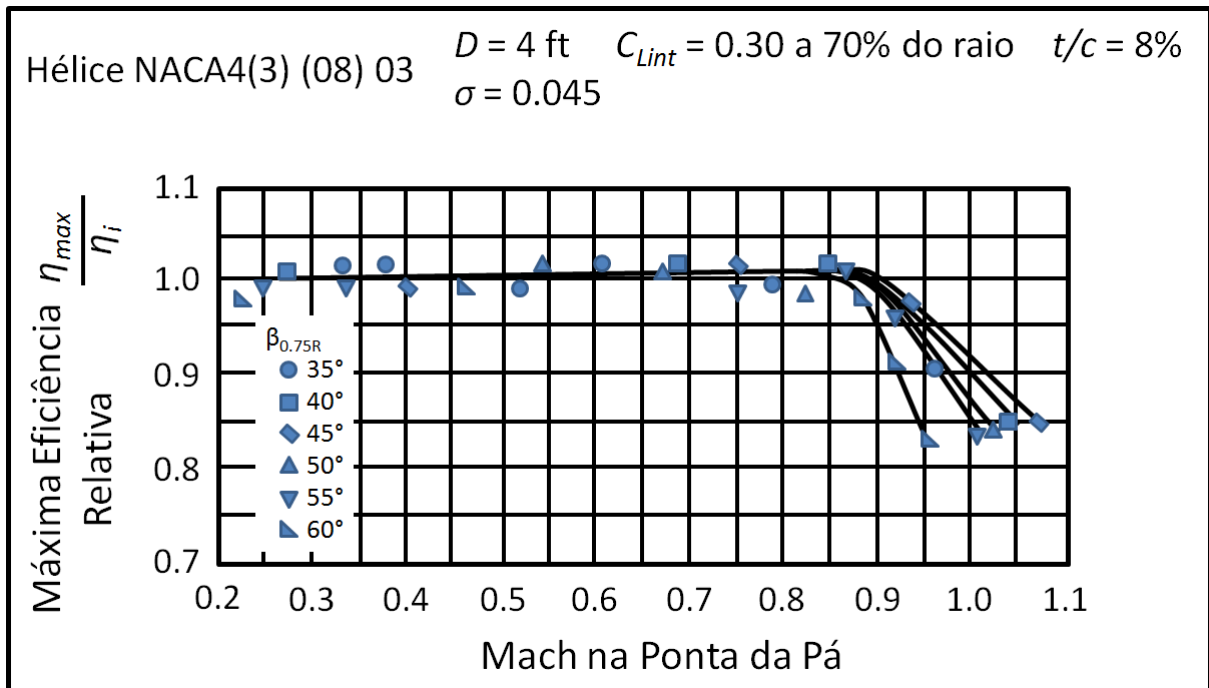


Figura 2-21 – Efeito da compressibilidade na eficiência máxima da hélice, Roskam [10]

2.4.9. Relações entre a Potência do Motor, Número de Pás e outras Variáveis

A função da hélice é absorver a potência produzida pelo motor transmitindo-a ao ar que passa pelo disco da hélice. Esta energia é utilizada para acelerar o ar gerando força de tração nas pás da hélice. Se a capacidade de absorver potência da hélice não combinar de forma própria com a potência do motor ambos se tornam ineficientes.

Conforme a potência do motor aumenta o projetista tem algumas opções a fim de se projetar uma hélice eficiente, como:

- Aumentar o diâmetro do disco, o que pode ser impraticável se a aeronave for baixa

- Aumentar a rotação o que é limitado pelo motor
- Aumentar o *camber* (Figura 2-19) que é uma alternativa viável, porém cuidado deve ser tomado para não se gerar uma geometria muito complexa
- Aumentar a corda ou a espessura das pás que tem as mesmas limitações do aumento de *camber* (seção 2.4.6)
- Aumentar o número de pás o que representa uma hélice de esteira organizada, porém de cordas pequenas e pás muito próximas umas das outras

Desta forma uma relação de compromisso deve ser estabelecida entre estas diversas variáveis a fim de se obter uma hélice eficiente e fabricável.

Complementando a discussão estabelecida é observado que o número de pás varia de 2 a 3 em aeronaves de baixa potência e de 4 a mais em aeronaves de alta potência, como é o caso da hélice de 10 pás desenvolvida e testada por Mitchell [11]. Logo se conclui que a razão pela qual o número de pás varia está relacionada principalmente com a potência produzida pelo motor. Fixando-se o diâmetro da hélice verifica-se que motores de maior potência requerem mais pás.

3. Características de Desempenho

3.1. Análise Dimensional

Para estudar o comportamento de uma hélice é necessário considerar todos os parâmetros que influenciam no seu desempenho. A fim de racionalizar este estudo pode-se através da análise dimensional combinar as diversas variáveis em grupos adimensionais, através dos quais fica mais fácil avaliar o desempenho como mostra Buckingham [12].

Os grupos adimensionais possibilitam prever o desempenho a partir do estudo de modelos em escala, ou ainda correlacionar grandezas diversas com precisão.

Este estudo se realiza com base nas quatro dimensões fundamentais das quais todas as outras são derivadas, são elas: massa, comprimento, tempo e temperatura, respectivamente $\{M\}$, $\{L\}$, $\{T\}$ e $\{\theta\}$.

Considerando uma hélice de passo fixo conclui-se que tudo que esta pode realizar é girar a uma determinada rotação (n). A partir da rotação uma hélice de determinado diâmetro (D) propicia torque (Q), tração (T) e consome potência (P). Deve-se considerar a densidade do fluido (ρ) e velocidade do escoamento (V).

Pode-se reduzir o número de variáveis de 7 para 6 a partir da relação estabelecida pela Equação 3-1. A Tabela 3-1 apresenta um resumo das variáveis discutidas acima.

$$P = 2 \cdot \pi \cdot n \cdot Q$$

3-1

Tabela 3-1 – As variáveis da hélice, seus significados e dimensões

Variável	Significado	Dimensão
d	Diâmetro da hélice	L
n	Rotação	T^{-1}
ρ	Densidade do ar	$FL^{-4}T^2$
V	Velocidade real do ar	LT^{-1}
P	Potência	FLT^{-1}
T	Tração	F

Pela Teoria dos Π de Buckingham conclui-se que 3 grupos adimensionais devem vigorar neste problema, e a partir da teoria é estabelecido os seguintes grupos adimensionais:

Avanço (Equação 3-2) é a razão entre a velocidade de voo e a velocidade na ponta da pá da hélice.

$$J = \frac{V}{n \cdot d} \quad 3-2$$

Coeficiente de tração (Equação 3-3) é similar ao coeficiente de sustentação (c_l) da asa, representa a força de tração que a hélice é capaz de gerar.

$$cT = \frac{T}{\rho \cdot n^2 \cdot d^4} \quad 3-3$$

Coeficiente de potência (Equação 3-4) é similar ao coeficiente de tração, este coeficiente representa a potência necessária para acionar a hélice.

$$cP = \frac{P}{\rho \cdot n^3 \cdot d^5} \quad 3-4$$

Definidos os coeficientes da hélice, pode-se demonstrar que a eficiência da hélice (Equação 3-5), pode ser expressa em termos do avanço (J), coeficientes de tração (cT) e potência (cP), conforme a Equação 3-6. Nesta equação, a eficiência da hélice é calculada como sendo a razão entre a potência utilizada para acioná-la e a potência que o motor entrega a ela.

$$\eta = \frac{T \cdot V}{P} \quad 3-5$$

$$\eta = J \cdot \frac{cT}{cP} \quad 3-6$$

Manipulando a Equação 3-1 introduz-se o coeficiente de torque cQ como mostra a Equação 3-7.

$$cQ = \frac{cP}{2 \cdot \pi} \quad 3-7$$

O sistema pode ser descrito em função de J , $cT(J)$ e $cP(J)$. O avanço é empregado como variável independente, pois é composto apenas por energia cinética, ou seja, descreve unicamente o movimento. Por outro lado, a potência e tração são quantidades dinâmicas, envolvendo forças e acelerações.

3.2. Métodos Usuais de Predição de Desempenho

Os métodos mais comuns para estimativa do desempenho de uma hélice conhecida se baseiam na teoria do disco atuador apresentada por Betz [13] e na teoria do elemento de pá, Pawlowski [14]. A união destas duas teorias dá origem à chamada teoria combinada como mostrado por Weick [15].

A teoria do disco atuador admite que a hélice sujeita o escoamento a mudanças de energia cinética, pressão estática e *momentum* angular. Essa teoria analisa estas mudanças propiciando como resultado tração, potência absorvida e eficiência máxima. A teoria da linha de sustentação de Prandtl é empregada em um formato ligeiramente modificado chamado Teoria do Elemento de Pá. Essa teoria discretiza a pá em diversas seções, sendo que cada seção é responsável por uma parcela da tração total. A teoria combinada conjuga os coeficientes de interferência da teoria do disco atuador com a tração e torque diferenciais da teoria do elemento de pá.

Existem outras formas sofisticadas para a estimativa do desempenho como método dos painéis, como mostra Stepniewski [8], e códigos de CFD (*Computational Fluid Dynamics*). Estes não serão abordados neste trabalho.

3.2.1. Teoria do Disco Atuador

Na teoria do disco atuador também chamada de teoria da conservação do *momentum* aplicada a hélices assume-se que o escoamento é incompressível, uniforme e não possui

rotação. A hélice física é substituída por um disco atuador infinitamente fino com número infinito de pás. Assume-se ainda que o disco esteja uniformemente carregado (Figura 3-1).

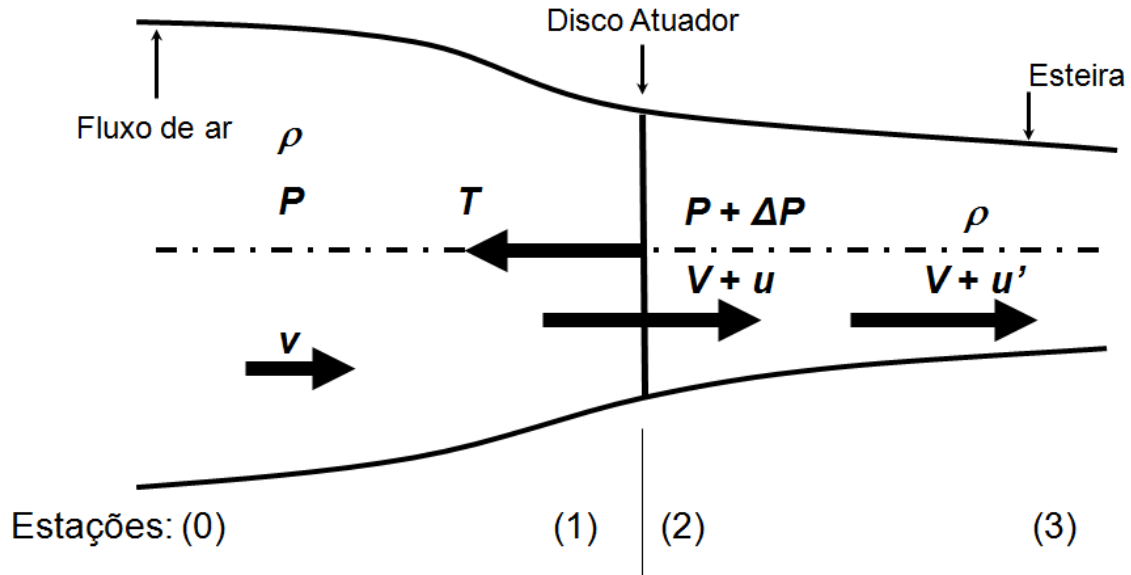


Figura 3-1 – Escoamento sobre uma hélice infinitamente fina

À frente do disco, as condições de pressão e velocidade são p e V . No disco a velocidade é $V+u$ e logo atrás do disco a pressão é $p+\Delta P$. O acréscimo de pressão é devido a hélice que adiciona energia ao escoamento. A equação de Bernoulli para escoamento incompressível é então aplicada, primeiro ao escoamento à frente do disco e então para o escoamento atrás do disco. Deste equacionamento é possível estabelecer a tração da hélice (Equação 3-8) e ainda que a velocidade induzida na esteira afastada (u') é o dobro da velocidade induzida no plano do disco da hélice Equação 3-9.

$$T = A \cdot \rho \cdot (V + u) \cdot u' \quad 3-8$$

$$2 \cdot u = u' \quad 3-9$$

Para se determinar a eficiência ideal da hélice livre deve-se calcular a potência a montante e a jusante da hélice, lembrando-se que a potência total do sistema é sempre constante, o que resulta na Equação 3-10.

$$\eta = \frac{T \cdot (V)}{T \cdot (V + u)} = \frac{V}{V + u} \quad 3-10$$

Analogamente ao ciclo de Carnot da termodinâmica esta última é a eficiência máxima que a hélice pode atingir. Em condições de operação reais esta eficiência nunca é alcançada devido a outras fontes de perda de energia.

3.2.2. Teoria do Elemento de Pá

Na teoria do elemento de pá a hélice é visualizada como uma asa extremamente torcida. Deste ponto de vista as forças que atuam nas pás da hélice são calculadas a partir dos dados dos aerofólios que a compõe. A Figura 3-2 mostra uma das seções transversais de uma das pás da hélice. A força aerodinâmica é aqui decomposta em força de sustentação (dL) e arrasto (dD), respectivamente perpendicular e paralela à velocidade resultante (V_R).

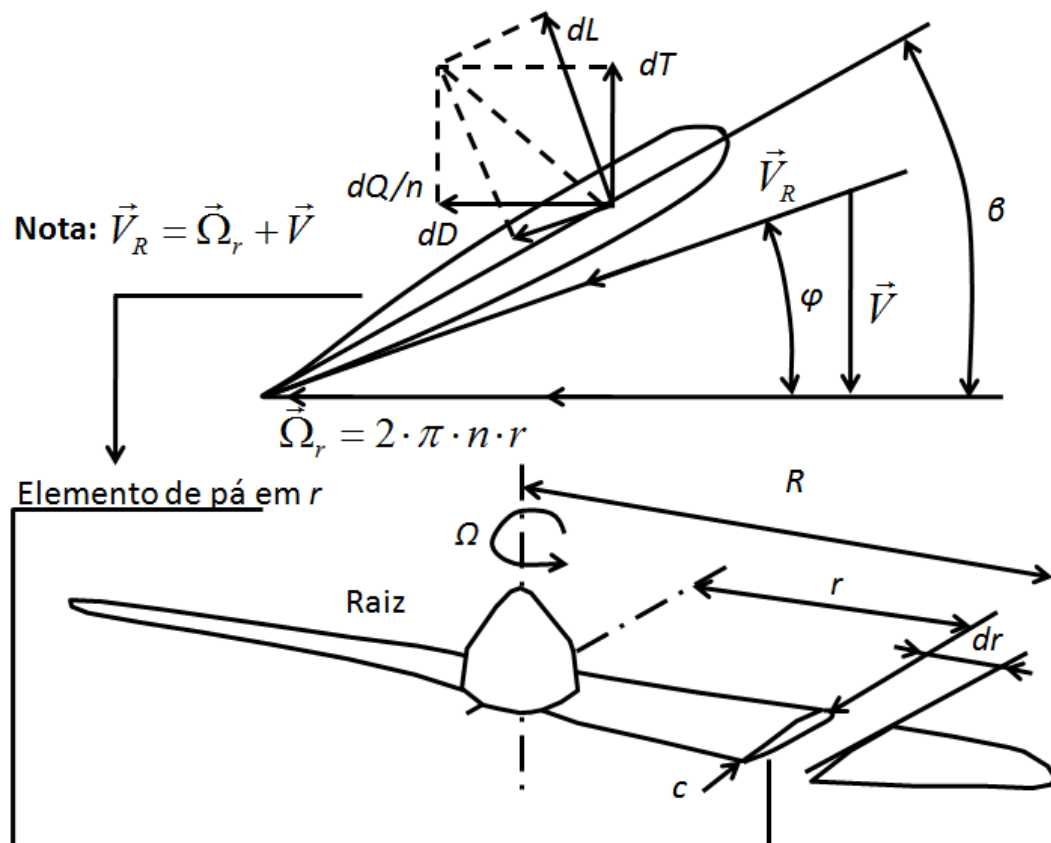


Figura 3-2 – Geometria de um elemento de pá, Roskam [10]

Analisando-se a Figura 3-2 conclui-se que a tração no elemento (dT) é formado por sustentação (dL) e arrasto (dD):

$$dT = dL \cdot \cos(\phi) - dD \cdot \sin(\phi) \quad 3-11$$

Considerando-se os coeficientes aerodinâmicos do perfil a Equação 3-11 se transforma na Equação 3-12.

$$dT = \frac{\rho \cdot V_R^2 \cdot c \cdot dr \cdot [cl \cdot \cos(\phi) - cd \cdot \sin(\phi)]}{2} \quad 3-12$$

O torque também é composto pelas componentes dL e dD :

$$dQ = [dL \cdot \sin(\phi) + dD \cdot \cos(\phi)] \cdot r \quad 3-13$$

De forma análoga a Equação 3-12 se obtém a Equação 3-14.

$$dQ = 0,5 \cdot \rho \cdot V_R^2 \cdot c \cdot r \cdot dr \cdot [cl \cdot \sin(\phi) + cd \cdot \cos(\phi)] \quad 3-14$$

A eficiência se torna então:

$$\eta = \frac{V \cdot dT}{\Omega \cdot dQ} = \frac{V \cdot [dL \cdot \cos(\phi) - dD \cdot \sin(\phi)]}{\Omega \cdot r \cdot [dL \cdot \sin(\phi) + dD \cdot \cos(\phi)]} \quad 3-15$$

Ou ainda:

$$\eta = \tan(\phi) \cdot \frac{[cl \cdot \cos(\phi) - cd \cdot \sin(\phi)]}{[cl \cdot \sin(\phi) + cd \cdot \cos(\phi)]} \quad 3-16$$

Na teoria do elemento de pá os mecanismos de desenvolvimento de sustentação e de arrasto são levados em consideração, o que não ocorre na teoria do disco atuador, entretanto a velocidade induzida não está sendo considerada nesta análise. Desta forma a velocidade induzida deve ser obtida com precisão a fim de se integrar os esforços ao longo da pá.

3.2.3. Teoria Combinada

Nesta teoria o escoamento induzido devido a sustentação gerada na pá da hélice é considerado. Ressalta-se que a velocidade induzida foi considerada na teoria do disco atuador e não foi considerada na teoria do elemento de pá. Através da análise da Figura 3-3 conclui-se que a velocidade resultante considerando a induzida (V_{Ro}) é expressa por:

$$V_{Ro} = V_R \cdot \cos(\theta) = \left[\frac{2 \cdot \pi \cdot n \cdot r}{\cos(\phi)} \right] \cdot \cos(\theta) \quad 3-17$$

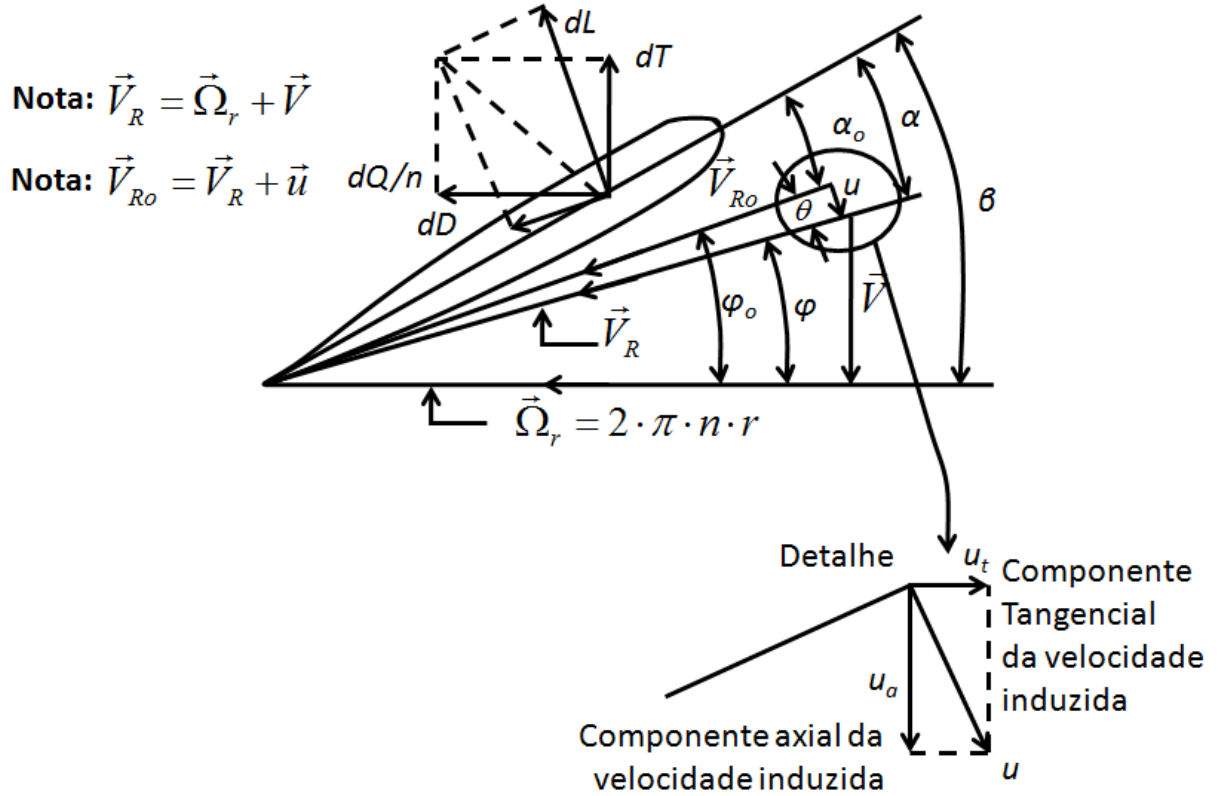


Figura 3-3 – Ângulos e velocidades em um elemento na teoria combinada, Roskam [10]

Sendo a tração elementar total (considerando o número de pás) dado por:

$$dT = B \cdot [dL \cdot \cos(\phi_o) - dD \cdot \sin(\phi_o)] \quad 3-18$$

Considerando-se os coeficientes aerodinâmicos do perfil dT se torna:

$$dT = B \cdot 0,5 \cdot \rho \cdot V_{Ro}^2 \cdot c \cdot dr \cdot [cl \cdot \cos(\phi_o) - cd \cdot \sin(\phi_o)] \quad 3-19$$

Ao se introduzir a Equação 3-17 a 3-19 se obtém:

$$dT = B \cdot \rho \cdot 2 \cdot \left[\frac{\pi \cdot n \cdot r \cdot \cos(\theta)}{\cos(\phi)} \right]^2 \cdot c \cdot dr \cdot [cl \cdot \cos(\phi_o) - cd \cdot \sin(\phi_o)] \quad 3-20$$

De forma similar o torque do elemento é:

$$dQ = B \cdot \rho \cdot 2 \cdot r \cdot \left[\frac{\pi \cdot n \cdot r \cdot \cos(\theta)}{\cos(\phi)} \right]^2 \cdot c \cdot dr \cdot [cl \cdot \sin(\phi_o) + cd \cdot \cos(\phi_o)] \quad 3-21$$

Para simplificar as Equações 3-20 e 3-21 se introduz as seguintes relações:

$$dcY = cl \cdot \cos(\phi_o) - cd \cdot \sin(\phi_o); \quad 3-22$$

$$dcX = cl \cdot \sin(\phi_o) + cd \cdot \cos(\phi_o); \quad 3-23$$

$$\lambda_T = \left(\frac{\cos^2(\theta)}{\cos^2(\phi)} \right) \cdot dcY; \text{ e} \quad 3-24$$

$$\lambda_Q = \left(\frac{\cos^2(\theta)}{\cos^2(\phi)} \right) \cdot dcX \quad 3-25$$

Desta forma:

$$dT = 2 \cdot B \cdot \rho \cdot \pi^2 \cdot n^2 \cdot x^2 \cdot R^3 \cdot c \cdot \lambda_T \cdot dx \quad 3-26$$

$$dQ = 2 \cdot B \cdot \rho \cdot \pi^2 \cdot n^2 \cdot x^3 \cdot R^4 \cdot c \cdot \lambda_Q \cdot dx \quad 3-27$$

Adimensionalizando-se as Equações 3-26 e 3-27, da mesma forma que se executou para as Equações 3-3 e 3-7, chegam-se em:

$$\frac{dcT}{dx} = \frac{2 \cdot \pi^3}{16} \cdot x^2 \cdot \sigma_{total} \cdot \lambda_T \quad 3-28$$

$$\frac{dcQ}{dx} = \frac{2 \cdot \pi^3}{32} \cdot x^3 \cdot \sigma_{total} \cdot \lambda_Q \quad 3-29$$

3.3. Análise das Perdas

3.3.1. Coeficientes de Interferência

Ao se estudar a tração e potência de uma hélice se faz necessário considerar várias perdas de potência que ocorrem em operações reais e não estão sendo consideradas nos modelos de cálculo idealizados. Para tanto são definidos os coeficientes de interferência axial e rotacional seguindo a geometria apresentada na Figura 3-4.

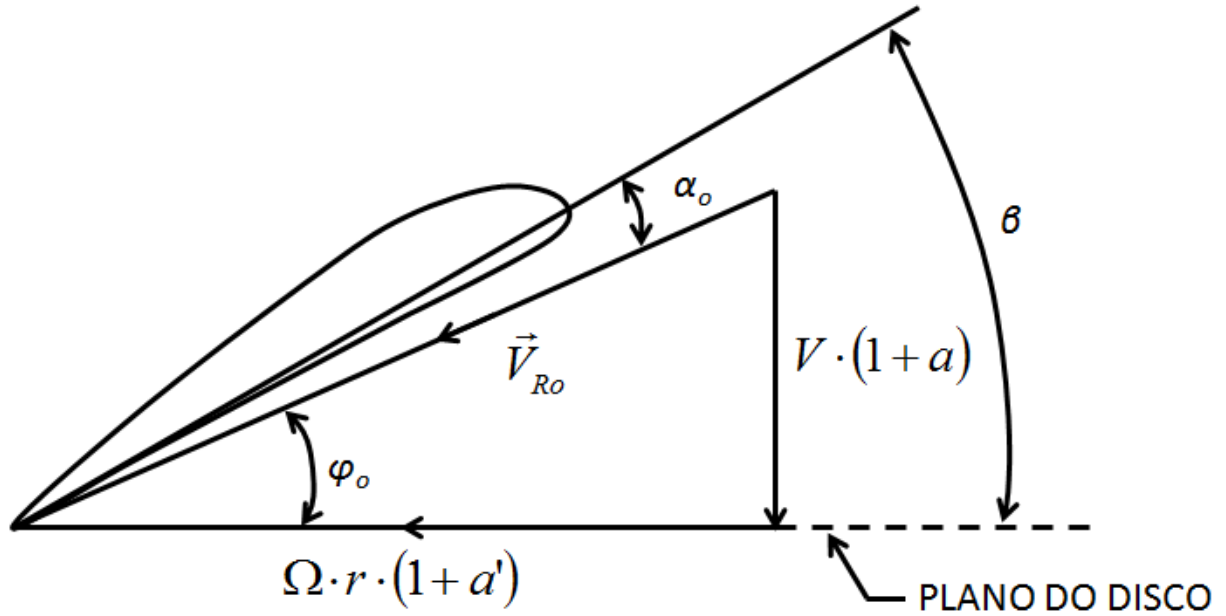


Figura 3-4 – Velocidades para um elemento localizado em r , Adkins e Liebeck [16]

O coeficiente de interferência axial como proposto por Roskam [10] é expresso na Equação 3-30:

$$a = \frac{\mu}{V} = \frac{-1 + \sqrt{1 + 8 \cdot \frac{dcT/dx}{\pi \cdot J^2 \cdot x \cdot B}}}{2} \quad 3-30$$

Onde μ é a componente axial da velocidade induzida como se apresentou na Figura 3-3.

Já a energia perdida devido à velocidade rotacional média da esteira (μ') pode ser descrita pelo coeficiente de interferência rotacional como:

$$a' = \frac{\mu'}{2 \cdot \pi \cdot n} = \frac{dcQ}{dx} \cdot \frac{4}{\pi^2 \cdot J \cdot x^3 \cdot (1 + a) \cdot B} \quad 3-31$$

Adkins e Liebeck [16] sugere que os coeficientes de interferência sejam calculados conforme as Equações 3-32 e 3-33.

$$a = \frac{\sigma_{local} \cdot dcY}{(F \cdot 4 \cdot \sin(\phi_o)^2 - \sigma_{local} \cdot dcY)} \quad 3-32$$

$$a' = \frac{\sigma_{local} \cdot dcX}{(F \cdot 4 \cdot \sin(\phi_o) \cdot \cos(\phi_o) + \sigma_{local} \cdot dcY)} \quad 3-33$$

Sob certas condições (normalmente próximo à ponta da pá) valores extremos de a e a' podem surgir, como respectivamente -1 e +1, valores fisicamente impossíveis. Viterna e Janetzke [17] sugerem para estes casos o valor empírico de 0,7 tanto para a quanto para a' , embora qualquer valor menor que 1 e superior a 0 (zero) possa ser empregado.

A partir da Figura 3-4 verifica-se que determinados os coeficientes o ângulo ϕ_o pode ser calculado como sendo:

$$\phi_o = \frac{V_{Ro} \cdot (1 + a)}{\Omega \cdot r \cdot (1 - a')} \quad 3-34$$

Ao se conceituar a teoria do disco atuador com os coeficientes aqui apresentados, pode-se introduzir o coeficiente de interferência axial na esteira afastada (b). De forma paralela a Equação 3-9 apresenta-se a Equação 3-35.

$$b = 2 \cdot a \quad 3-35$$

3.3.2. Ângulo Induzido

Sabe-se que em uma asa seu sistema de vórtices produz *downwash*, que por sua vez induzem ângulos ao longo da envergadura. Estes ângulos induzidos atuam reduzindo o ângulo de ataque local ao longo da envergadura. Uma hélice possui da mesma forma que a asa um sistema de vórtices que por um mecanismo semelhante induzem ângulos ao longo de toda a pá. Este ângulo induzido está representado na Figura 3-3 como sendo θ . Existem várias formas de se estimar este ângulo. Como visto na Figura 3-4 pode-se estimá-lo a partir dos coeficientes de interferência (a e a') e da Equação 3-36. Como alternativa Roskam [10] apresenta a Equação 3-37, já Larrabee [18] sugere a Equação 3-38.

$$\theta = \phi_o - \phi \quad 3-36$$

$$\theta = \frac{1}{2 \cdot \cos(\phi)} \cdot \left\{ - \left(\sin(\phi) + \frac{cl_\alpha \cdot \sigma_{total}}{8 \cdot x} \right) + \sqrt{\left(\sin(\phi) + \frac{cl_\alpha \cdot \sigma_{total}}{8 \cdot x} \right)^2 + 4 \cdot \cos(\phi) \cdot \frac{cl_\alpha \cdot \sigma_{total}}{8 \cdot x} \cdot (\beta - \phi)} \right\} \quad 3-37$$

$$\theta = asen \left(\left[\frac{1}{4} \cdot \left[\frac{\sigma_{local} \cdot \sqrt{\xi^2 + 1}}{F} \right] \cdot \frac{\sqrt{(\xi^2 + 1) \cdot \left\{ \xi^2 + \left(1 + \xi/2 \right)^2 - \left(\xi \cdot \xi/2 \right)^2 \right\}}}{\xi^2 + \left(1 + \xi/2 \right)^2}} \right] \cdot cl \right) \quad 3-38$$

Ao se admitir que a relação ξ é pequena o suficiente para ser desprezada a Equação

3-38 torna-se:

$$\theta = \frac{1}{4} \cdot \left[\frac{\sigma_{local} \cdot \sqrt{\xi^2 + 1}}{F} \right] \cdot cl \quad 3-39$$

3.3.3. Perdas na Ponta da Pá

Outra forma de se considerar as perdas originadas pelo sistema vortical que emana da pá (Figura 3-5) é apresentada por Stepniewski [8] e Nikolsky [19]. Neste modelo as perdas anteriormente modeladas como sendo o ângulo induzido θ são consideradas assumindo-se que a integração da tração da teoria combinada está sendo truncada abruptamente em uma estação anterior a última estação da pá, ou seja, para a integração da tração e torque o raio efetivo da hélice (r_e) é inferior ao raio de projeto conforme a Figura 3-6.

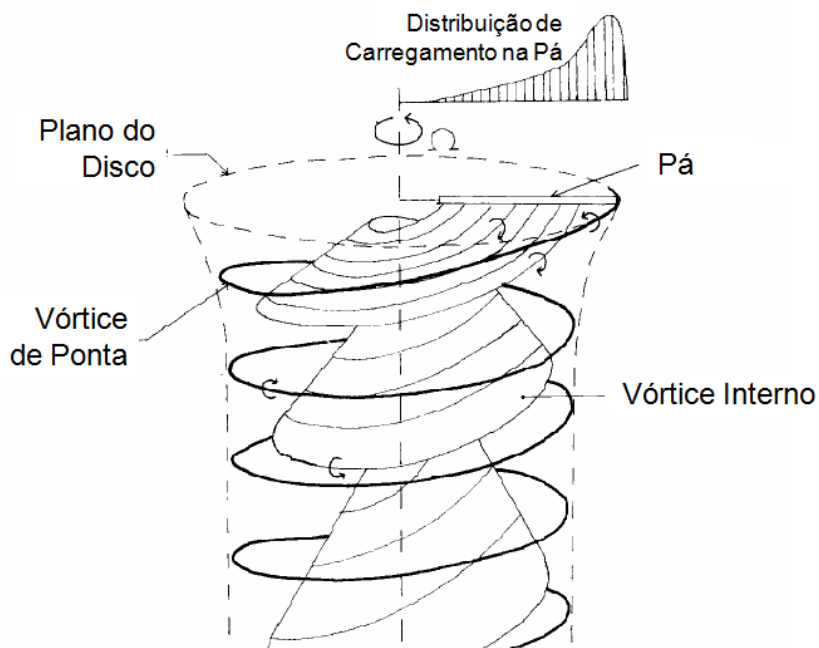


Figura 3-5 – Escoamento tridimensionalizado em uma hélice de uma pá, Nikolsky [19]

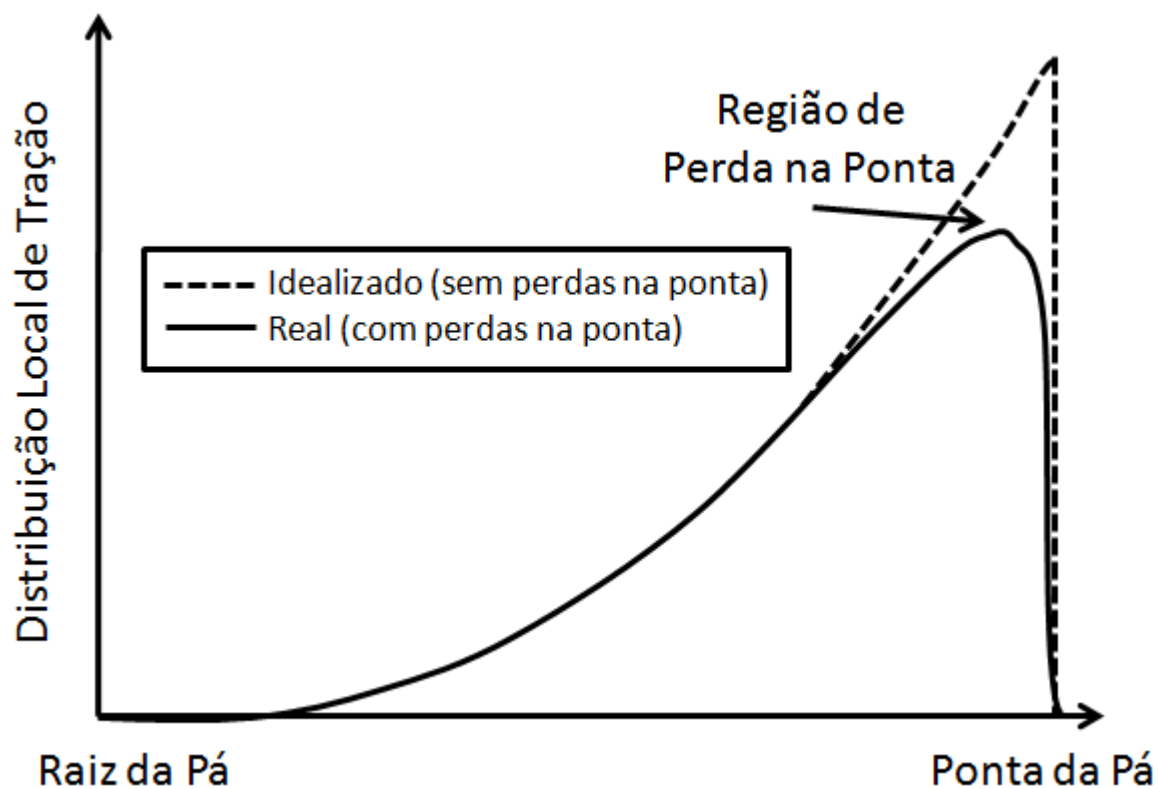


Figura 3-6 – Integração da tração considerando a tridimensionalização, Nikolsky [19]

Existem diversas fórmulas teóricas e empíricas para prever as perdas de ponta. Pode-se citar como exemplo o fator de correção de Prandtl [19] para hélices com número finito de pás, que é uma teoria simples e aproximada baseada na teoria do vórtice conforme as equações:

$$r_e = \frac{2 \cdot \arccos(e^{-f})}{\pi}$$

$$f = \frac{B \cdot (1 - x)}{2 \cdot \sin(\phi_{tip})}$$

$$\phi_{tip} = \arctan \left[\frac{V}{\Omega \cdot r} \cdot \left(1 + \frac{\zeta}{2} \right) \right]$$

$$\tan(\phi_o) = \frac{\tan(\phi_{tip})}{x}$$
3-40

Outros autores, como Stepniewski [8], recomendam que o raio efetivo seja expresso por:

$$r_e = R - 0,5 \cdot CAM$$
3-41

Sissingh [20] propõe a seguinte equação:

$$r_e = 1 - c_{root} \cdot \frac{[1 + 0,7 \cdot tr]}{1,5 \cdot R}$$
3-42

Neste trabalho adota-se o modelo do fator de correção de Prandtl, pois é o que se mostra mais fiel aos resultados experimentais. É usual chamar o raio equivalente (r_e) de F em uma alusão ao fator de interferência de Prandtl, como pode ser visto nas Equações 3-32 e 3-33.

3.3.4. Hélice *Ducted* (*Ducted Propeller*)

Algumas aplicações empregam hélices *ducted*, nestes casos considera-se que as perdas na ponta da pá são zero conforme apresenta Hepperle [4].



Figura 3-7 – Hélice *ducted*

3.3.5. Efeitos de Compressibilidade

Como indicado na Figura 3-8, os efeitos de compressibilidade causam um acréscimo aparente no ângulo de ataque do fluxo que incide no aerofólio. Portanto, pode-se afirmar que no alto subsônico a derivativa de sustentação do aerofólio é superior que a do baixo subsônico. A derivativa de sustentação pode ser corrigida de acordo com a fórmula de correção Prandtl-Glauert (Equação 3-43) ou a de Karman-Tsien (Equação 3-44) para mach até 1 como foram sugeridas por Anderson [22]. Para regimes supersônicos sugere-se o emprego da equação de Prandtl-Glauert modificada como representado pela Equação 3-45.

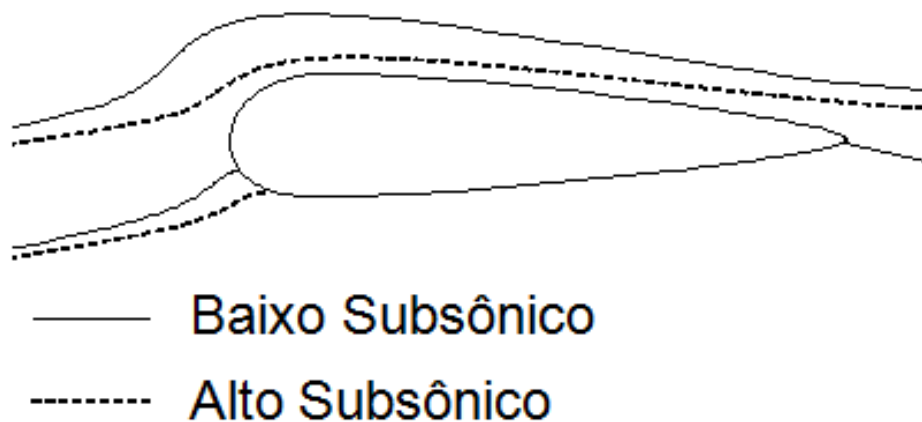


Figura 3-8 – Linhas de fluxo em baixo e alto número de Mach

$$cl_{\alpha C} = \frac{cl_{\alpha I}}{\sqrt{1-M^2}} \quad 3-43$$

$$cl_{\alpha C} = \frac{cl_{\alpha I}}{\sqrt{1-M^2} + \left(\frac{M^2}{1 + \sqrt{1-M^2}} \right) \cdot \frac{cl_{\alpha I}}{2}} \quad 3-44$$

$$cl_{\alpha C} = \frac{4 \cdot cl_{\alpha I}}{\sqrt{M^2 - 1}} \quad 3-45$$

Sabe-se que ocorre um incremento considerável no arrasto do perfil próximo ao chamado mach de divergência como se vê na Figura 3-9. A equação que quantifica de forma aproximada o incremento de arrasto devido ao aumento do número de mach é a equação de Victor Barinov como mostrada na Equação 3-46.

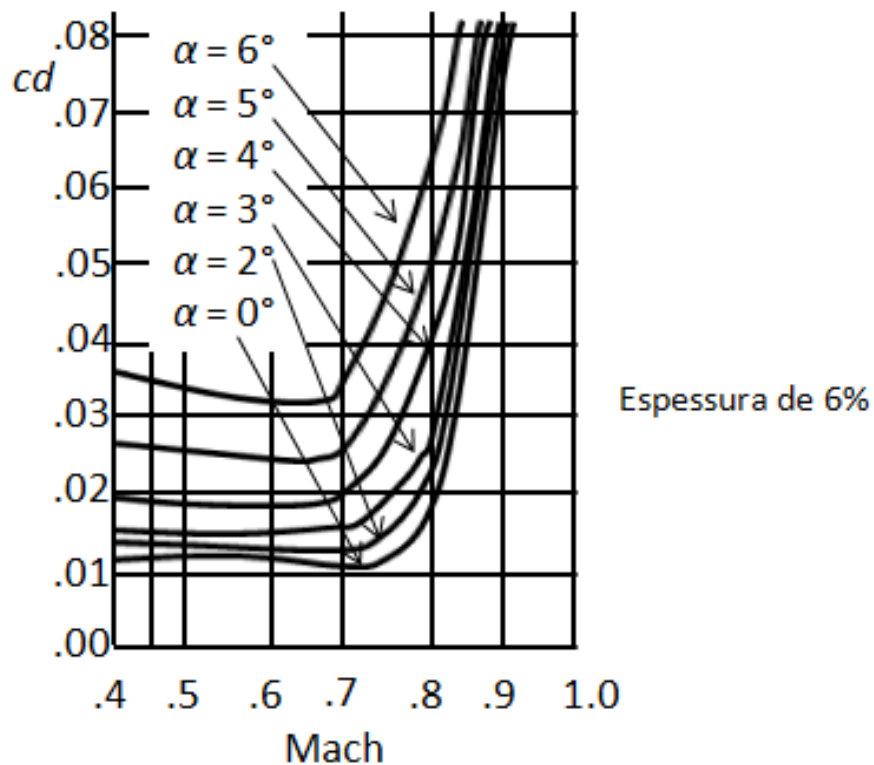


Figura 3-9 – Mach de arrasto de divergência, Abbott e Von Doenhoff [21]

$$cd_{wave} = 0,0035 \cdot \left(\frac{0,11}{0,11 - M + 0,5 + 0,805 + 0,5 \cdot \varphi_{c/4} - t / c_{médio} - 0,2 \cdot cl^2} \right) \quad 3-46$$

3.3.6. Efeitos de Bloqueio

Um dos efeitos introduzido pelo corpo da aeronave ou pelo *spinner* pode ser visualizado como uma redução na intensidade da velocidade local dos elementos próximos à raiz da hélice. Um método para contabilizar este efeito é sugerido por Torenbeek [23]. Neste método propõe-se a utilização de um avanço efetivo (Equação 3-47) aos elementos próximos à raiz da hélice, onde S_{cs} é a máxima seção transversal contida na esteira da hélice, como por exemplo, a máxima seção da *nacelle* ou fuselagem. Neste trabalho admite-se que elementos até 20% do raio estão sob influência desta redução de avanço efetivo. Como J é diretamente proporcional a V pode-se dizer que a velocidade dos elementos próximos à raiz da hélice sofre decréscimo em V dado pela constante da Equação 3-48.

$$J_{EFETIVO} = h \cdot J \quad 3-47$$

$$h = 1 - 0,329 \cdot \frac{S_{CS}}{D^2} \quad 3-48$$

Segundo Lowry [24] a presença da fuselagem reduz a velocidade efetiva do ar, isto faz com que a hélice opere em um avanço efetivo reduzido. Este valor é em média 8,5% menor que o valor nominal. Isto significa que um avanço calculado de 1 (um) exige um avanço experimental de 1,093 uma vez que 91,5% de 1,093 é 1. De forma prática, uma vez calculadas as curvas teóricas o eixo das abscissas deve ser deslocado 9,3%, esticando desta forma as curvas calculadas para a direita, um exemplo desta correção pode ser visualizado na Figura 3-10.

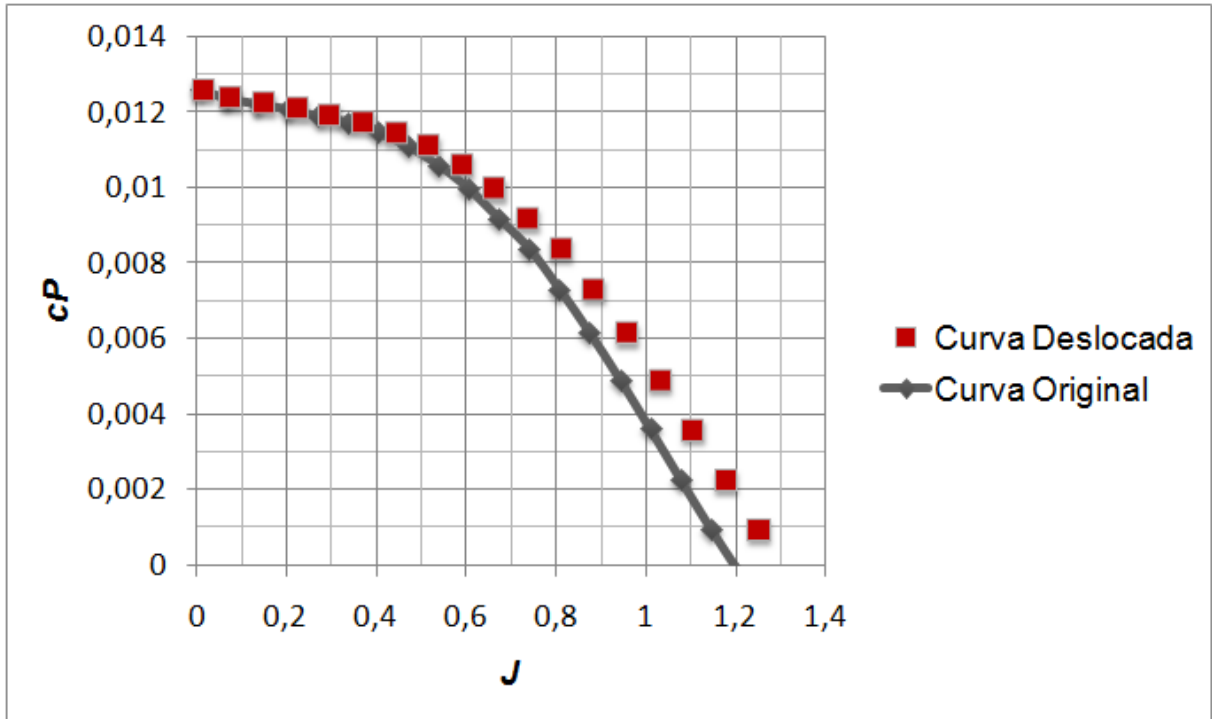


Figura 3-10 – Exemplo da correção do avanço devido a presença do corpo da aeronave

3.3.7. Efeito dos Componentes Imersos na Esteira (*Scrubbing*)

O arrasto de fricção dos componentes imersos na esteira da hélice sofre uma alteração significativa. Este efeito pode ser estimado como um acréscimo no arrasto da aeronave ou um decréscimo na tração da hélice.

Neste trabalho este efeito é modelado como uma alteração na tração da hélice, o que altera a sua eficiência através do fator de interferência $F_{SCRUBBING}$. De acordo com Torenbeek [23] $F_{SCRUBBING}$ pode ser estimado por:

$$F_{SCRUBBING} = 1 - 1,558 \cdot \left(\frac{\sigma_{ATM} \cdot 0,004 \cdot S_{WET}}{D^2} \right) \quad 3-49$$

O fator S_{WET} é a área molhada de todos os componentes imersos na esteira da hélice. Quando esta não é conhecida Lowry propõe para $F_{SCRUBBING}$ o valor de 95%. Desta forma o rendimento da hélice é dado por:

$$\eta_{INSTALLED_PROP} = \eta_{FREE_PROP} \cdot F_{SCRUBBING} \quad 3-50$$

3.3.8. Torção da Pá sob Altos Carregamentos

As pás da hélice se torcem quando submetidas a altos carregamentos, sendo que os elementos que a compõe têm seus ângulos β aumentados. Lowry [24] estabelece que hélices que trabalham a potência abaixo de 100 hp por pá não sofrem deste efeito, porém hélices com potência por pá acima de 100 hp devem ter o ângulo β de seus elementos de pá incrementados em:

$$\Delta\beta = \frac{P}{100hp \cdot B} - 1 \quad 3-51$$

3.4. Considerações

Diversas considerações serão feitas neste capítulo. Questões como enflechamento da pá, contração da esteira, representação do aerofólio e velocidade do escoamento dentro da esteira serão abordados. O objetivo destas considerações é o de detalhar a geometria e condição de trabalho da hélice, com isto o projetista tem maior subsídio para o desenvolvimento de uma hélice ótima.

3.4.1. Considerações Sobre o Enflechamento

Sabe-se que ao longo da hélice a velocidade resultante não é constante. Este efeito tem maiores proporções em uma hélice de grande diâmetro, ou seja, hélice com velocidade tangencial (VT) na ponta da pá muito maior ou tão grande quanto a velocidade axial. Como a velocidade incidente em um elemento de pá é a resultante entre a axial e a tangencial, conclui-se que as regiões próximas às pontas podem se encontrar em regime supersônico. Pode-se reduzir o número de Mach em um ponto qualquer da pá alterando-se o ângulo ψ , que é o ângulo entre a estação em estudo e a velocidade tangencial como mostra Sullivan [25]. Diz-se que hélices com estas características estão enflechadas, ou possuem *sweepback* como representado na Figura 3-11.

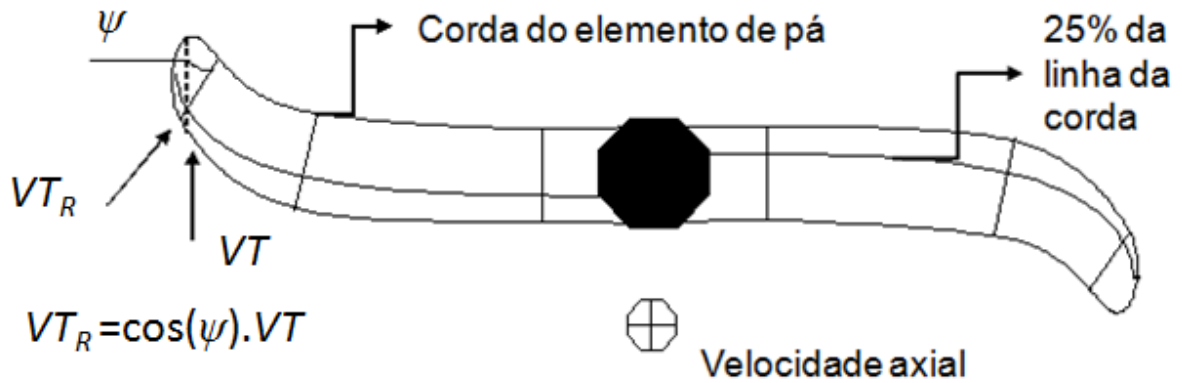


Figura 3-11 – Efeito do enflechamento sobre a velocidade tangencial local

A nova velocidade local chamada de velocidade tangencial reduzida (VT_R) é determinada pela equação:

$$VT_R = \cos(\psi) \cdot VT \quad 3-52$$

O enflechamento reduz a formação de ondas de choque podendo, portanto, reduzir os ruídos provocados por estas elevando a eficiência da hélice em operações de alta velocidade e alta rotação.

3.4.2. Considerações Sobre a Contração da Esteira

A partir da teoria do disco atuador é possível calcular a contração da esteira da hélice (Figura 3-1 e Figura 3-5) a partir da velocidade induzida como mostra Stepniewski [8]. Para o caso de translação axial da hélice a relação proposta é:

$$\frac{Ru}{R} = \sqrt{\frac{1 + V/u}{2 + V/u}} \quad 3-53$$

Ao se resolver a Equação 3-8 conclui-se que a velocidade induzida (u) a ser empregada na Equação 3-53 é dada por:

$$u = -0,5 \cdot V + \sqrt{0,25 \cdot V^2 + \frac{T}{2 \cdot A \cdot \rho}} \quad 3-54$$

Observa-se que quanto maior a velocidade (V) mais próxima de 1 (um) é a relação entre raios.

Outros autores como McCormick [26] sugerem que a contração da esteira seja expressa pela Equação 3-55. Convém notar que esta equação não considera a velocidade do escoamento, entretanto, ela considera a forma da esteira.

$$Bd = 1 + \frac{s}{\sqrt{s^2 + R^2}} \quad 3-55$$

Analisando-se a Equação 3-55 nota-se que a relação Bd tende ao valor 2, ou seja, no infinito o raio da esteira é metade de R . Ao incorporar a Equação 3-53 a 3-55 se obtém a Equação 3-56. Esta considera a contração exata como obtida na teoria do disco atuador em um ponto qualquer da esteira de forma geométrica proposta por McCormick.

$$Bd = 1 + \frac{s}{\sqrt{s^2 + \left(2 \cdot R \cdot \sqrt{\frac{1 + V/u}{2 + V/u}} \right)^2}} \quad 3-56$$

Lowry [24] diz que a contração da esteira eleva um pouco o coeficiente de potência calculado. Em situações típicas este aumenta no mesmo percentual em que a esteira contrai.

3.4.3. Considerações Sobre a Representação do Aerofólio

Para a correta caracterização aerodinâmica da hélice o carregamento nos aerofólios deve ser conhecido sob qualquer condição de trabalho, uma vez que o escoamento pode incidir sobre estes em vários ângulos de ataque. Os aerofólios da região da raiz da pá estão a altos ângulos de ataque, e são normalmente superiores ao de estol. Portanto, o projetista deve ser capaz de modelar os coeficientes de sustentação e arrasto do aerofólio na região do pós-estol como mostra a Figura 3-12. A fim de caracterizar o aerofólio a altos ângulos de ataque Lindenburg [27] apresenta um método empírico baseado na geometria do bordo de ataque do

aerofólio. Nesse trabalho se dá prioridade a curvas experimentais obtidas em túnel de vento como as apresentadas por Abbott e Von Doenhoff [21].

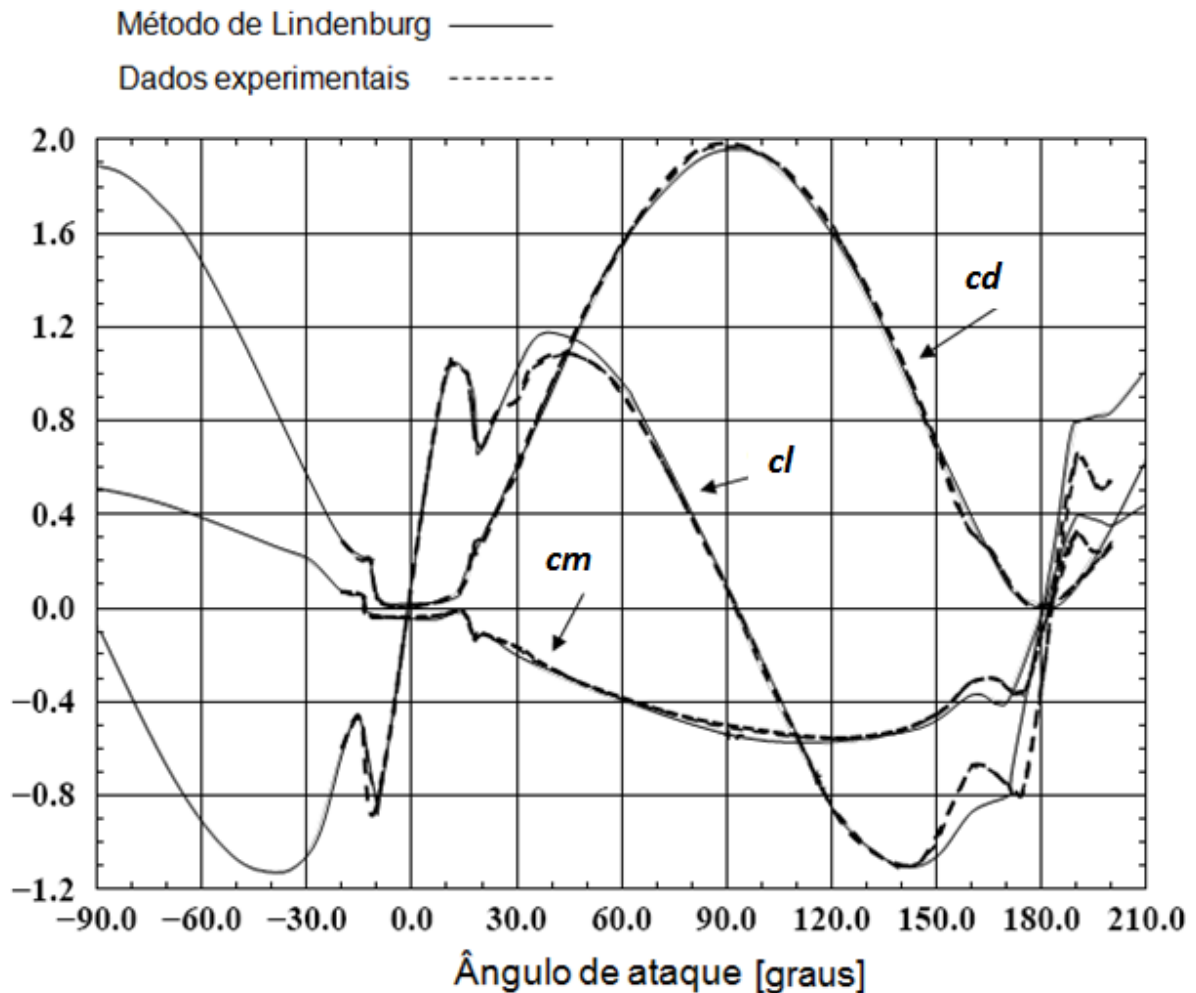


Figura 3-12 – Coeficientes para o aerofólio NACA 63-215, Lindenburg [27]

Um método analítico coerente para se representar as curvas de túnel de vento no desenvolvimento de asas rotativas é estabelecido por Prouty [28] no capítulo 6 de seu trabalho. Este método se mostra robusto considerando os efeitos de compressibilidade inclusive o mach de arrasto de divergência. Entretanto, esse não foi empregado devido a falta de dados aerodinâmicos.

3.4.4. Considerações Sobre o Fluxo Atrás do Disco da Hélice

O modelamento aerodinâmico de algumas aeronaves propelidas a hélice apresenta limitações, como por exemplo, durante decolagem e pouso, isto devido ao efeito introduzido

pela hélice no fluxo de ar que incide na asa e fuselagem, Hunsaker [29]. Em determinadas situações o CFD é empregado, entretanto esta solução é cara e demorada sendo muitas vezes inviável de ser utilizada em estágios iniciais do projeto. Pode-se estabelecer um método coerente a fim de prever o fluxo atrás do disco da hélice a partir da teoria do elemento de pá e teoria do disco atuador como já discutido até este ponto.

Uma vez estabelecido θ como visto na seção 3.3.2 deste trabalho, pode-se através da Equação 3-56 e da teoria do disco atuador, como apresentada na próxima equação, se estimar o valor da velocidade induzida axial ao longo da esteira.

$$u_{as} = \frac{u_a \cdot R^2}{(R \cdot Bd^{-1})^2} \quad \mathbf{3-57}$$

De posse de θ a velocidade axial no plano da hélice u_a pode ser estabelecida por meio das relações abaixo como mostra Roskam [10]:

$$\tan(\theta) = \frac{u}{V_{Ro}} \quad \mathbf{3-58}$$

$$u_a = u \cdot \cos(\phi_o) \quad \mathbf{3-59}$$

4. Desenvolvimento da Hélice Ótima

4.1. Equações da Conservação do Momentum (Teoria do Disco Atuador)

A metodologia para o desenvolvimento da hélice ótima como apresentada foi inicialmente desenvolvida por Larrabee [18] e posteriormente modificada por Adkins e Liebeck [16]. De acordo com a teoria do disco atuador, um elemento de fluido com massa dm se movendo da montante em direção ao disco da hélice, por um tubo anular com velocidade V , sai do disco com um incremento de velocidade dado por $V \cdot (1 + a)$. O elemento de massa dm se encontra na coroa circular de perímetro $2 \cdot \pi \cdot r \cdot dr$. Negligenciando-se o fluxo de massa radial, a taxa de massa por unidade de raio que passa através do disco é $2 \cdot \pi \cdot r \cdot \rho \cdot V \cdot (1 + a)$. O elemento dm se movimenta em direção a jusante incrementando seu valor para $V \cdot (1 + b)$. A teoria do disco atuador mostra que b é exatamente $2 \cdot a$. As perdas devido a tridimensionalização do escoamento são dadas pelo fator de interferência de Prandtl como já discutido, sendo neste ponto introduzido como sendo a perda de *momentum* do elemento de fluido na forma $2 \cdot V \cdot a \cdot F \cdot dm$. Assim a tração por unidade de raio pode ser expressa por:

$$T' = \frac{dT}{dr} = 2 \cdot \pi \cdot r \cdot \rho \cdot V \cdot (1 + a) \cdot (2 \cdot V \cdot a \cdot F) \quad 4-1$$

De forma similar o torque por unidade de raio é dado por:

$$Q' = \frac{dQ}{dr} = 2 \cdot \pi \cdot r^2 \cdot \rho \cdot V \cdot (1 + a) \cdot (2 \cdot \Omega \cdot r \cdot a \cdot F) \quad 4-2$$

4.2. Condição de Mínima Perda de energia de Betz

A fim de ilustrar a condição de mínima perda de Betz e Prandtl [30] introduz-se neste ponto o conceito de velocidade de deslocamento normal da esteira (u_{dn}), que pode ser

decomposta na velocidade de deslocamento tangencial da esteira (u_{dt}) e velocidade de deslocamento axial da esteira (u_{da}) como pode ser visto na Figura 4-1.

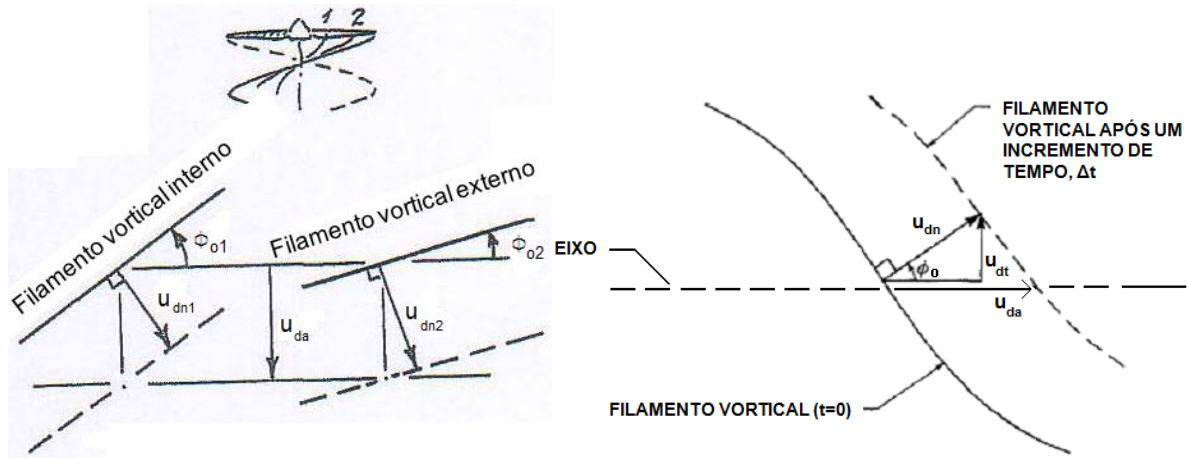


Figura 4-1 – Condição de Betz para mínima perda, Larrabee [18] e Adkins e Liebeck [16]

Se u_{da} é a velocidade de deslocamento da esteira desenvolvida, pode-se afirmar, fundamentando-se na teoria do disco atuador, que a velocidade induzida no disco da hélice tem metade do valor de u_{da} . Com base nesta discussão o detalhe da Figura 3-3 é reavaliado gerando-se a Figura 4-2. Esta relaciona u_{da} e a velocidade induzida (u), sendo a proporcionalidade entre estas para o caso da condição de mínima perda estabelecida pelas próximas equações.

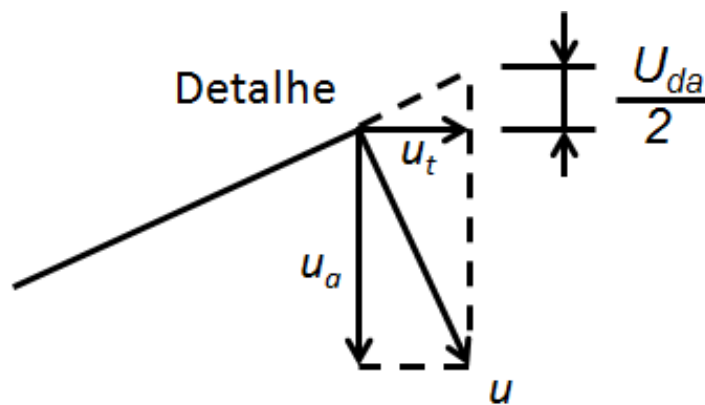


Figura 4-2 – Relação entre a velocidade induzida e a u_{da}

$$u_a = a \cdot V = \frac{u_{da}}{2} \cdot \cos^2(\phi_o)$$

$$u_t = a' \cdot \Omega \cdot r = \frac{u_{da}}{2} \cdot \cos(\phi_o) \cdot \sin(\phi_o) \quad 4-4$$

Para Betz em uma hélice pouco carregada, negligenciando-se a contração da esteira, a mínima perda de energia ocorre quando a relação $r \cdot \tan(\phi_o)$ é constante, ou seja, a esteira é uma superfície fusiforme regular. Theodorsen [7] estendeu a condição para hélices de alto carregamento ao incluir a contração da esteira. Este provou que num ponto da esteira suficientemente longe, na região contraída, a superfície de vórtices deve ser a mesma superfície fusiforme regular. Esta superfície de vórtices atua como um parafuso de Arquimedes, bombeando fluido para trás entre as superfícies helicoidais que atuam como se fossem rígidas.

Da constatação apresentada, da Equação 4-14 e da definição de λ conclui-se que nesta condição ζ é constante, ou seja, velocidade induzida constante ao longo de todo comprimento da pá. Tal conclusão nos remete à teoria do disco atuador que atesta que o máximo rendimento ocorre para o caso da velocidade induzida (u) ser constante.

A partir das velocidades de deslocamento da esteira apresentadas deve-se, por um método coerente, determinar as cordas e ângulos de torção ao longo da pá que respeitem a condição de mínima perda em um determinado ponto de projeto.

4.3. Equações da Circulação

Ao longo da pá da hélice, vórtices infinitesimais emanam do bordo de fuga e se movimentam para a jusante na forma de uma superfície helicoidal. Estes vórtices seguem a direção do fluxo local e o ângulo de hélice desta superfície helicoidal é ϕ_o como mostrado na Figura 3-4. No elemento posicionado em r , a sustentação total por unidade de raio é dado por:

$$L' = \frac{dL}{dr} = B \cdot \rho \cdot V_{Ro} \cdot \Gamma \quad 4-5$$

A circulação por unidade de raio na esteira da coroa circular correspondente é dada por:

$$\Gamma' = \frac{2 \cdot \pi \cdot r \cdot u_{dt}}{B} \quad 4-6$$

Ao substituir a circulação da Equação 4-5 pela circulação da Equação 4-6 resulta dL/dr que minimiza a perda de energia. A fim de se obter a circulação que minimiza a perda de energia a velocidade u_{dt} será desenvolvida.

Ao se analisar a Figura 4-1 se conclui que a velocidade de deslocamento tangencial do vórtice é:

$$u_{dt} = u_{dn} \cdot \sin(\phi_o) \quad 4-7$$

Fixando-se o sistema de coordenadas no plano do disco, a velocidade de deslocamento axial do vórtice é:

$$u_{da} = \frac{u_{dn}}{\cos(\phi_o)} \quad 4-8$$

Sendo a relação entre a velocidade de deslocamento axial da esteira afastada e a velocidade de voo $\varsigma = u_{da}/V$ e sendo a relação entre a velocidade de voo e a velocidade angular na posição r $\xi = \Omega \cdot r/V$, a u_{dt} se torna:

$$u_{dt} = V \cdot \varsigma \cdot \sin(\phi_o) \cdot \cos(\phi_o) \quad 4-9$$

Logo a circulação por unidade de raio pode ser expressa por:

$$\Gamma = \frac{2 \cdot \pi \cdot V^2 \cdot \varsigma \cdot G}{B \cdot \Omega} \quad 4-10$$

$$G = F \cdot \xi \cdot \cos(\phi_o) \cdot \sin(\phi_o) \quad 4-11$$

4.4. Coeficientes de Interferência

As Equações 4-1 e 4-2 devem ser equivalentes as Equações 3-11 e 3-13 respectivamente, desta forma os coeficientes de interferência podem ser escritos como:

$$a = \frac{\zeta}{2} \cdot \cos^2(\phi_o) \cdot [1 - \varepsilon \cdot \tan(\phi_o)] \quad \mathbf{4-12}$$

$$a' = \frac{\zeta}{2 \cdot \xi} \cdot \cos(\phi_o) \cdot \sin(\phi_o) \cdot \left[1 + \frac{\varepsilon}{\tan(\phi_o)} \right] \quad \mathbf{4-13}$$

As Equações 4-10 e 4-11 juntas da Equação 4-5 expressam L' em função de ζ , e os termos em ε das Equações 4-12 e 4-13 descrevem os efeitos viscosos do fenômeno. As Equações 4-12 e 4-13, em conjunto com as indicações da Figura 3-4, podem ser transformadas na Equação 4-14.

$$\tan(\phi_o) = \left(1 + \frac{\zeta}{2} \right) / \lambda = \left(1 + \frac{\zeta}{2} \right) \cdot \frac{\lambda}{x} \quad \mathbf{4-14}$$

A relação entre os adimensionais ζ e x é $\xi = x/\lambda$.

4.5. Equações de Contorno

No projeto é necessário especificar ou a tração gerada pela hélice ou a potência fornecida a esta. Os coeficientes de tração e potência são respectivamente as Equações 3-3 e 3-4, estas em conjunto das Equações 3-11 e 3-13 se transforma nas equações:

$$\frac{dcT}{dr} = \frac{dI_1}{dr} \cdot \zeta - \frac{dI_2}{dr} \cdot \zeta^2 \quad \mathbf{4-15}$$

$$\frac{dcT}{dr} = \frac{dJ_1}{dr} \cdot \zeta + \frac{dJ_2}{dr} \cdot \zeta^2 \quad \mathbf{4-16}$$

Onde dI_n/dr e dJ_n/dr são derivativas em relação a x , sendo:

$$\frac{dI_1}{dr} = I_1' = 4 \cdot x \cdot G \cdot [1 - \varepsilon \cdot \tan(\phi_o)] \quad \mathbf{4-17}$$

$$\frac{dI_2}{dr} = I_2' = \lambda \cdot \left(\frac{I_1'}{2 \cdot x} \right) \cdot [1 + \varepsilon/\tan(\phi_o)] \cdot \sin(\phi_o) \cdot \cos(\phi_o) \quad \mathbf{4-18}$$

$$\frac{dJ_1}{dr} = J_1' = 4 \cdot x \cdot G \cdot [1 + \varepsilon/\tan(\phi_o)] \quad \mathbf{4-19}$$

$$\frac{dJ_2}{dr} = J_2' = \left(\frac{J_1'}{2} \right) \cdot [I - \varepsilon \cdot \tan(\phi_o)] \cdot \cos^2(\phi_o) \quad 4-20$$

Sendo ζ constante no projeto ideal, logo para uma determinada tração se obtém:

$$\zeta = \left(\frac{I_1}{2 \cdot I_2} \right) - \left[\left(\frac{I_1}{2 \cdot I_2} \right)^2 - \left(\frac{cT}{I_2} \right) \right]^{1/2} \quad 4-21$$

$$cP = J_1 \cdot \zeta + J_2 \cdot \zeta^2 \quad 4-22$$

De forma similar, se a potência é especificada, a relação de contorno se torna:

$$\zeta = \left(\frac{J_1}{2 \cdot J_2} \right) + \left[\left(\frac{J_1}{2 \cdot J_2} \right)^2 - \left(\frac{cP}{J_2} \right) \right]^{1/2} \quad 4-23$$

$$cT = I_1 \cdot \zeta - I_2 \cdot \zeta^2 \quad 4-24$$

4.6. Geometria da Pá

A sustentação por unidade de raio em um elemento de pá qualquer é dada pela Equação 4-25. Ao embutir nesta última a equação da circulação para mínima perda de energia se obtém a Equação 4-26.

$$\frac{\rho \cdot V_{Ro}^2 \cdot c \cdot cl}{2} = \rho \cdot V_{Ro} \cdot \Gamma \quad 4-25$$

$$V_{Ro} \cdot c = \frac{4 \cdot \pi \cdot \lambda \cdot G \cdot V \cdot R \cdot \zeta}{cl \cdot B} \quad 4-26$$

Conhecido o valor de ζ , a intensidade de ϕ_o pode ser estimada pela Equação 4-14 e a Equação 4-26 se torna função de cl apenas. A intensidade de V_{Ro} é determinada pela análise da Figura 3-4 como sendo a equação:

$$V_{Ro} = \frac{V \cdot (1 + a)}{\sin(\phi_o)} \quad 4-27$$

O coeficiente de interferência (a) a ser utilizado nesta etapa provém da Equação 4-12.

A partir deste ponto a corda (c) pode ser calculada pela Equação 4-26 como função de cl . Na

maioria das aplicações cl será aquele que minimiza a relação entre o arrasto e a sustentação (ε), o que minimiza as perdas viscosas elevando ao máximo a eficiência da hélice. Ao dividir a parcela direita da Equação 4-26 pela viscosidade se obtém o número de Reynolds da seção em estudo, e a partir deste número podemos escolher a curva de cl em função de α_o mais apropriada. Uma vez conhecido α_o (a partir do cl) a torção da pá pode ser calculada pela Equação 4-28.

$$\beta = \alpha_o + \phi_o \quad 4-28$$

4.7. Procedimento de Projeto

O desenvolvimento se inicia ao se especificar a potência ou tração, *offset*, raio, rotação, velocidade de voo, os números de pás e estações e ainda o ângulo de ataque dos aerofólios. Os passos a serem seguidos são apresentados na Figura 4-3.

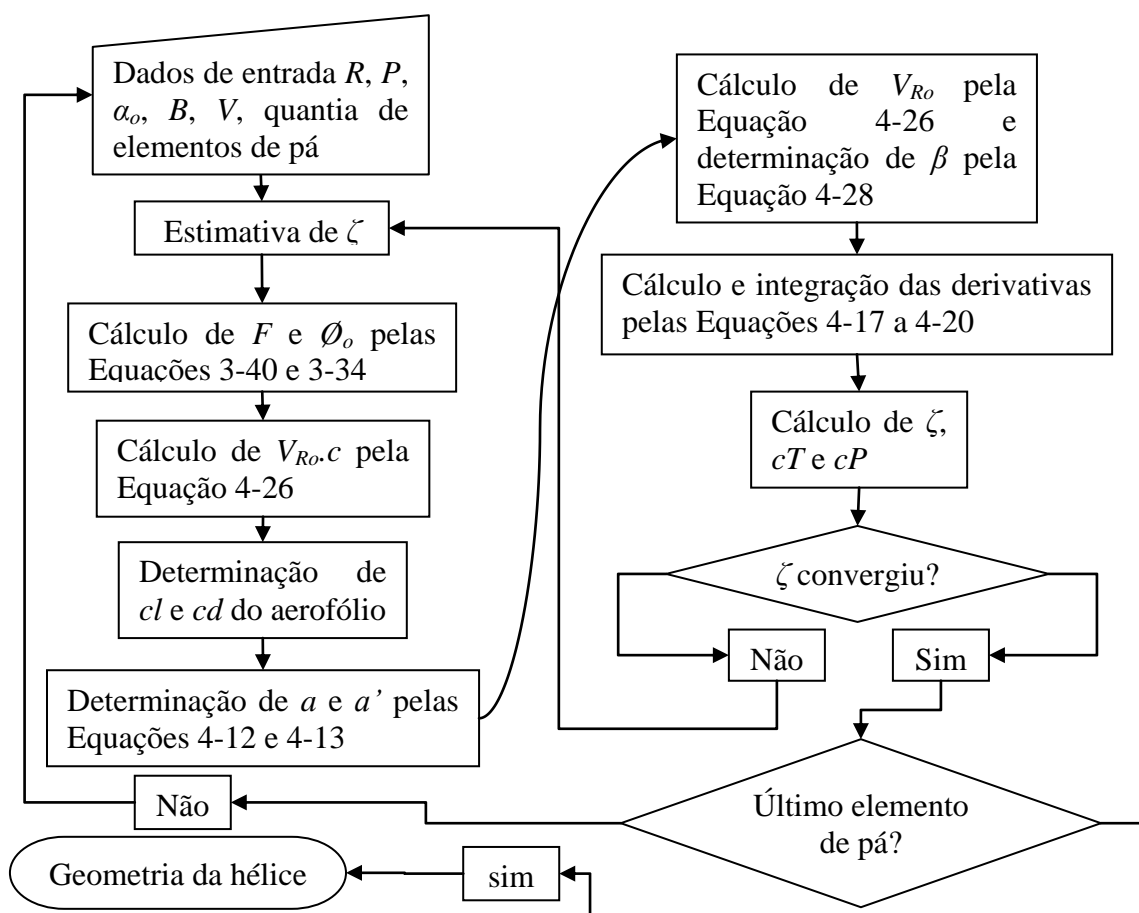


Figura 4-3 – Procedimento para o projeto da hélice ótima

4.8. Comparação com o Código JavaProp

Diversos programas que executam a tarefa deste trabalho estão disponíveis no mercado. Pode se citar como exemplos os programas comerciais JC Propeller Design [31], XRotor [32] e o programa *freeware* JavaProp [33]. A fim de avaliar a coerência do código aqui desenvolvido, submeteu-se tanto este quando o programa JavaProp aos mesmos dados de entrada. Considerou-se nesta avaliação dois pontos de projeto completamente distintos como pode ser visto nas Tabela 4-1 e Tabela 4-2.

Os resultados dos dois casos podem ser visualizados da Figura 4-4 a Figura 4-7. Neste estudo, o código desenvolvido neste trabalho será chamado de VBAProp uma vez que todo desenvolvimento foi executado nesta linguagem de programação.

Tabela 4-1 – Primeira condição de projeto para análise comparativa com o JavaProp

Variável	Intensidade	Dimensão
B	2	
n	2750	rpm
V	60	m/s
Aerofólio	ClarkY Re 500.000	
α_o	3	graus
D	1000	mm
P	2000	W
Altitude	0	ft

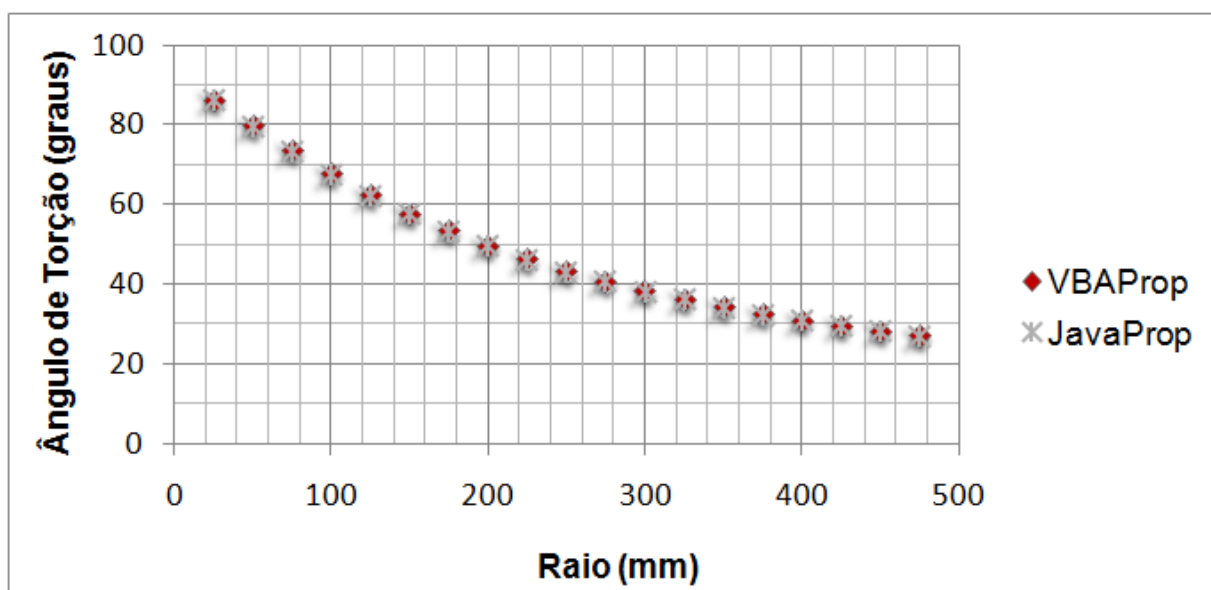


Figura 4-4 – Condição 1, comparação com o ângulo de torção gerado pelo JavaProp

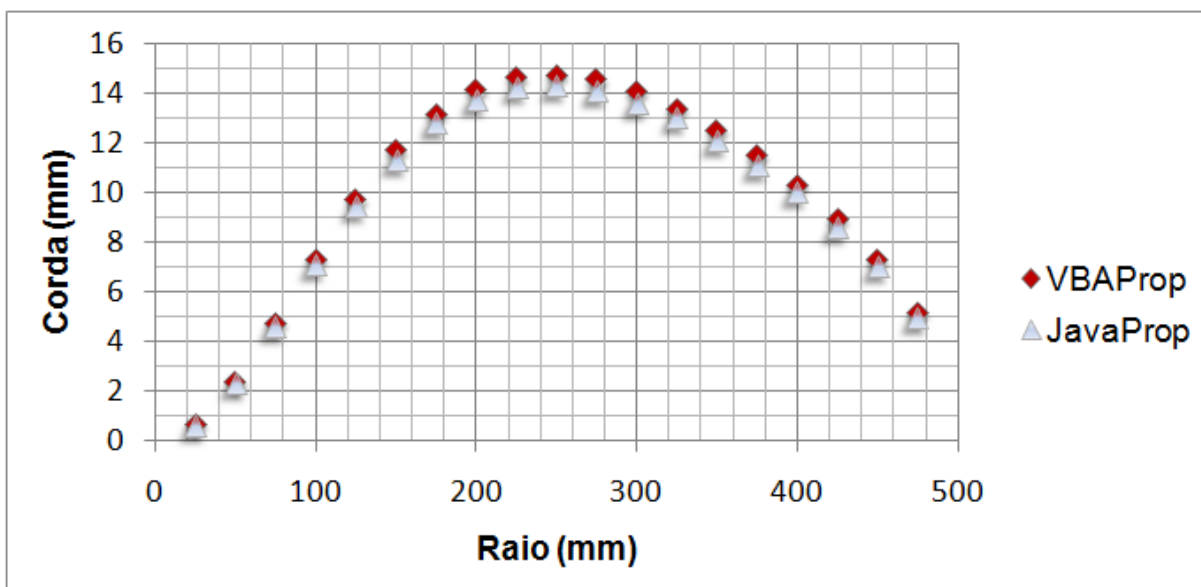


Figura 4-5 – Condição 1, comparação com a corda gerada pelo JavaProp

Tabela 4-2 – Segunda condição de projeto para análise comparativa com o JavaProp

Variável	Intensidade	Dimensão
B	3	
n	5000	rpm
V	100	m/s
Aerofólio	MH 114 Re 500.000	
α_o	-2	graus
D	1200	mm
P	10000	W
Altitude	0	ft

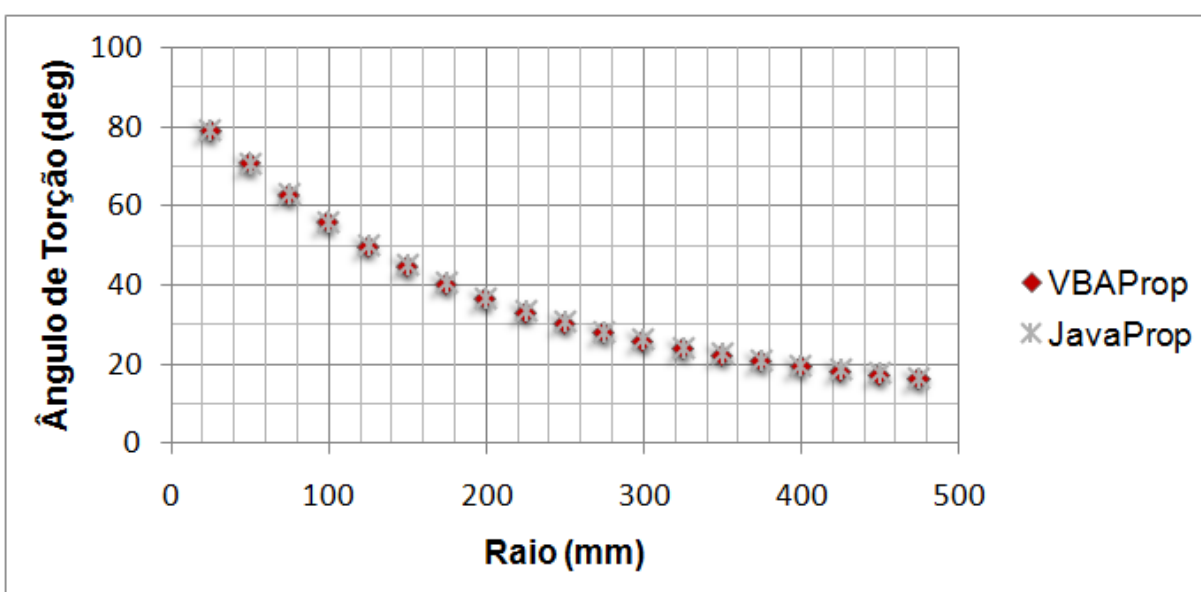


Figura 4-6 – Condição 2, comparação com o ângulo de torção gerado pelo JavaProp

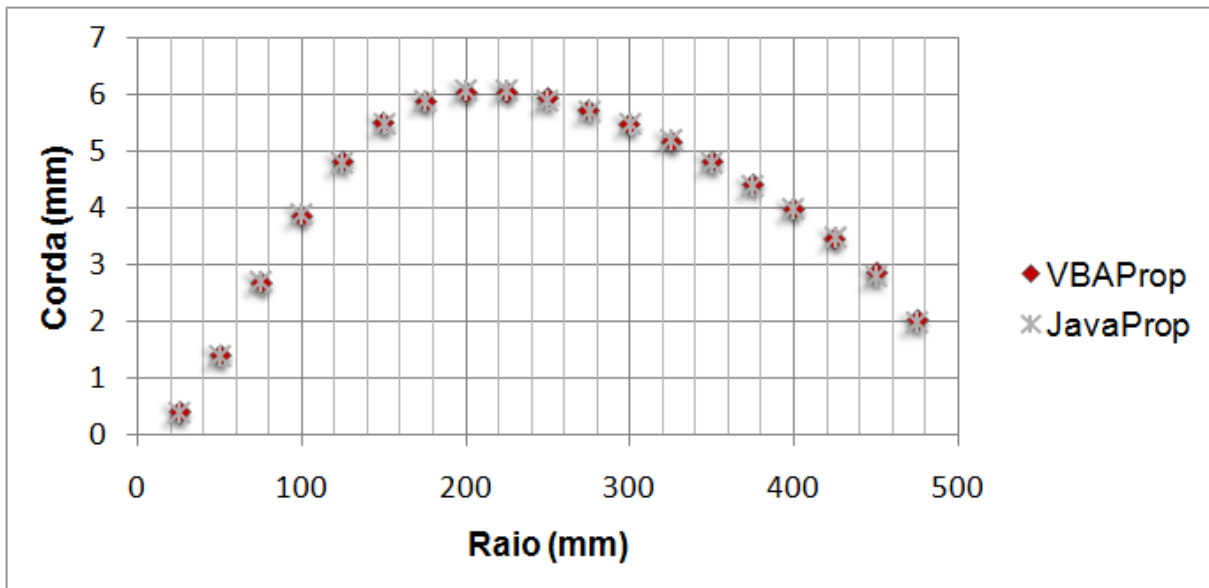


Figura 4-7 – Condição 2, comparação com a corda gerada pelo JavaProp

Os resultados obtidos pelos dois códigos estão muito próximos um do outro, sendo o erro médio calculado para o ângulo de torção de 0,1% e para corda de 3%.

5. Código de Desempenho

Diversas metodologias baseadas na teoria do elemento de pá foram propostas por diversos autores. Considerou-se apropriado desenvolver neste trabalho uma ferramenta flexível a fim de se testar as diferentes metodologias pesquisadas para se avaliar qual é a mais precisa e confiável.

As metodologias consideradas foram as apresentadas por Roskam [10], Adkins e Liebeck [16] e Larrabee [18]. A seguir uma breve descrição de cada metodologia é apresentada.

Roskam propõe um método fechado para obtenção das curvas de desempenho onde θ não é uma equação diferencial (Equação 3-37).

Adkins e Liebeck [16] sugere que ϕ_o seja calculado de forma iterativa através da Equação 3-34. Estabelecido ϕ_o o ângulo θ pode ser calculado e as curvas de desempenho construídas.

Larrabee apresenta uma equação diferencial para se estabelecer o valor de θ (Equação 3-38). Uma vez que o valor de θ é encontrado as curvas de desempenho podem ser elaboradas.

A ferramenta para cálculo de desempenho como descrita acima foi implementada em um código computacional na linguagem de programação VBA (*Visual Basic for Applications*), pois é de fácil entendimento e é utilizada de forma universal na plataforma *Windows*. A seguir (Figura 5-1 a Figura 5-4) é esboçado um fluxograma para análise de desempenho baseado nas diversas metodologias descritas.

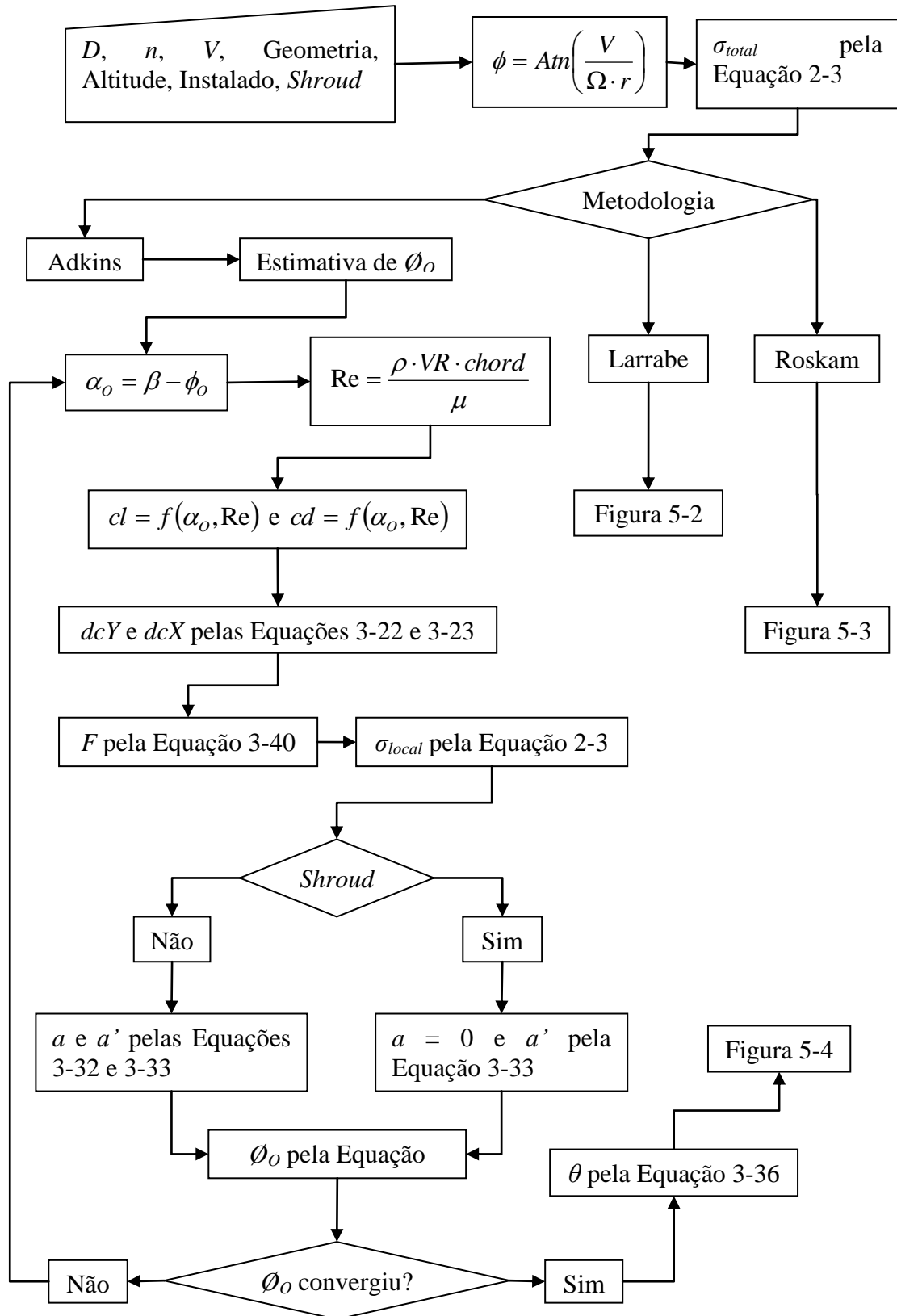


Figura 5-1 – Procedimento para análise de desempenho parte 1

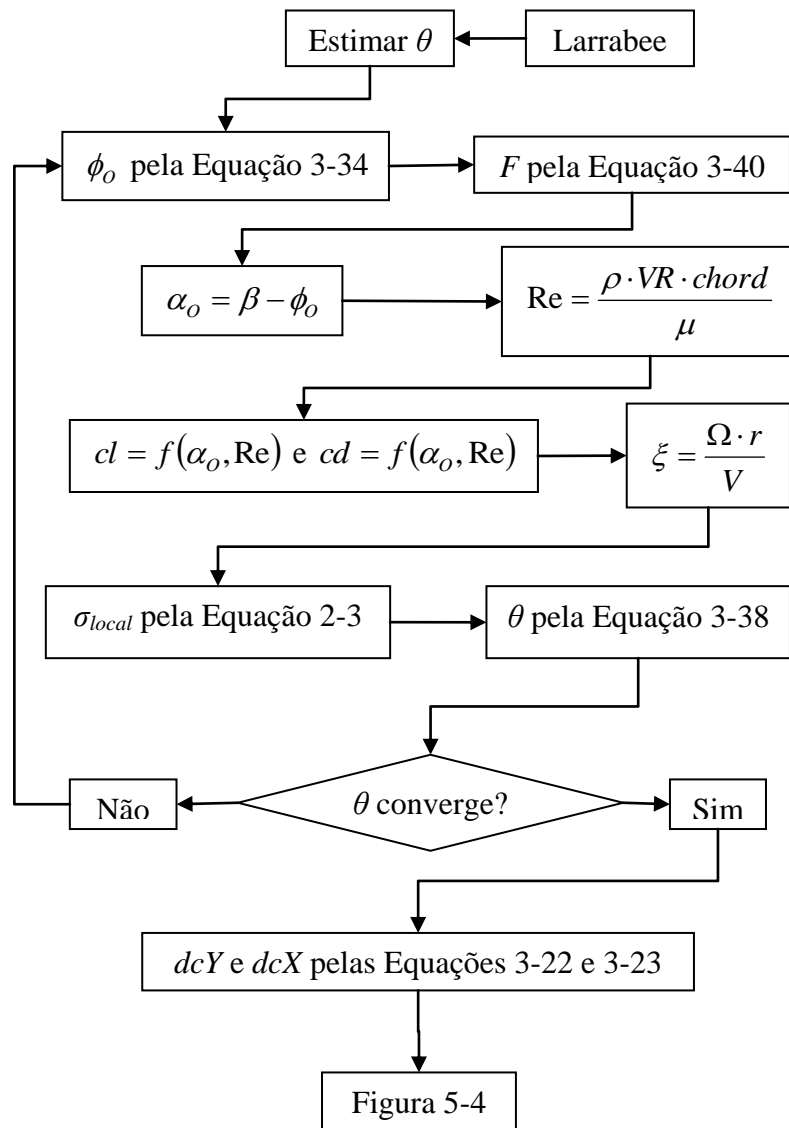


Figura 5-2 – Procedimento para análise de desempenho parte 2

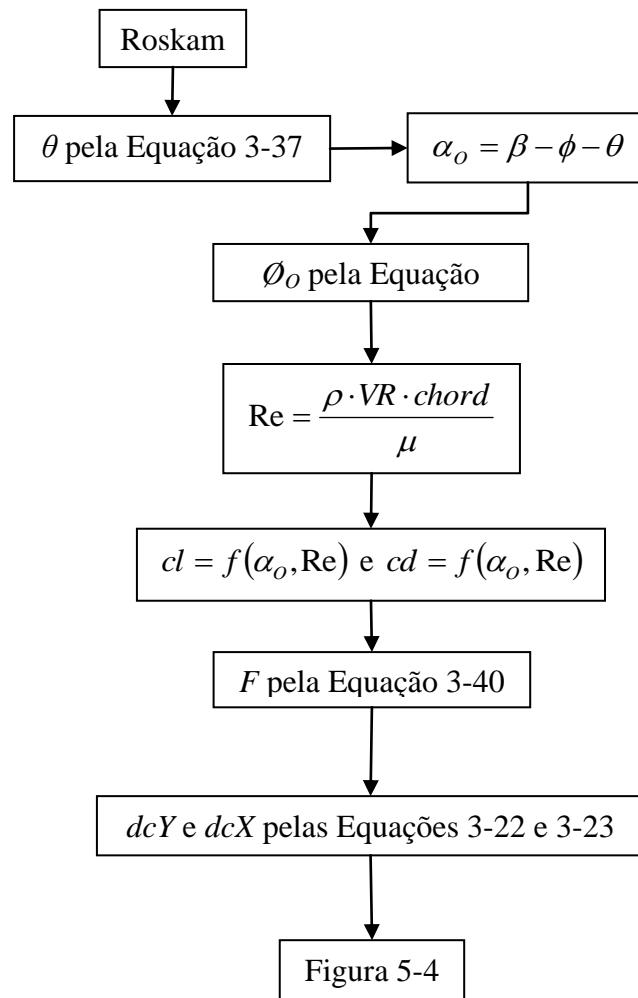


Figura 5-3 – Procedimento para análise de desempenho parte 3

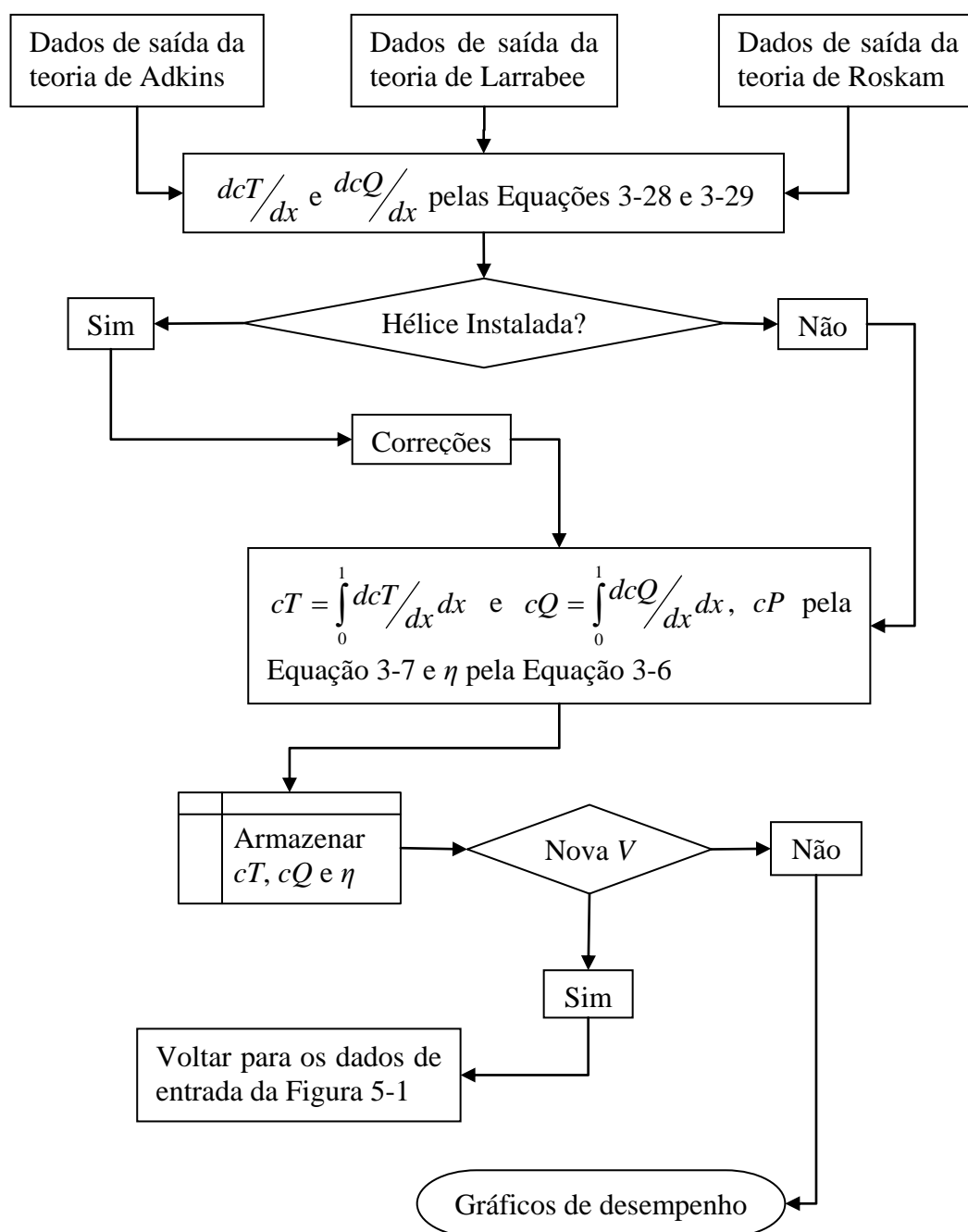


Figura 5-4 – Procedimento para análise de desempenho parte 4

5.1. Validação do Código de Desempenho

A fim de se verificar a exatidão do cálculo de desempenho, optou-se por comparar os resultados gerados pelo código de desempenho do programa deste trabalho, com os dados experimentais de hélices exaustivamente ensaiadas para este fim. As hélices foram selecionadas de forma a abranger desde a aviação subsônica geral até as hélices aplicadas a motores de baixa potência. As hélices escolhidas foram a McCauley código 1C235/LFA7570 que equipa a aeronave Cessna 172 SkyHawk (Figura 5-5) ensaiada pelo fabricante e apresentada por Lowry [24] e a hélice experimental Purdue, construída e ensaiada por Witkoski e Lee [34]. Além de se validar o programa por meio de comparação com curvas experimentais citadas anteriormente, também se comparou as curvas de desempenho geradas pelo código deste trabalho com as curvas de desempenho geradas pelo programa JavaProp. Para isto calculou-se as curvas de desempenho da hélice da Tabela 4-2 pelos dois códigos computacionais. Os resultados deste estudo são apresentados.

5.1.1. Hélice MacCauley

A hélice MacCauley 1C235/LFA7570 tem diâmetro de 1905 mm, distribuição de cordas e torção dadas pelas Equações 5-1 e 5-2 e emprega o perfil RAF-6 cujas características aerodinâmicas foram obtidas de Lowry [24]. Na Equação 5-1 o resultado da corda é em polegadas e na 5-2 β resulta em graus.

$$c(x) = \sqrt{26,5 + 45,11 \cdot x - 65,99 \cdot x^2} \quad 5-1$$

$$\beta(x) = 43,375 - 49,801 \cdot x + 20,929 \cdot x^2 \quad 5-2$$

Esta hélice equipa a aeronave Cessna 172 SkyHawk cuja potência de eixo no nível do mar é de 119 kW a 2700 rpm. Esta tem área molhada de 60 m² e área máxima na seção transversal de 1,8 m². Não foi possível obter detalhes de condições de ensaio para esta hélice.



Figura 5-5 – Aeronave Cessna 172 equipada com a hélice MacCauley, Jackson [35]

Cada pá da hélice é discretizada em 20 elementos de pá, os fatores $F_{SCRUBBING}$, r_e e $J_{EFETIVO}$ foram todos determinados a partir dos dados disponíveis. Os gráficos que comparam a eficiência, cT e cP calculados e experimentais podem ser vistos da Figura 5-6 a Figura 5-8.

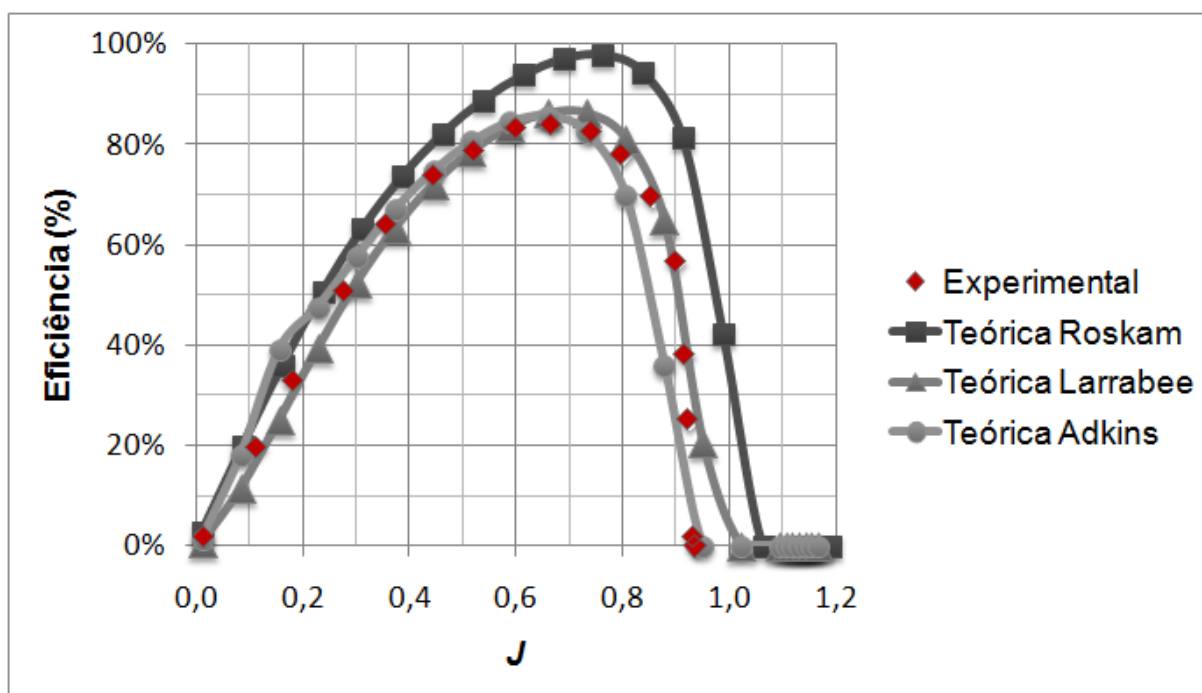


Figura 5-6 – Rendimento teórico e experimental para a hélice MacCauley

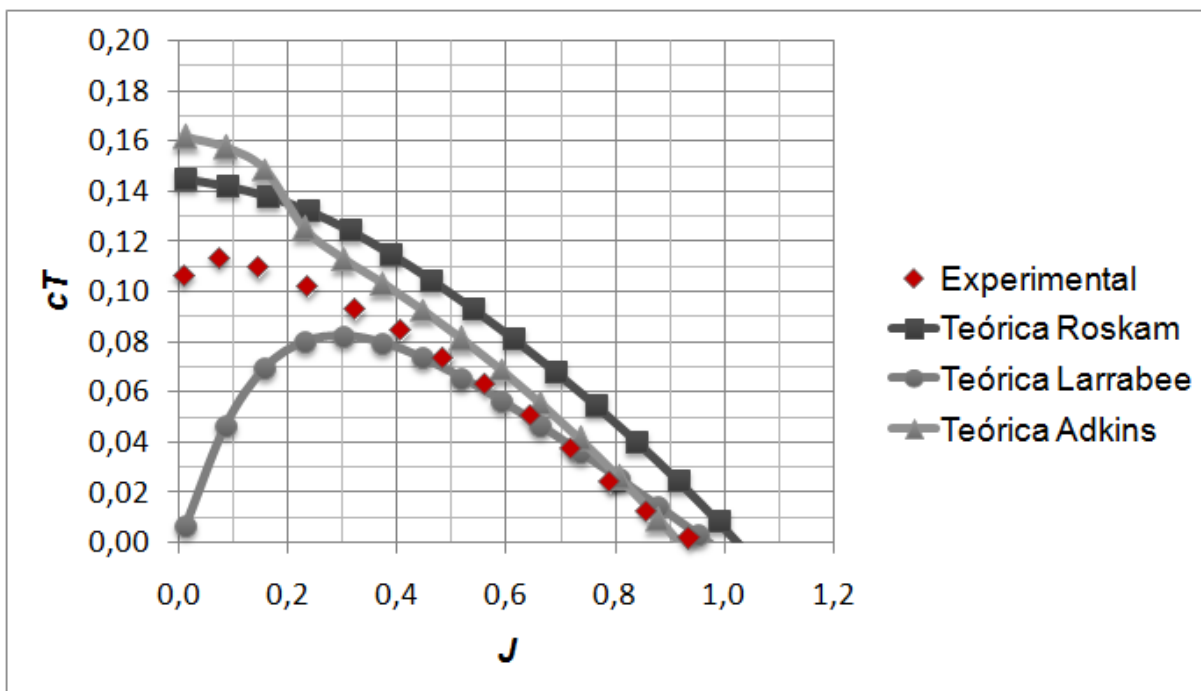


Figura 5-7 – Coeficiente de tração teórico e experimental para a hélice MacCauley

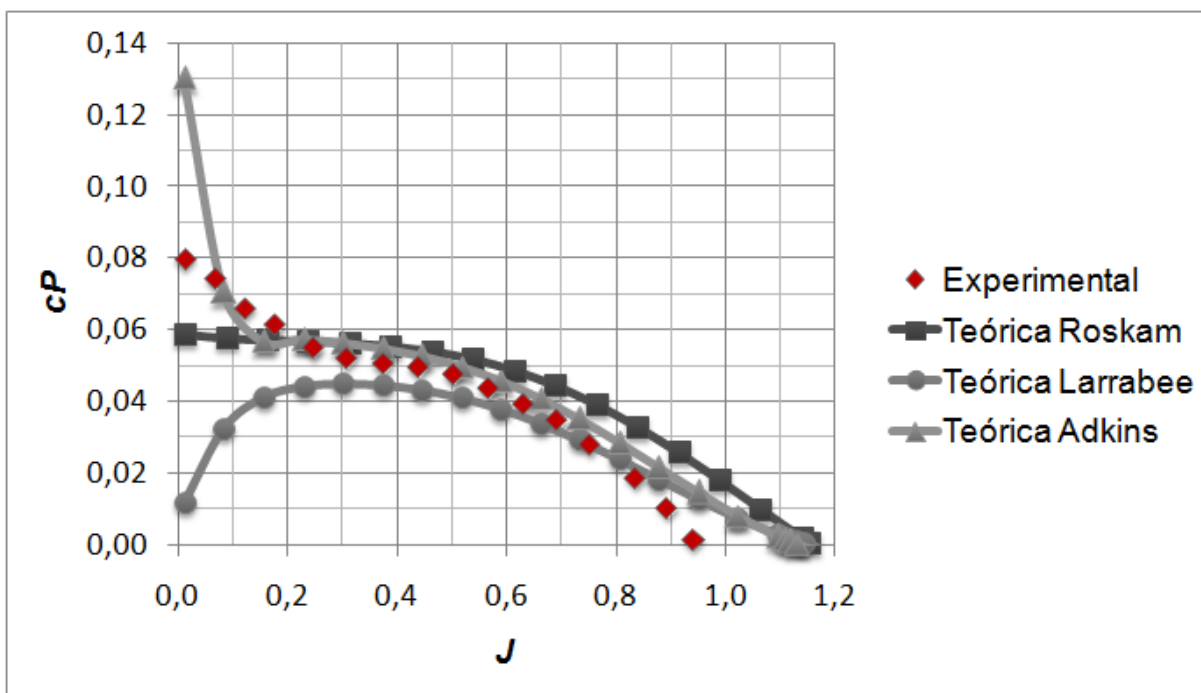


Figura 5-8 – Coeficiente de potência teórico e experimental para a hélice MacCauley

Verifica-se grande proximidade entre as curvas calculadas e as experimentais. Destaca-se a curva de cT levantada pela metodologia apresentada por Roskam e a curva de cP levantada pela metodologia apresentada por Adkins e Liebeck. Em todas as metodologias avaliadas pode-se observar dispersão na região de baixo avanço, nesta região a hélice está

praticamente parada, ou seja, não está transladando. Para esta condição de operação as teorias apresentadas não são as mais recomendadas, portanto se deve esperar que ocorra alguma dispersão quando a hélice se aproxima desta condição.

5.1.2. Hélice Purdue

A hélice Purdue ,Witkoski e Lee [34], é um modelo bi-pá com corda constante de 50,8 mm (2 in), diâmetro de 304,8 mm (12 in) e raio de *offset* de 25,4 mm (1 in). A torção da hélice em graus segue a Equação 5-3, o perfil empregado é o NACA 0010, cujas características foram obtidas do trabalho de Abbott e Von Doenhoff [21].

$$\begin{aligned} \beta(x) = & 85,2 - 105,08 \cdot \frac{1}{2} \cdot x - 338,80 \cdot \frac{1}{4} \cdot x^2 \dots \\ & + 1351,45 \cdot \frac{1}{8} \cdot x^3 - 1271,84 \cdot \frac{1}{16} \cdot x^4 + 1,1 \end{aligned} \quad \mathbf{5-3}$$

A hélice foi ensaiada no túnel de vento subsônico do laboratório de ciências aeroespaciais da Universidade de Purdue. Este túnel de vento tem seção fechada e é capaz de manter a pressão dinâmica constante através de um sistema de malha fechada.

O ensaio foi executado sob escoamento incompressível a pressão dinâmica de 6,83E-4 MPa (0,1 psi), velocidade do escoamento de 35,05 m/s (115 ft/s), densidade de aproximadamente 1,12 kg/m³ e Mach 0,1. A rotação da hélice variou entre 2880 rpm (48Hz) e 6000 rpm (100 Hz) a fim de se variar o avanço, a potência máxima aproximada do motor é de 1,6 hp, sendo esta constante na faixa de rotação avaliada, analisando-se a curva de potência deste tipo motor verifica-se que não existe variação de potência nesta faixa de rotação.

Durante o experimento o eixo da hélice foi acionado por uma correia sincronizadora acoplada a um motor elétrico de 3 fases montado abaixo do piso do túnel de vento. A tração e torque foram medidos através de uma balança de *strain-gauges*. A bancada de ensaio está esquematizada na Figura 5-9.

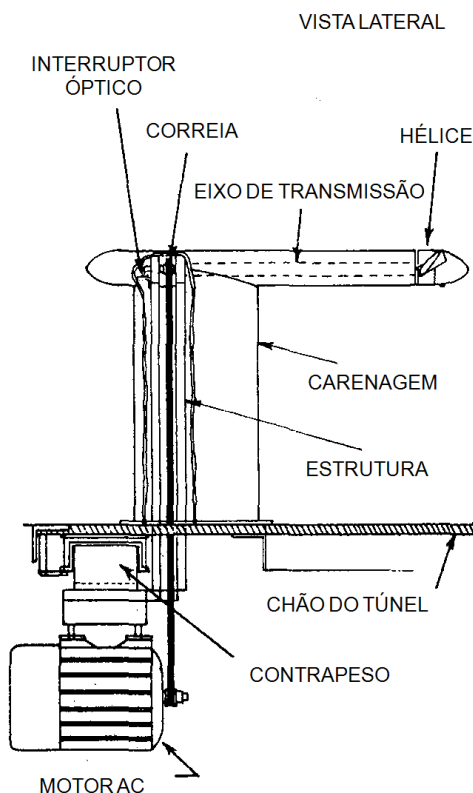


Figura 5-9 – Vista lateral da bancada de ensaio da hélice, Witkoski e Lee [34]

Os gráficos que comparam a eficiência, coeficientes de tração e potência se encontram na Figura 5-11 e Figura 5-12.

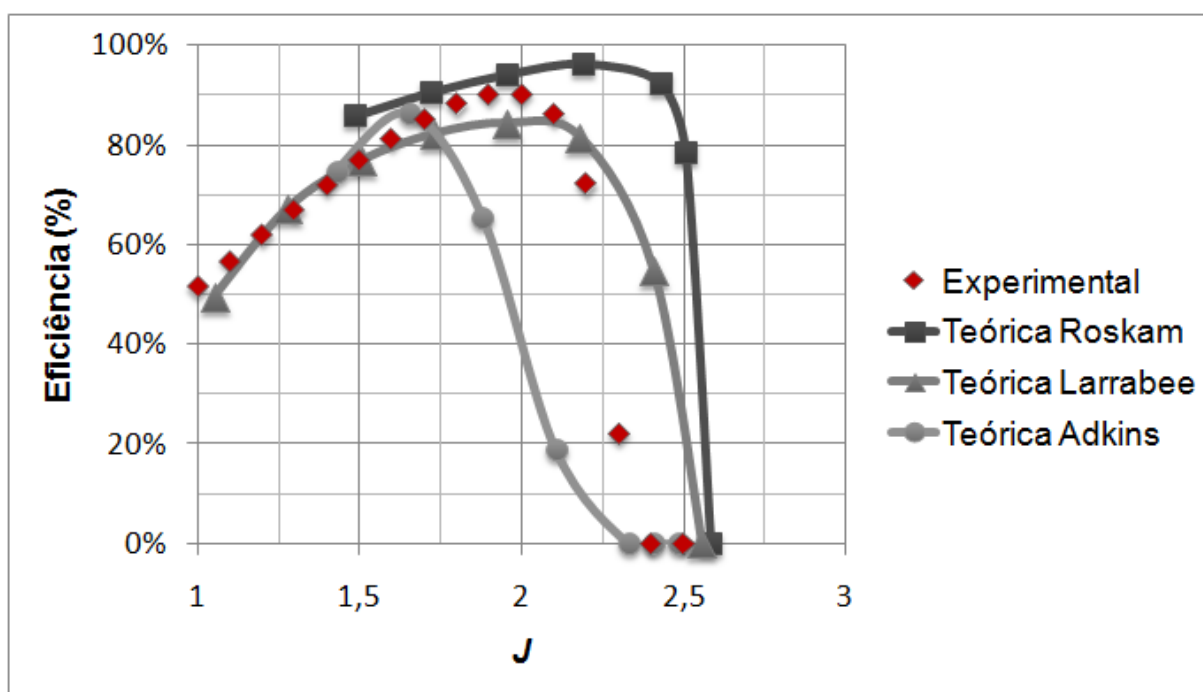


Figura 5-10 – Rendimento teórico e experimental para a hélice Purdue

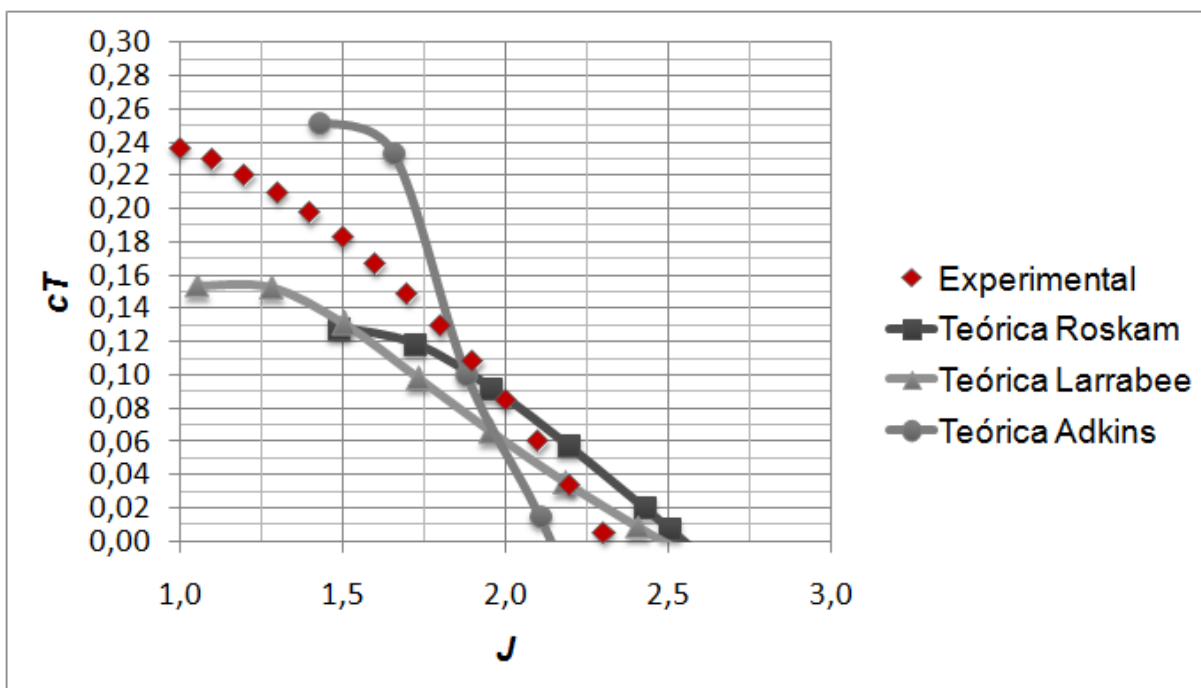


Figura 5-11 – Coeficiente de tração teórico e experimental para a hélice Purdue

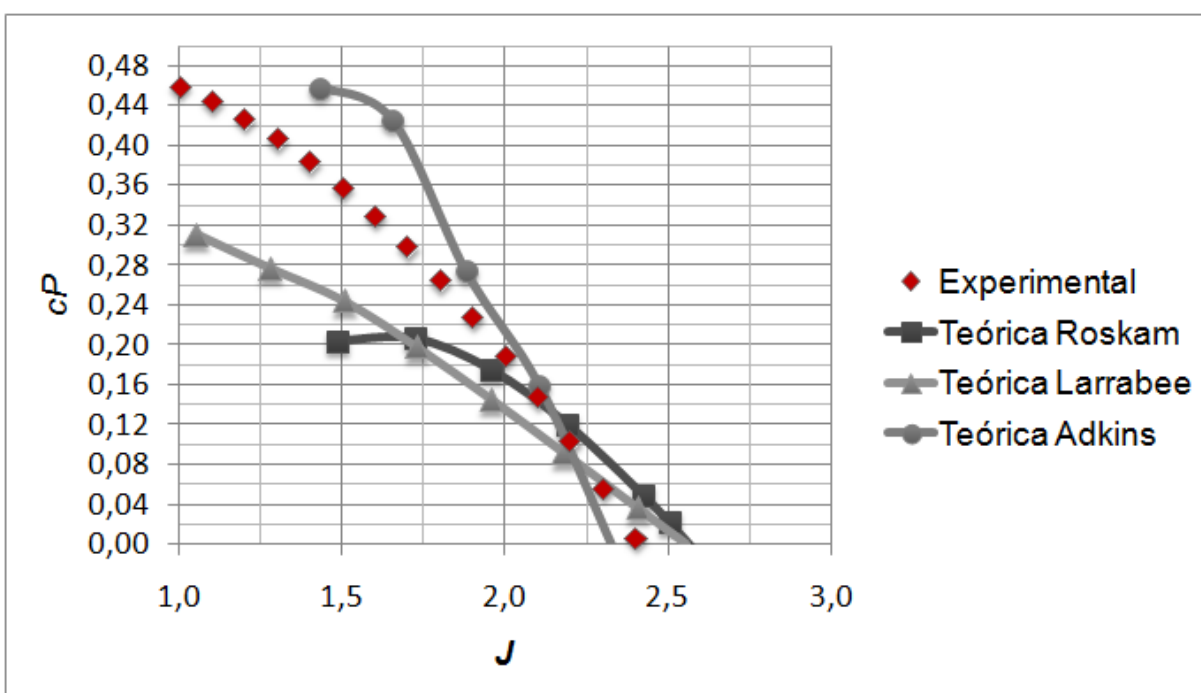


Figura 5-12 – Coeficiente de potência teórico e experimental para a hélice Purdue

As curvas de rendimento se mostraram bastante próximas a experimental, entretanto as demais não estão tão coerentes como verificado anteriormente para a hélice MacCauley, isto se deve principalmente ao fato das curvas do perfil NACA 0010 terem sido levantadas para

uma faixa muito estreita de ângulos de ataque como pode ser observado no trabalho de Abbott e Von Doenhoff [21].

5.1.3. A Metodologia de Cálculo de Desempenho

As metodologias de cálculo de desempenho avaliadas nesta seção foram as de Adkins e Liebeck, Roskam e Larrabee. Estas metodologias foram comparadas com as curvas experimentais de hélices fabricadas e ensaiadas em túnel de vento, como se observa nas seções 5.1.1 e 5.1.2 deste trabalho. Pode-se concluir pela análise dos gráficos apresentados nas seções citadas que as metodologias de Adkins e Liebeck e a de Larrabee são as que geram melhores resultados, pois as curvas de desempenho calculadas por estas metodologias apresentam baixa dispersão quando comparadas as curvas experimentais. Ainda pode-se concluir que a metodologia apresentada por Roskam superestima todas as curvas de desempenho, o que se reflete na grande dispersão entre as curvas calculadas por esta metodologia e os dados experimentais.

Ao se comparar as metodologias de Adkins e Liebeck com a de Larrabee, verifica-se que existe pouca diferença entre os seus resultados. Ao se codificar a metodologia de Larrabee esta se mostrou numericamente instável, verificou-se a ocorrência desta peculiaridade, pois, a Equação 3-38 não tem raiz em algumas ocasiões, o que torna difícil a convergência do cálculo.

Desta forma a metodologia selecionada como mais apropriada para este trabalho foi a de Adkins e Liebeck, sendo esta a única empregada neste trabalho a partir deste ponto.

5.1.4. Comparando com o JavaProp

Estabelecida a metodologia de cálculo de desempenho mais apropriada inseriu-se no programa JavaProp e no código aqui chamado de VBAProp os parâmetros da Tabela 4-2. Os resultados são apresentados da Figura 5-13 a Figura 5-15.

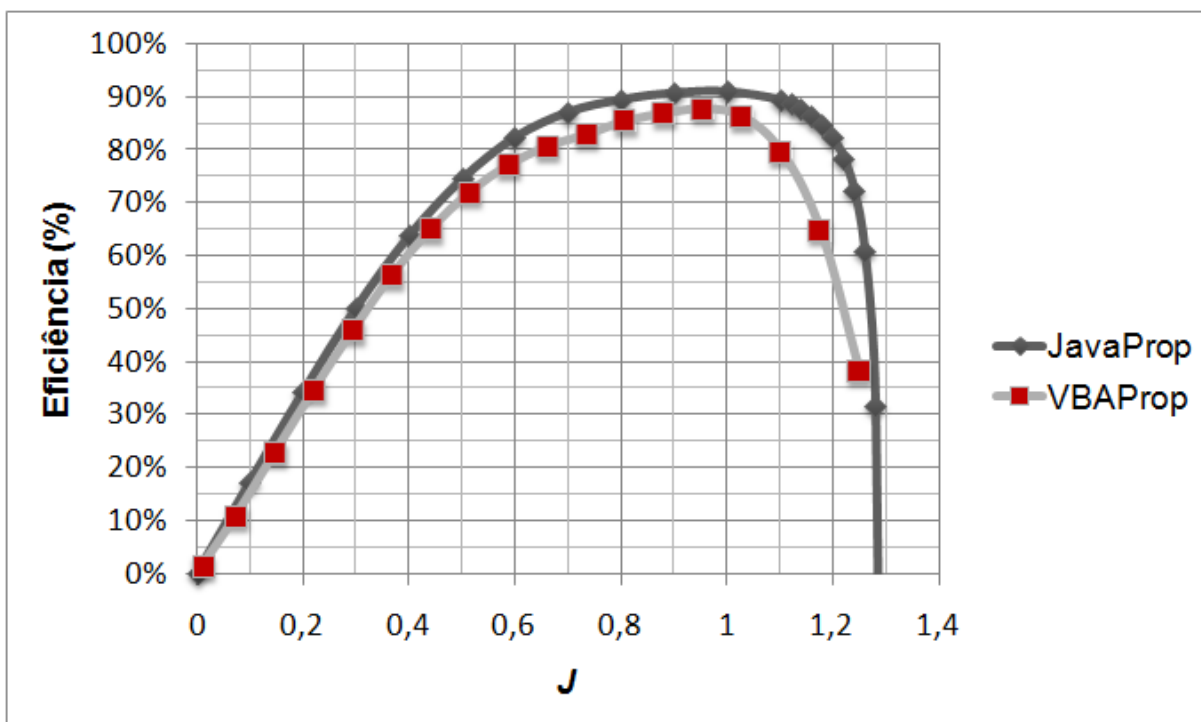


Figura 5-13 – Confrontação entre as eficiências do JavaProp e VBAProp

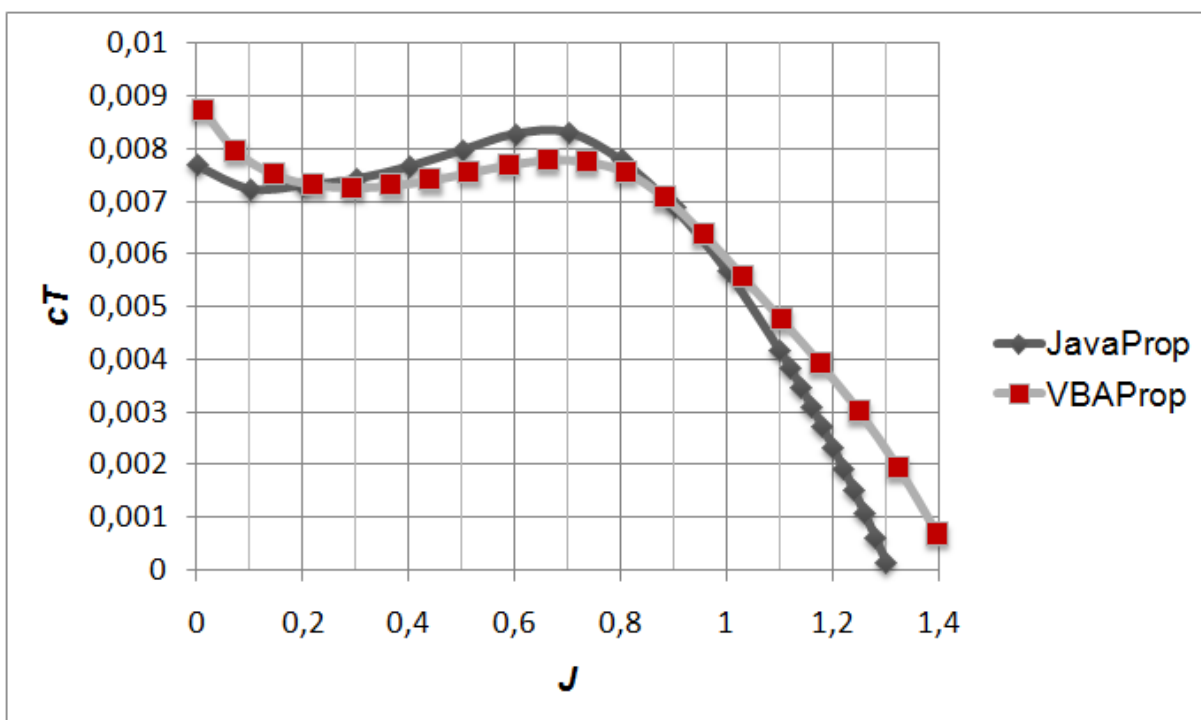


Figura 5-14 – Confrontação entre os coeficientes de tração do JavaProp e VBAProp

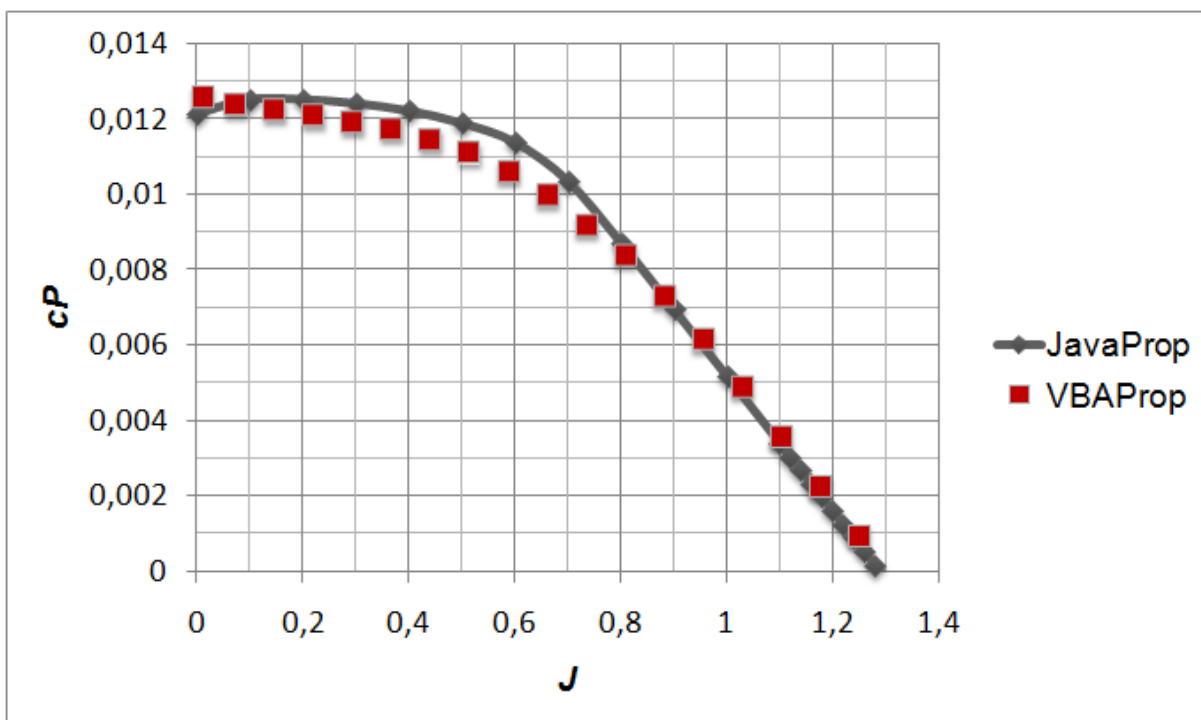


Figura 5-15 – Confrontação entre os coeficientes de potência do JavaProp e VBAProp

Nesta análise verifica-se grande proximidade entre os dois programas, o que eleva a confiança no código desenvolvido.

6. Otimização por Algoritmo Genético

Um problema inerente ao método apresentado é a forma como o projetista determina os dados de entrada para a realização dos cálculos do problema. Para dado regime de trabalho, existe uma infinidade de aerofólios que podem estar a qualquer ângulo de ataque desejado. A fim de se obter uma geometria ótima a partir de uma determinada família de aerofólios um algoritmo de cálculo auto-evolucionário também conhecido como algoritmo genético (AG) é empregado. O AG é uma técnica de otimização e procura baseada nos princípios da genética e seleção natural.

Algoritmos genéticos são utilizados para encontrar a melhor solução para um dado modelo quando o campo de soluções é muito extenso e uma solução direta não é possível, devido a não linearidade das diferentes soluções. Algoritmos genéticos buscam imitar os princípios da seleção natural ao criar um ambiente onde o melhor sobrevive. Como na evolução biológica, cada solução pode passar às próximas gerações de soluções (filhos ou descendentes) seus bons genes, desta forma toda população de soluções continuará evoluindo para melhores soluções como visto no trabalho de Davis [36]. Para o controle do processo auto-evolucionário se optou pelo pacote comercial modeFrontier [37] devido a sua robustez e grande compatibilidade com aplicativos desenvolvidos em ambiente Windows. A Figura 6-1 ilustra o método empregado para o desenvolvimento de uma hélice ótima dada uma família de aerofólios e universo de ângulos de ataque.

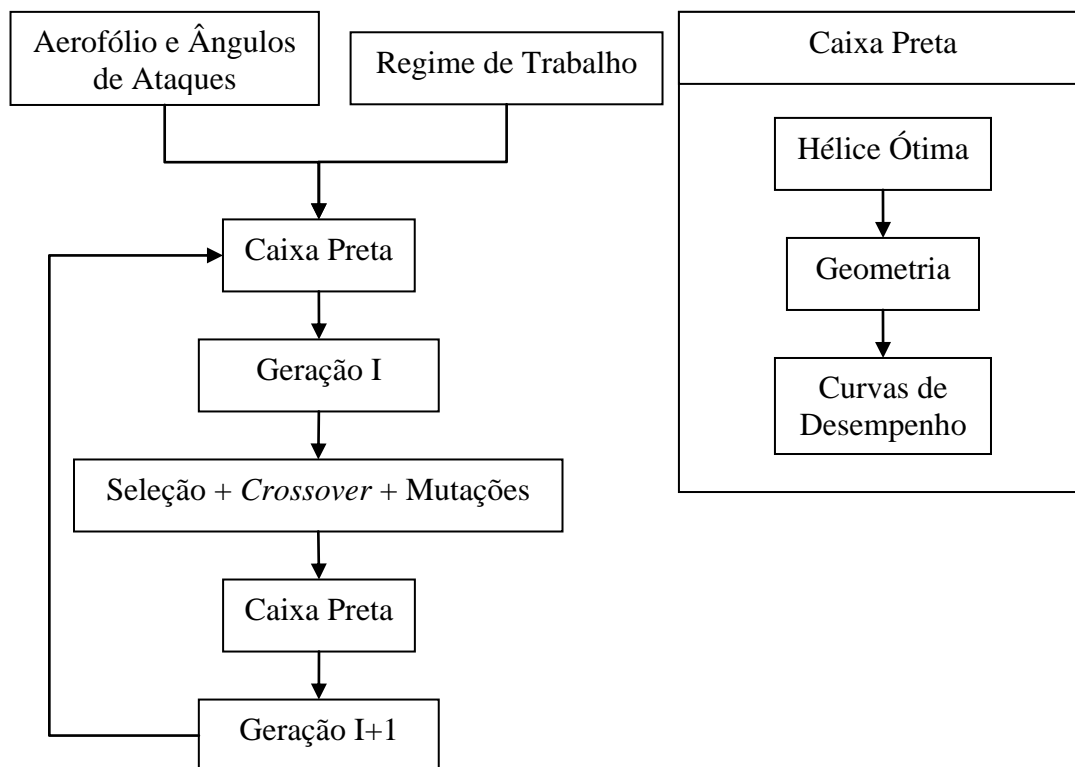


Figura 6-1 – Fluxograma simplificado do sistema auto-evolucionário

Buscou-se maximizar o rendimento e tração da hélice para um determinado regime de trabalho empregando-se o método de resolução *MOGA-II* (*Multi Objective Genetic Algorithm*) como mostra o manual do programa [37]. Nesse método admite-se que as células de controle podem ser ajustadas independentemente sem que o valor de uma influencie o valor da outra, ou seja, as variáveis atuam de forma independente. A taxa de *crossover* empregada será de 0.5, ou seja, cada filho gerado contém 50% das características de cada pai. A taxa de mutação adotada será de 0.2, ou seja, cada geração terá 20% de genes inéditos. Para o gerenciamento do *crossover* emprega-se um operador heurístico, este despende o processamento apenas nas direções mais promissoras, executando uma busca refinada nestas regiões. A Figura 6-2 mostra o fluxograma construído no programa modeFrontier.

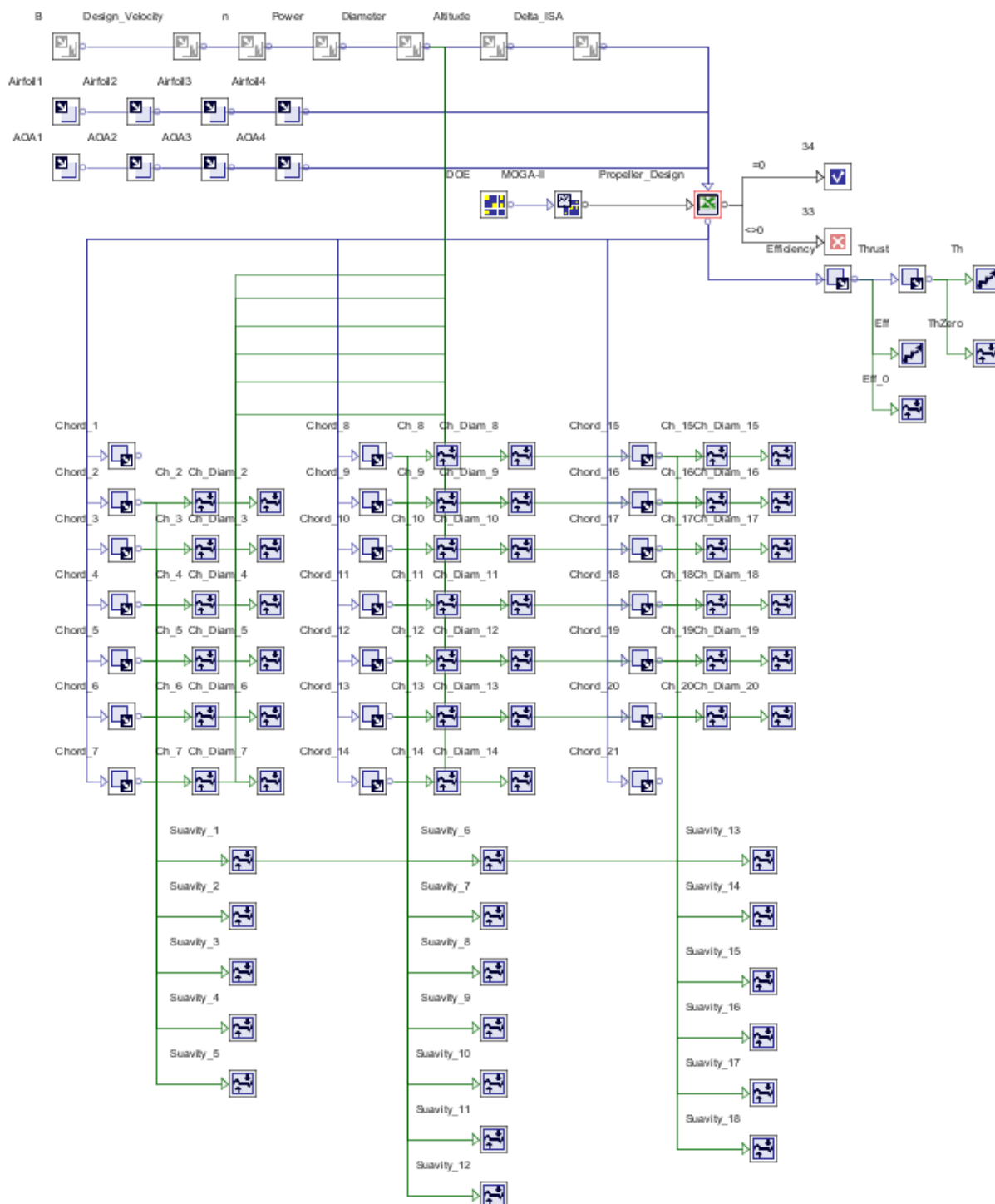


Figura 6-2 – Fluxograma empregado no modeFrontier

Para reduzir o tempo de processamento algumas considerações foram feitas: a pá da hélice foi discretizada em 20 elementos, estes 20 elementos foram divididos em 4 grupos de 5 elementos, cada bloco de 4 elementos tem o mesmo aerofólio e mesmo ângulo de ataque. Os aerofólios que formam o universo da análise estão na Tabela 6-1, permitiu-se que os

aerofólios da região da raiz variassem o ângulo α_o de 10° a 50°, na região central de -2° a 30° e na região da ponta de -10° a 15°.

Tabela 6-1 – Aerofólios considerados para a hélice do VANT

ARA D6	MH116
Clark Y	MH117
E193	MH126
Flat Plate	NACA 4415
MH112	RAF6
MH114	NACA 0010

Como condição de contorno forçou-se que a eficiência, tração e cordas sejam sempre positivos, além disto, nos primeiros 10 elementos de pá o valor da corda deve ser superior a 6% do diâmetro e na segunda metade superior a 3% do diâmetro. Ainda se aplicou uma restrição chamada suavidade, para que as cordas sejam ligeiramente maiores ou menores que as anteriores, para tanto se permite que a segunda corda seja até o dobro da terceira, que da terceira a quinta corda o tamanho relativo entre elas seja de até 80%, que na região central seja de em média 20% e na região da ponta em torno de 35%.

Salienta-se que não se deve acreditar cegamente nos resultados gerados por esta ferramenta, o ponto considerado ideal deve ser analisado com base no julgamento de engenharia da pessoa que a emprega. Deve-se ter sempre em mente que nenhuma ferramenta é capaz de substituir o discernimento do homem. Deve-se levar em conta modificações na configuração do fluxograma criado como troca e ajuste fino do operador heurístico, reavaliação das variáveis de entrada e novas condições de contorno.

6.1. Estudo de Caso Para o VANT

Um dos objetivos deste trabalho é especificar uma hélice ótima para o VANT desenvolvido pelo ITA para a CHESF. Sabe-se que esta aeronave executa voo de cruzeiro a 120 km/h, tem velocidade máxima de 160 km/h e velocidade de *stall* de 75 km/h, estes dados foram obtidos do trabalho de Lacava et al. [1]. Se admite que a hélice vá frear o motor

fazendo com que este opere a 7500 rpm, nesta condição a potência entregue a hélice é 5,2 hp, como se visualiza na Figura 6-3.

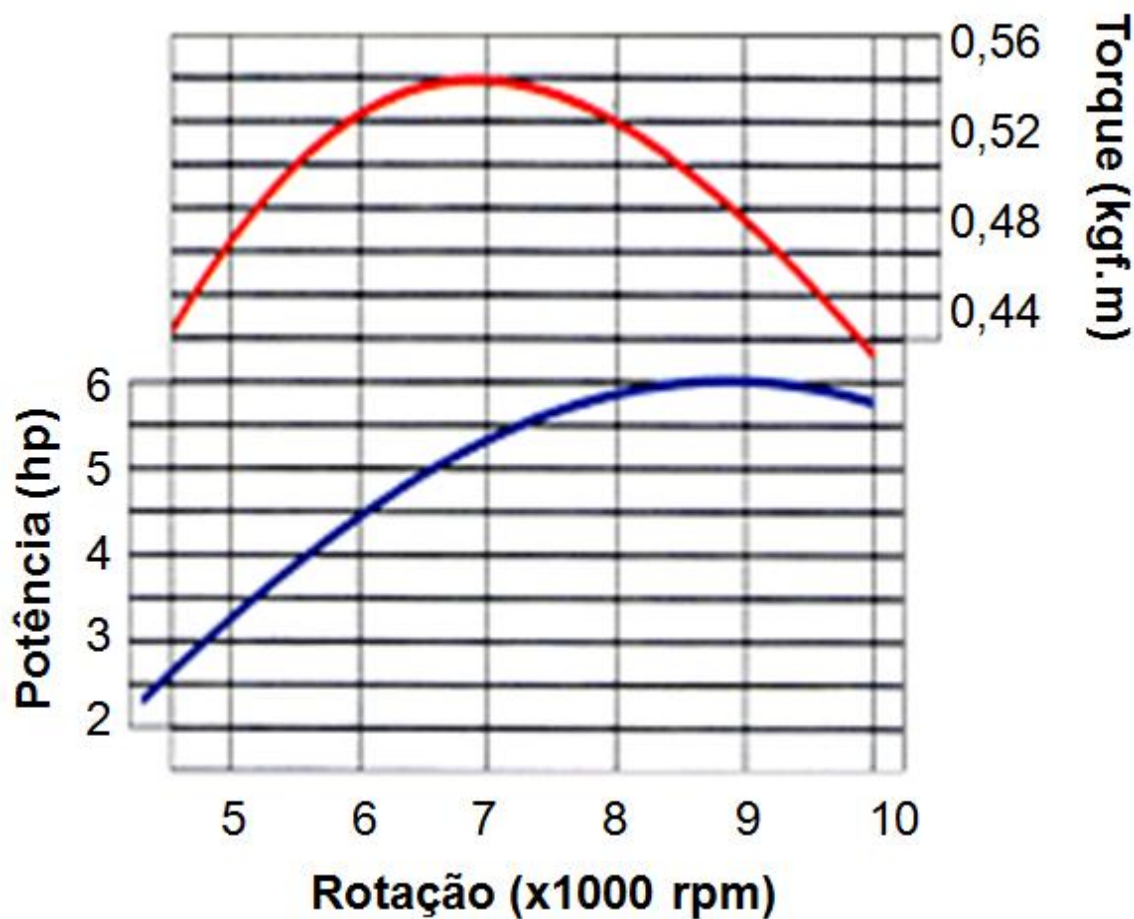


Figura 6-3 – Curva de desempenho do motor Zenoah G800 BPU, Lacava et al. [1]

O diâmetro de hélice considerado para este desenvolvimento é de 24 polegadas (609,6 mm), que é o diâmetro de hélice recomendado para este motor (Anexo 1 e 2). A Tabela 6-2 traz os dados para o ponto de projeto considerado.

Tabela 6-2 – Ponto de projeto para o VANT

Variável	Intensidade	Dimensão
B	2	
n	7500	rpm
V	33,33	m/s
D	609,6	mm
P	5,2	hp
Altitude	0	ft

A ferramenta construída foi empregada de forma extensiva e após cerca de 10.000 (dez mil) iterações os resultados convergiram para na geometria considerada ideal. A Figura 6-4 ilustra o estudo executado, onde se observa que a escalada do algoritmo é praticamente linear. Desta forma o resultado mais à direita e mais acima é o recomendado. Na nuvem de projetos da Figura 6-4 o projeto considerado ideal é o de código 5368.

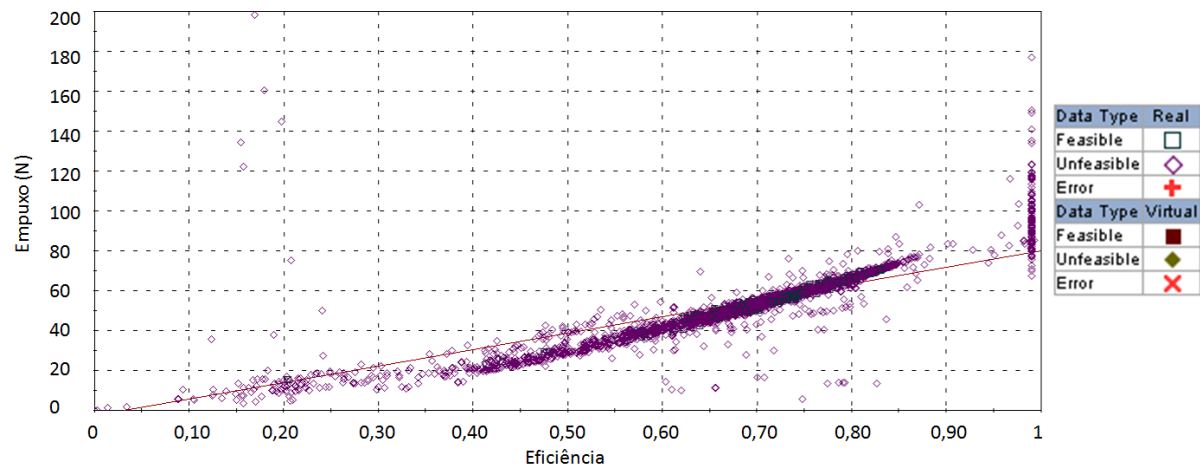


Figura 6-4 – Gráfico de dispersão entre eficiência e tração para diversos casos

Para esta solução a eficiência e tração no ponto de projeto são de 82% e 100 N, enquanto que a eficiência e tração máximos são 90% e 150 N. A geometria sugerida se encontra na Tabela 6-3, Figura 6-5 e Figura 6-6 e as curvas de desempenho na Figura 6-7 e Figura 6-8.

Tabela 6-3 – Aerofólios da hélice otimizada para o VANT

Aerofólio	Nome	Ângulo de Ataque (deg)
1 ao 5	RAF 6	8
6 ao 10	RAF 6	8
11 ao 15	RAF 6	6
16 ao 20	RAF 6	4

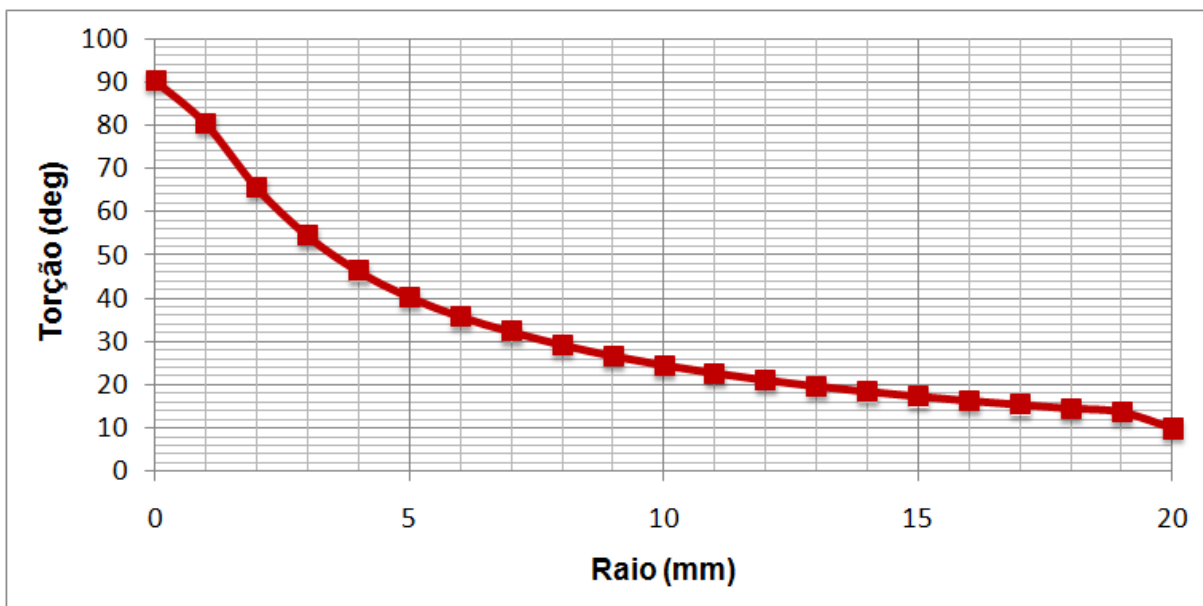


Figura 6-5 – Distribuição de torção ao longo do raio da hélice otimizada do VANT

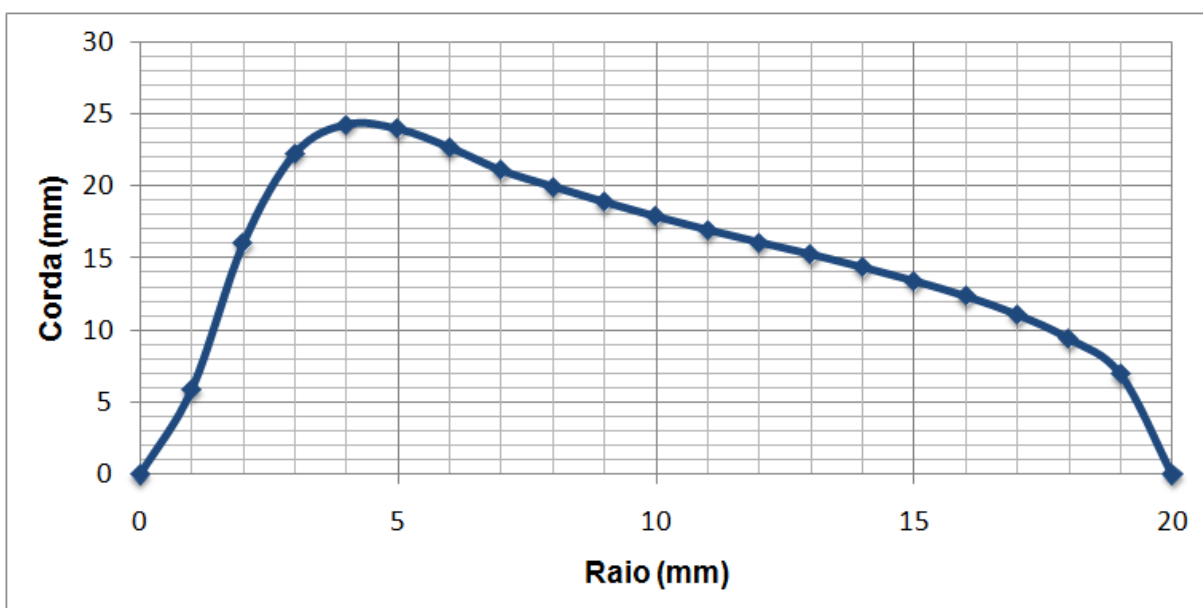


Figura 6-6 – Distribuição de cordas ao longo do raio da hélice otimizada do VANT

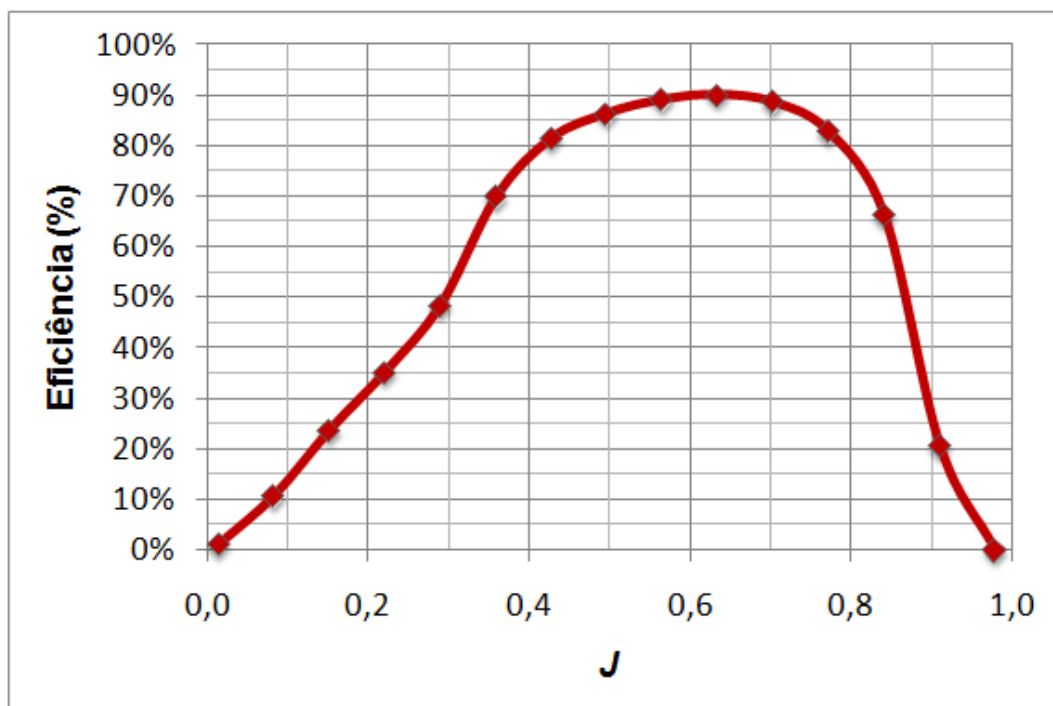


Figura 6-7 – Curva de rendimento para a hélice otimizada do VANT

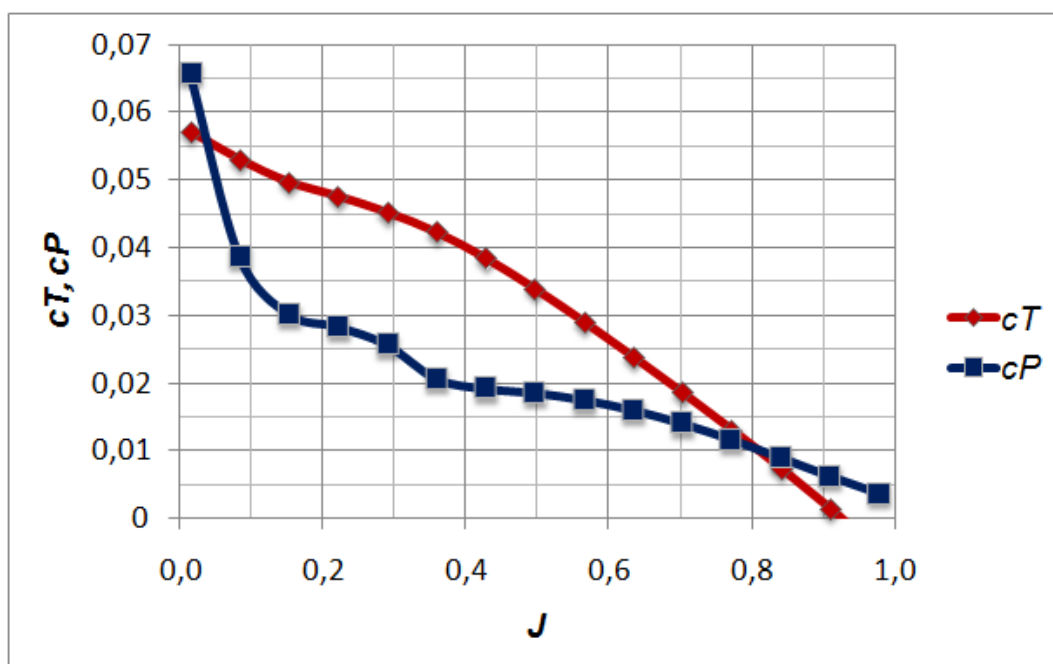


Figura 6-8 – Curva de coeficientes de tração e potência para a hélice otimizada do VANT

Em seu trabalho Lacava et al. [1] apresenta as curvas de rendimento e tração para a hélice comercial APC 24 x 10, que é a indicada para o motor Zenoah G800 BPU. Ao se comparar as curvas com as da hélice ótima vêem-se claramente os ganhos da hélice desenvolvida pela metodologia proposta (Figura 6-9 e Figura 6-10).

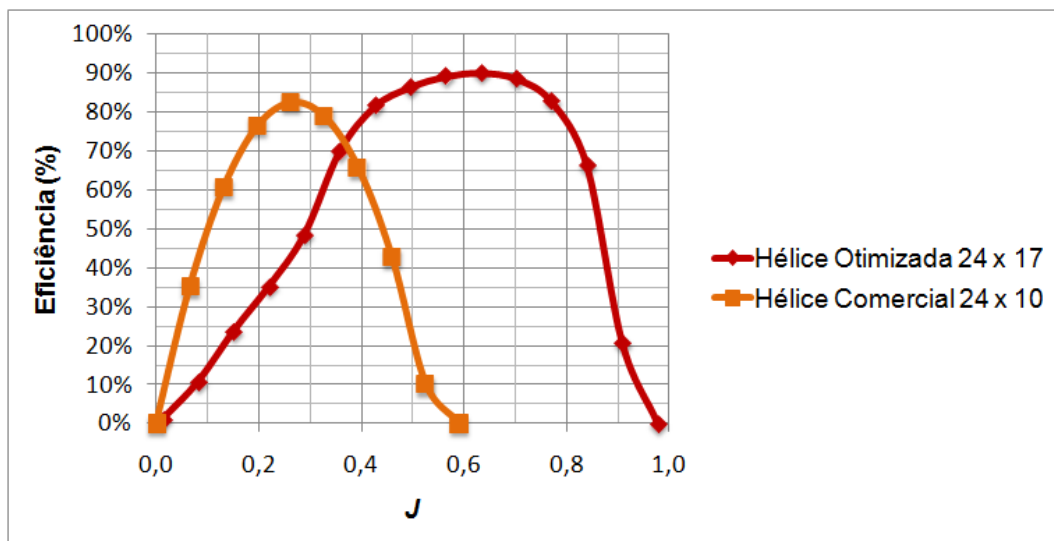


Figura 6-9 – Comparação entre as curvas de desempenho da hélice otimizada e comercial

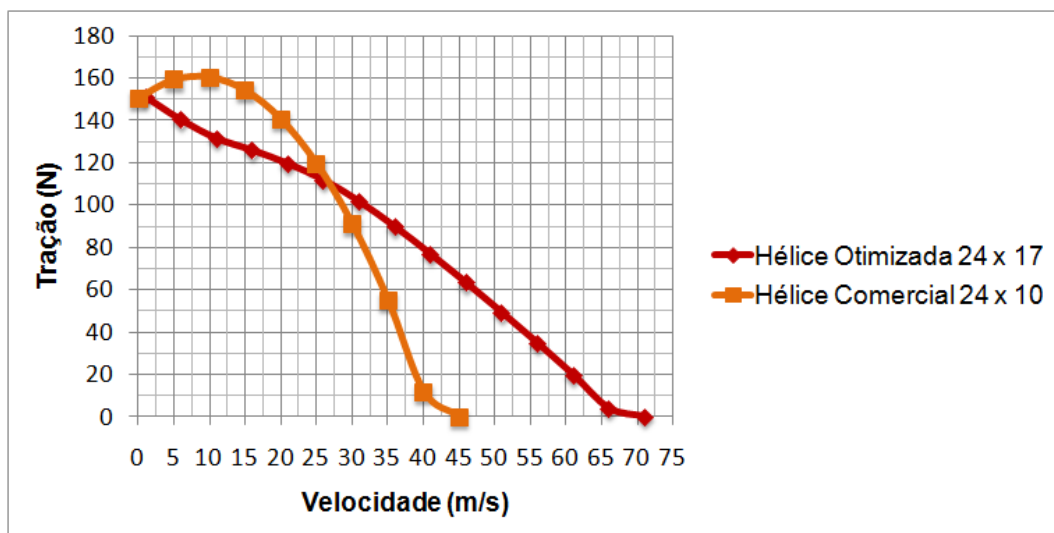


Figura 6-10 – Comparação entre as curvas de tração da hélice otimizada e comercial

Na hélice otimizada o rendimento em cruzeiro (120 km/h ou 33,33 m/s) é de 82%, enquanto que na hélice comercial é de 50%, nesta mesma condição a tração da hélice otimizada é de 100 N e a tração da hélice comercial é de 67 N. Observa-se que o máximo rendimento da hélice otimizada é de 90%, enquanto que na hélice comercial é de 83%. A hélice otimizada opera em uma faixa de velocidade muito maior que a da hélice comercial, sendo as velocidades máximas de operação respectivamente 66 m/s e 45 m/s.

7. Conclusões

Neste trabalho o problema relacionado a análise de desempenho e projeto de hélices foram abordados. No que tange a análise de desempenho diversas metodologias que se baseiam na teoria do elemento de pá combinada a teoria do disco atuador foram avaliadas, dentre as metodologias avaliadas uma foi selecionada. A seleção foi executada com base naquela que produz menor erro quando comparada com algumas curvas consideradas padrão. A metodologia selecionada foi então implementada em um código computacional. No que tange o projeto de hélices um código computacional capaz de sugerir geometrias consideradas ideais para um determinado ponto de projeto foi desenvolvido. Os códigos computacionais gerados foram unidos em um único pacote denominado VBAProp, este programa computacional é capaz de sugerir geometrias de hélices consideradas ideais além de calcular suas cartas de desempenho. O programa VBAProp foi acoplado a um programa computacional comercial de análise heurística que emprega um algoritmo genético, o programa chamado modeFrontier. Esta dupla mostrou ser valiosa, sendo capaz de sugerir geometrias ideais de forma rápida e eficiente, e seu poder foi colocado a prova em um estudo de caso.

As metodologias avaliadas para a elaboração do código computacional de análise de desempenho foram as apresentadas por Adkins e Liebeck, Roskam e Larrabee, sendo a que produziu menor erro aquela sugerida por Adkins e Liebeck. A metodologia sugerida por Roskam não foi considerada adequada, pois, produz muito erro e a metodologia apresentada por Larrabee foi considerada inadequada, pois, não é matematicamente estável, para ser matematicamente estável admite-se que a metodologia seja capaz de convergir através do algoritmo para solução de raízes de Newton-Raphson.

A metodologia de projeto ótimo foi baseada na teoria do elemento de pá combinada a teoria do disco atuador juntamente da teoria da vorticidade, esta metodologia se apresentou estável numericamente e apresentou resultados muito bem comportados quando comparada a programas que executam cálculos similares.

As metodologias apresentadas neste trabalho e codificadas no programa computacional criado podem ser empregadas em uma vasta gama de problemas. Para que sua utilização respeite as limitações das teorias apresentadas se devem empregar de forma correta os diversos coeficientes de perda apresentados, caso se aplique as correções devido a compressibilidade do fluido as metodologias podem ser empregadas desde o voo subsônico até os voos da região do alto subsônico.

As metodologias de análise de desempenho e de projeto de hélices se mostraram muito sensíveis aos dados do perfil aerodinâmico empregado, portanto grande atenção deve ser dada a forma como se modela as curvas de sustentação e arrasto deste item, de preferência deve-se utilizar dados de túnel de vento.

O programa desenvolvido (VBAProp) junto do programa de busca heurística (modeFrontier) conseguiu sugerir uma geometria de hélice considerada ideal para o VANT desenvolvido pelo ITA para a CHESF. A hélice sugerida apresentou matematicamente um desempenho muito superior a melhor solução comercial existente, o que indica que a ferramenta tem grande potencial de uso.

7.1. Sugestões para Estudos Futuros

Como sugestão de aprimoramento dos conhecimentos desenvolvidos neste trabalho, sugere-se:

- Reavaliar o código computacional criado a fim de se desenvolver um programa computacional capaz de sugerir geometrias ótimas e curvas de desempenho

para turbinas eólicas, para tanto se deve considerar que a turbina eólica é uma hélice operando em estado de molinete

- Programar o método de painéis ou modificar o método de Weisinger como alternativas para o cálculo de desempenho da hélice
- Desenvolver o método de painéis ou Weisinger inversos para o projeto de hélices ótimas
- Refinar os modelos de perda, empregando métodos mais precisos e outros que nem mesmo foram considerados
- Avaliar o fluxo atrás do disco da hélice considerando a forma da linha de corrente do fluxo da esteira
- Avaliar de forma profunda os operadores heurísticos do programa modeFrontier a fim de otimizar o tempo de busca e elevar a qualidade dos resultados desta etapa do projeto
- A hélice otimizada pode ser construída e ensaiada em túnel de vento

Referência Bibliográfica

- [1] Lacava, P., e Martins, C. A., e Pimenta, e A. P., e Neto, C. G., e Violato, G. “Modelo de Desempenho do Sistema Propulsivo do VANT_ITA”, PAPER CIT06-0498, ENCIT, 2006.
- [2] “Propeller”, <<http://www.answers.com/topic/propeller>>. Ultimo acesso em 10/12/2008.
- [3] Rosen, G., “Thrusting forward: a history of the propeller”, Hamilton Standard, 1984.
- [4] Hepperle, M., “Timetable: Development of the Propeller”, <<http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/prophist.htm>>. Ultimo acesso em 25/08/2008.
- [5] Helma, S., “History and Design of Propellers: Part 1”, <<http://www.boatbuilding.com/article.php/designofpropellers1>>. Ultimo acesso em 25/08/2008.
- [6] Lienhard, J. H., “The Wright Brothers’s Propeller”, <<http://www.uh.edu/engines/latewrightprop.jpg>>. Ultimo acesso em 25/08/2008.
- [7] Theodorsen, T., “Theory of Propellers”, McGraw-Hill, New York, 1948.
- [8] Stepniewski, W.Z., “Rotary-Wing Aerodynamics”, Dover Publications, New York, 1984.
- [9] Encyclopedia titanica, <<http://www.encyclopedia-titanica.org/discus/messages/5664/77905.jpg>>. Ultimo acesso em 01/12/2008.
- [10] Roskam, J., “Airplane Aerodynamics and Performance”, DarCorporation, Kansas, 1997.
- [11] Mitchell, G. A., “Experimental Aerodynamic Performance of Advanced 40° -Swept, 10-Blade Propeller Model at Mach 0.6 to 0.85”, NASA Technical Memorandum 88969, Ohio, 1988.
- [12] Buckingham, E., “On Physically similar Systems; Illustrations of the Use of Dimensional Equations”, Physical Review, Vol. 4, No. 4, 1914, pp. 345-376.
- [13] Betz, A., “Eine der Schraubenstahl-Theorie”, Z.F.M., 1920.
- [14] Pawlowski, F.W., “Théorie Générale de l’Hélice Propulsive”, Gauthier-Villars, Paris, 1920.
- [15] Weick, F.E., “Aircraft Propeller Design”, McGraw-Hill, New York, 1930.
- [16] Adkins, C. N., and Liebeck, R. H., “Design of Optimum Propellers”, Journal of Propulsion, 1994.
- [17] Viterna, A., e Janetzke, D., “Theoretical and Experimental Power from Large Horizontal-Axis Wind Turbines”, Proceedings from the Large Horizontal-Axis Wind Turbine Conference, DOE/NASALeRC, July 1981. 12Reid, E. G.,
- [18] Larrabee, E. E., “Five Years Experience with Minimum Induced Loss Propellers – Part I: Theory”, SAE Technical Paper Serie 840026, International Congress & Exposition, Detroit, Michigan, 1984.
- [19] Nikolsky, A.A., “Helicopter Analysis”, John Wiley & Sons, Inc., New York, 1951.
- [20] Sissingh, G., “Contribution to the Aerodynamics of Rotary-Wing Aircraft”, NACA TM No. 921, 1939.

- [21] Abbott, I. e Von Doenhoff, A.E., “Theory of Wing Sections”, Dover Publications, New York, 1959.
- [22] Anderson, J.D., “Fundamentals of Aerodynamics”, McGraw-Hill, New York, 1991.
- [23] Torenbeek, E., “Synthesis of Subsonic Airplane Design”, Kluwer Boston Inc., Hingham Maine, 1982.
- [24] Lowry, J.T., “Performance of Light Aircraft”, AIAA, 1999.
- [25] Sullivan, J.P., "The Effect of Blade Sweep on Propeller Performance", AIAA Meeting Paper, Indiana, 1977.
- [26] McCormick, B. W., “Aerodynamics of V/STOL Flight”, Academic Press, New York, 1967.
- [27] Lindenburg, C., “Aerodynamic Airfoil Coefficients at Large Angles of Attack”, IEA Symposium, 2000.
- [28] Prouty, R. W., “Helicopter Performance, Stability, and Control”, Krieger Publishing Company, Inc., Florida, 1995.
- [29] Hunsaker, F. D., “A Numerical Blade Element Approach To Estimating Propeller Flowfields”, AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Nevada, 2007.
- [30] Betz, A., and Prandtl, L., “Screw Propeller with Minimum energy Loss”, Gottingen Reports, 1919, pp. 193-213.
- [31] Carlsson, J., “JC Propeller Design Software”, <<http://www.jcpropellerdesign.com>>. Último acesso em 10/12/2008.
- [32] Drela, M., “XRotor”, <<http://web.mit.edu/drela/Public/web/>>. Último acesso em 01/01/2009.
- [33] Hepperle, M., “JavaProp The Applet”, <<http://www.mh-aerotools.de>>. Último acesso em 10/12/2008.
- [34] Witkowski, D.P., Lee, A.K.H. e Sullivan, J.P., "Aerodynamic Interaction Between Propellers and Wings", Journal of Aircraft, Vol. 4, No. 26, 1989.
- [35] Jackson, P., “Jane’s All World Aircraft”, Jane’s Information Group, 2006.
- [36] Davis, L., “Handbook of Genetic Algorithm, New york Van Nistrand Reinhold, 1991.
- [37] Esteco, “modeFontier version 3.2 User Guide”, 2003.

Apêndice 1

Este apêndice é um guia para a utilização da ferramenta VBAProp. A ferramenta desenvolvida na plataforma Excel (VBAProp version 1.0.xls) está dividida em 3 abas, como se observa na Figura 1. As abas são as chamadas *Design*, *Input_Performance* e *Output*, estas gerenciam o respectivamente o projeto da hélice ótima, análise de desempenho e a saída da análise de desempenho.

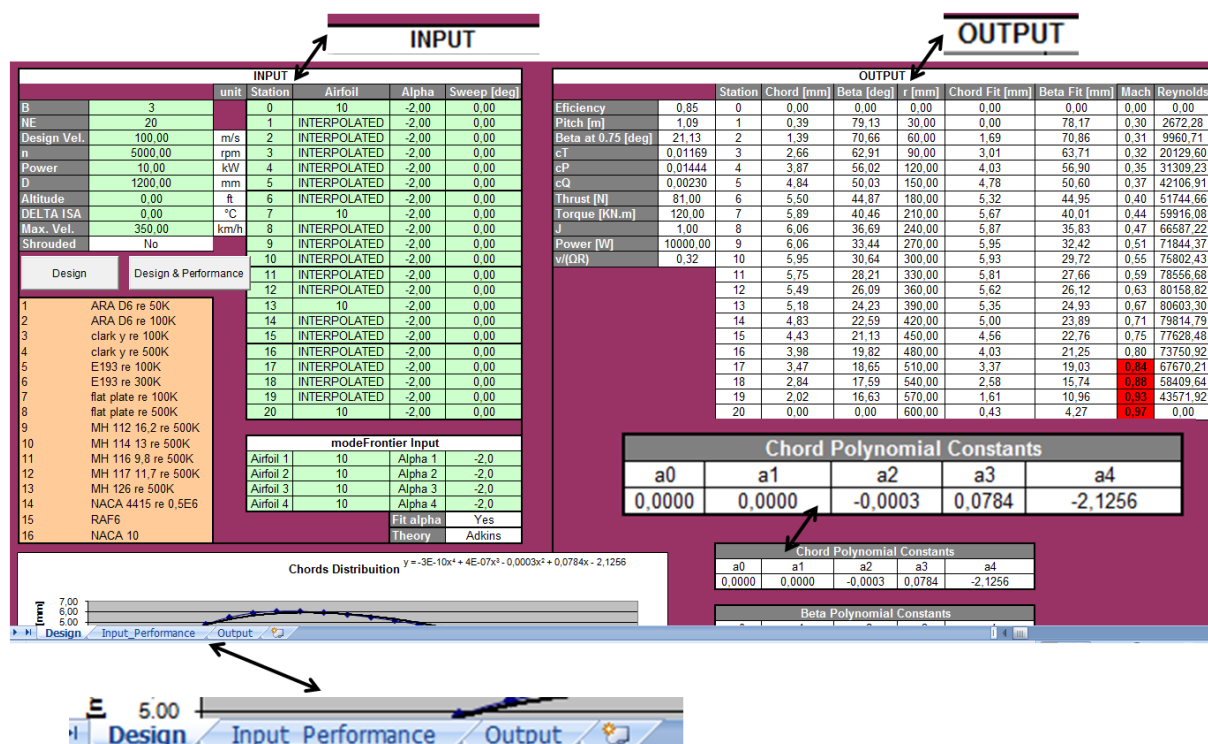


Figura 1 – Aba *Design* do programa VBAProp

Na aba *Design* existe uma região denominada *INPUT*. Nesta região se devem fornecer os dados para projeto da hélice, como por exemplo, número de pás (*B*), número de elementos de pá (*NE*), velocidade de projeto (*Design Vel.*), rotação (*n*), potência (*Power*), diâmetro (*D*), altitude, delta ISA, velocidade máxima para análise de desempenho (*Max. Vel.*), a condição de hélice *ducted* (*Shrouded*) e as unidades dos dados de projeto. Após se preencher os dados do ponto de projeto é possível pressionar o botão *Design* ou *Design & Performance*. O primeiro só calcula o desempenho no ponto de projeto, o segundo levanta *cT*, *cP* e *cQ* desde velocidade zero até a velocidade máxima indicada.

Na região *INPUT* existe uma sub-região denominada *modeFrontier*, logo abaixo desta existe as opções *Fit Alpha* e *Theory*. Quando a opção *Fit Alpha* estiver em *Yes* isto significa que, os ângulos de ataque e perfis contidos na região chamada *modeFrontier* serão interpolados ao longo da hélice, quando *Fit Alpha* estiver em *No* os ângulos de ataque e perfis deverão ser selecionados um a um ao longo da hélice. Já a opção *Theory* permite que para o cálculo de desempenho se selecione entre as metodologias de Adkins e Liebeck, Roskam ou Larrabee.

Na aba *Design* também existe uma região denominada *OUTPUT*, nesta região se obtêm os dados que caracteriza a hélice projetada, como distribuição de cordas, ângulos de torção, número de *Mach*, número de *Reynolds* e eficiência. Nesta seção também se encontra as constantes do polinômio da distribuição de cordas e torção (*Beta*), estes polinômios descrevem a geometria da hélice em função de x .

A aba *Input_Performance* é similar a aba *Design*, nessa nova aba se deve colocar manualmente a geometria da hélice que se deseja conhecer a curva de desempenho.

A aba *Output* contém as curvas de cT , cQ , cP e eficiência em função do avanço e velocidade que foram calculadas.

É possível adicionar perfis ao programa, para tanto a função *fcl* contida no código fonte do programa deve ser alterada. A função *fcl* recebe de outra função o ângulo de ataque em graus e código do aerofólio. A função *fcl* se trata de um *Select Case*, onde cada caso é um aerofólio caracterizado por um código, sendo o primeiro código o número 1 (um), portanto o novo aerofólio deverá ser adicionado ao final da lista com o próximo código disponível. Dentro do caso devem-se inserir as equações que caracterizam o cl do aerofólio. O mesmo procedimento deve ser empregado na função *fcd* para se adicionar as equações do arrasto (cd) do novo aerofólio.

Anexo 1



Motor de gás 80CC de ZENOAH G800PU (se especialize no avião)

Lugar de origem: Japan

Número modelo: G800

Termos do pagamento: T/T, Western Union, Paypal

Caracterizar & Especificar Motor de gás 80CC de ZENOAH G800PU (se especialize no avião)

Características chaves

- 4.88 polegadas cúbicas do poder em um corredor liso juntam
- A esfera rolamento-suportou o eixo de manivela
- Cilindros cromados de uma peça só
- Sistema de ignição do CDI
- Entrega uns 6 cavalos-força enorme para conduzir um 24x10 APC em 7500 RPM

Especs. - Modelo G800BPU

Tipo: tipo motor da válvula de pistão de 2 ciclos de gasolina

Sistema refrigerando: Ar de refrigeração

Curso do furo x (milímetro): 1-40.5 x 31

Deslocamento (centímetro cúbico): 80.0

Saída máxima: Rede picosegundo (quillowatt) 6.0 (4.41); Picosegundo bruto (quillowatt) 7.5 (5.51)

Torque máximo: Rede kg 0.54; Kg bruto 0.65

Sentido da rotação: Contador-crockwise (visto do eixo de PTO)

Combustível: Combustível Pre-mixed, 25 (gasolina): 1 (óleo de motor do ciclo da classe elevada 2)

Depósito de gasolina (leve) -

Óleo de lubrificação: Óleo de motor de primeira qualidade de 2 ciclos

Carburador: Diafragma, tipo da válvula de borboleta

Ignição: CDI

Plugue de faísca: RCJ-7Y

Acionador de partida: Acionador de partida da mola

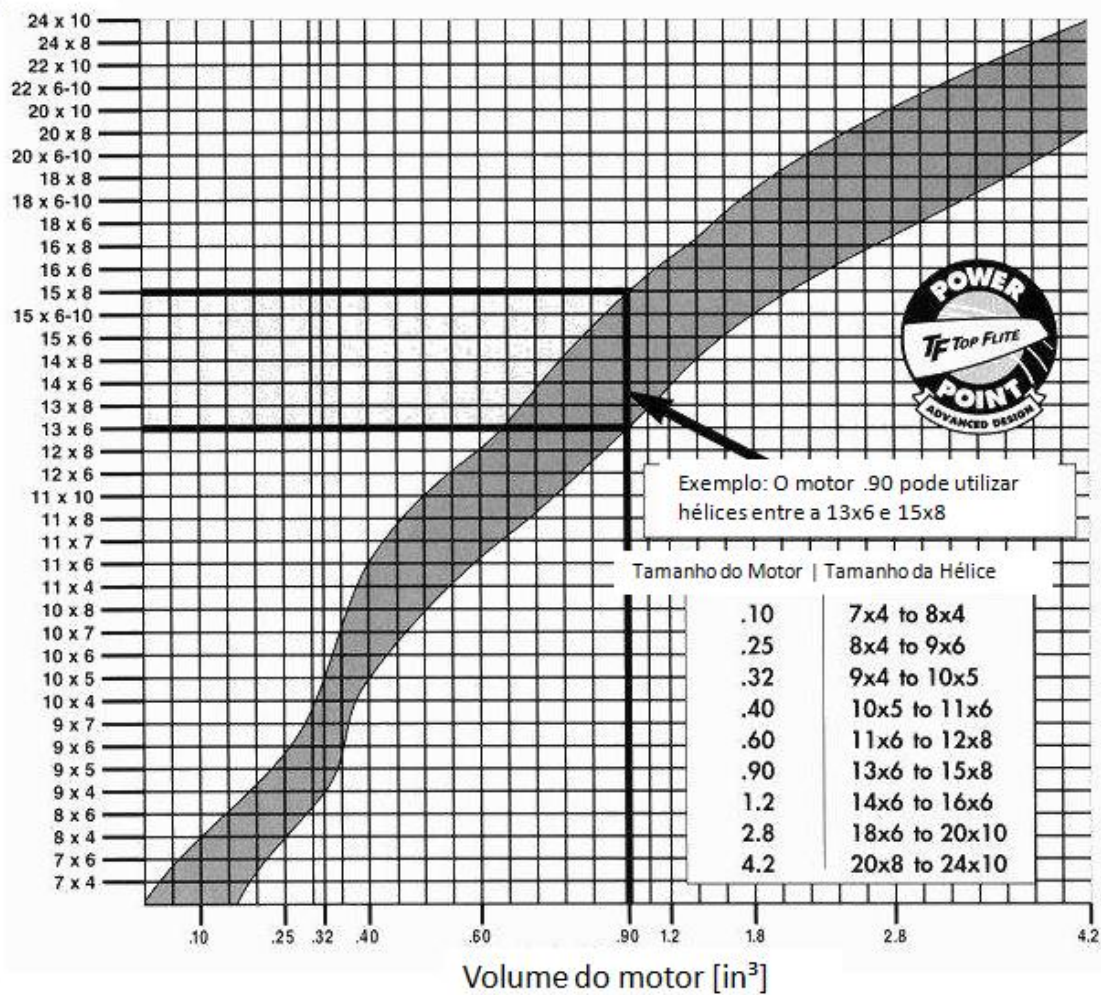
Tipo do líquido de limpeza de ar -

Dimensão total: Comprimento (milímetro) 192; Largura (milímetro) 257; Altura (milímetro) 205

Peso seco (quilograma): 3.6 Incl. Acionador de partida da mola

Anexo 2

Tamanho da
Hélice



FOLHA DE REGISTRO DO DOCUMENTO

1. CLASSIFICAÇÃO/TIPO DP	2. DATA 17 de agosto de 2009	3. REGISTRO Nº CTA/ITA/DP-035/2009	4. Nº DE PÁGINAS 86
5. TÍTULO E SUBTÍTULO: Projeto e análise de desempenho de hélices ótimas empregando algoritmo genético			
6. AUTOR(ES): Fernando Romagnoli Barbosa			
7. INSTITUIÇÃO(ÕES)/ÓRGÃO(S) INTERNO(S)/DIVISÃO(ÕES): Instituto Tecnológico de Aeronáutica - ITA			
8. PALAVRAS-CHAVE SUGERIDAS PELO AUTOR: Hélices, Hélices Ótimas, Algoritmo Genético, Desempenho de Hélices, Propulsão			
9. PALAVRAS-CHAVE RESULTANTES DE INDEXAÇÃO: Hélices, Desempenho; Otimização; Análise estrutural; Algoritmos genéticos; Propulsão; Engenharia mecânica; Engenharia aeronáutica.			
10. APRESENTAÇÃO: <div style="display: flex; justify-content: space-between; align-items: center;"> X Nacional Internacional </div> ITA, São José dos Campos. Curso de Mestrado Profissionalizante em Aerodinâmica, Propulsão e Energia. Programa de Pós-Graduação em Engenharia Aeronáutica e Mecânica. Orientador: Dr. Pedro Teixeira Lacava. Defesa em 02/06/2009. Publicada em 2009.			
11. RESUMO: <p>Esta dissertação aborda problemas relacionados ao projeto e análise de desempenho de hélices ótimas. Hélice é o componente responsável pela geração de tração em algumas aeronaves, helicópteros e barcos. Especificamente, a pesquisa enfoca problemas que ocorrem durante a fase de projeto analítico, identifica deficiências e vantagens nos métodos e modelos matemáticos descritos na literatura e propõe alguns instrumentos que facilitam a reutilização de soluções já desenvolvidas e validadas, anteriormente, por outros projetistas. Esta dissertação está centrada na hipótese de que a maior parte das falhas de projeto de hélices deve-se, principalmente ao grande número de variáveis de entrada que o método de projeto ótimo requer, o que dificulta o projetista de lidar com tantas variáveis. O objetivo geral desta dissertação é a investigação de modelos, metodologias e métodos que possam ser aplicados durante o projeto de hélices ótimas e durante a elaboração das suas cartas de desempenho. Dentre os objetivos mais específicos está o desenvolvimento de instrumentos que, possibilitem o desenvolvimento de geometrias idealizadas para determinado ponto de projeto. Como resultado desta pesquisa, as principais contribuições obtidas foram: (1) a identificação e especificação de uma metodologia adequada à análise de desempenho de hélices; (2) uma ferramenta de projeto, denominada VBAProp, que serve como ponto de partida para a modelagem de hélices ótimas, esta ferramenta em conjunto de pacotes computacionais comerciais de análise heurística forma uma valiosa ferramenta para especificação de geometrias de hélice ótimas.</p>			
12. GRAU DE SIGILO: <div style="display: flex; justify-content: space-between;"> (X) OSTENSIVO () RESERVADO () CONFIDENCIAL () SECRETO </div>			