

UNIVERSIDADE DE CAXIAS DO SUL

WILLIAM GALIOTTO

**SIMULAÇÃO NUMÉRICA E ESTUDO AERODINÂMICO DE HÉLICES
DESTINADAS A UMA AERONAVE RADIOCONTROLADA DE ASAS FIXAS**

CAXIAS DO SUL

2017

WILLIAM GALIOTTO

**SIMULAÇÃO NUMÉRICA E ESTUDO AERODINÂMICO DE HÉLICES
DESTINADAS A UMA AERONAVE RADIOCONTROLADA DE ASAS FIXAS**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado como requisito parcial para a conclusão do curso de Engenharia Mecânica na Universidade de Caxias do Sul. Área de concentração: Fenômenos de Transporte.

Orientador Prof. Me. Sergio da Silva Kucera

CAXIAS DO SUL

2017

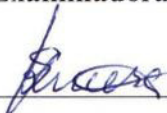
WILLIAM GALIOTTO

**SIMULAÇÃO NUMÉRICA E ESTUDO AERODINÂMICO DE HÉLICES
DESTINADAS A UMA AERONAVE RADIOCONTROLADA DE ASAS FIXAS**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado como requisito parcial para a conclusão do curso de Engenharia Mecânica na Universidade de Caxias do Sul. Área de concentração: Fenômenos de Transporte.

Aprovado em 01/12/17

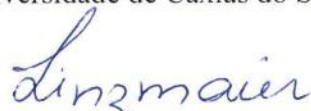
Banca Examinadora:



Prof. Me. Sergio da Silva Kucera
Universidade de Caxias do Sul - UCS



Prof. Dr. Carlos Roberto Altafini
Universidade de Caxias do Sul - UCS



Prof. Me. Paulo Roberto Linzmaier
Universidade de Caxias do Sul – UCS

RESUMO

A Universidade de Caxias do Sul, representada pela equipe Aerosul, participa da competição SAE Brasil Aerodesign, que incentiva o desenvolvimento e a troca de conhecimentos na área da Engenharia Aeronáutica. O conjunto moto-propulsor é o responsável pela geração da tração necessária à aeronave. Com o intuito de analisar esse conjunto, foram realizadas simulações fluidodinâmicas computacionais para dois modelos de hélices comerciais do fabricante APC[®] Propellers, obtendo-se os valores de tração em função da velocidade de deslocamento para três modelos de turbulência. Ao comparar os resultados dessas simulações com os experimentais, constatou-se coincidência qualitativa de resultados. As diferenças obtidas nas simulações foram maiores para as menores velocidades, correspondentes à corrida de decolagem, e reduzindo à medida que a velocidade aumenta. Para os maiores valores foram observados diferenças inferiores a 11%. Dentre os modelos de turbulência, o que obteve menores diferenças foi o $k-\epsilon$, atingindo valores inferiores a 3% para a velocidade máxima analisada, seguido dos modelos SST e $k-\omega$. De forma geral as diferenças obtidas foram consideradas aceitáveis. Em outra etapa foi realizada a caracterização daqueles dois modelos de hélices, de mais outro do mesmo fabricante e um quarto, aplicado no rotor traseiro de helicópteros radiocontrolados. Para os três modelos da APC foram identificadas diferentes variações de perfis, mas sempre do tipo plano-convexo, e torções ao longo da pá. O outro modelo de hélice apresentou perfil simétrico constante e sem torção ao longo da pá.

Palavras-chave: SAE Brasil Aerodesign. Hélice. Simulação CFD. Caracterização de perfil.

ABSTRACT

The Universidade de Caxias do Sul, represented by the Aerosul team, participates in the SAE Brasil Aerodesign competition, which encourages the development and exchange of knowledge in the area of Aeronautical Engineering. The motor-propeller assembly is responsible for generating the necessary traction to the aircraft. In order to analyze this set, computational fluid dynamics simulations were performed for two commercial propeller models from APC[®] Propellers, obtaining the traction values as a function of the displacement velocity for three turbulence models. When comparing the results of these simulations with the experimental ones, it was verified a qualitative coincidence of results. The differences obtained in the simulations were higher for the lower speeds, corresponding to the takeoff run, and reducing as the speed increases. For the highest values, differences below 11% were observed. Among the turbulence models, the smallest differences were k- ϵ , reaching values below 3% for the maximum speed analyzed, followed by the SST and k- ω models. In general, the differences obtained were considered acceptable. In another stage the characterization of these two models of propellers, of another one of the same manufacturer and a fourth one, was applied in the rear rotor of radio controlled helicopters. For the three models of APC, different variations of profiles were identified, but always of the plane-convex type, and twists along the blade. The other propeller model showed a constant symmetrical profile with no torsion along the blade.

Keywords: SAE Brasil Aerodesign. Propeller. Simulation CFD. Profile characterization.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Representação gráfica da Atmosfera Padrão Internacional	16
Figura 2 – Características geométricas de um aerofólio.....	17
Figura 3 – Ângulo de ataque e ângulo de incidência para diversas condições de voo	18
Figura 4 – Tipos de arqueamentos em aerofólios e seu efeito na direção da sustentação para ângulo de ataque nulo	18
Figura 5 – Forças aerodinâmicas em um aerofólio	21
Figura 6 – Distribuição de fluxo em torno de um cilindro	22
Figura 7 – Fluxo em torno de um aerofólio simétrico com fluxo na direção da corda	23
Figura 8 – Distribuição do coeficiente de pressão em um aerofólio	25
Figura 9 – Exemplo de distribuição de pressões em um aerofólio genérico	26
Figura 10 – Curva de sustentação para aerofólios arqueados e simétricos	27
Figura 11 – Coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque (a) e em função do C_l (b)	28
Figura 12 – Momento de arfagem	28
Figura 13 – Modelo da teoria do disco atuador	30
Figura 14 – Forças sobre um elemento de pá da hélice.....	31
Figura 15 – Vórtices atrás de uma hélice e sua influência em um elemento de pá	33
Figura 16 – Exemplo de malha estruturada bidimensional	36
Figura 17 – Exemplo de malha de bloco estruturada bidimensional.....	36
Figura 18 – Exemplo de malha não estruturada bidimensional	37
Figura 19 – Fluxograma de Atividades	41
Figura 20 – Resultado dos testes experimentais de tração estática nos propulsores	42
Figura 21 – Seção de testes do túnel de vento e o conjunto moto propulsor montado no dispositivo de testes	43
Figura 22 – Esquema de montagem do ensaio dinâmico	43
Figura 23 – Máquina de medição por coordenadas	44
Figura 24 – Dispositivo de fixação das hélices	45
Figura 25 – Geometria virtual da hélice no <i>software</i> CAD.....	46
Figura 26 – Comparação das hélices 311 x 95 mm (12,25” x 3,75”) virtuais e físicas.....	46
Figura 27 – Comparação das hélices 330 x 102 mm (13” x 4”) virtuais e físicas.....	47
Figura 28 – Comparação das hélices 330 x 152 mm (13” x 6”) virtuais e físicas.....	47
Figura 29 – Comparação das hélices ALIGN HQ 1060AT virtuais e físicas.....	47

Figura 30 – Hélice 311 x 95 mm (12.25" x 3,75") após as simplificações	48
Figura 31 – Domínios fluidos.....	49
Figura 32 – Detalhe da malha adjacente à superfície da hélice.....	50
Figura 33 – Detalhes da malha nos domínios estático e rotacional.....	50
Figura 34 – Vetores da qualidade ortogonal.....	51
Figura 35 – Exemplo de distorção de elementos.....	52
Figura 36 – Condições de Contorno	53
Figura 37 – Tração x velocidade para a hélice APC 311 x 95 mm com motor OS 0.61FX	55
Figura 38 – Tração x velocidade para a hélice APC 311 x 95 mm com motor OS 0.55AX....	56
Figura 39 – Tração x velocidade para hélice APC 330 x 102 mm com motor OS 0.61FX	56
Figura 40 – Diferenças numéricas para hélice APC 311 x 95 mm com motor OS 0.61FX	57
Figura 41 – Diferenças numéricas para hélice APC 311 x 95 mm com motor OS 0.55AX	58
Figura 42 – Diferenças numéricas para hélice APC 330 x 102 mm com motor OS 0.61FX ...	58
Figura 43 – Vetores de velocidade do fluxo ao atravessar a hélice para a rotação de 13050 rpm e velocidade de deslocamento de 6 m/s.....	59
Figura 44 – Linhas de Fluxo.....	60
Figura 45 – Perfil aerodinâmico a 75% do comprimento da hélice	61
Figura 46 – APC 311 x 95 mm a 30% da pá e Gottingen 449	61
Figura 47 – APC 311 x 95 mm a 50% do comprimento e Gottingen 615	62
Figura 48 – APC 311 x 95 mm a 75% do comprimento e Gottingen 593	62
Figura 49 – APC 311 x 95 mm a 90% do comprimento e N-11	62
Figura 50 – Variação do ângulo de passo em função do comprimento da hélice	63
Figura 51 – Perfil aerodinâmico a 75% do comprimento da hélice	64
Figura 52 – APC 330 x 102 mm a 30% do comprimento e Rhode St. Genese 36.....	64
Figura 53 – APC 330 x 102 mm a 50% do comprimento e Rhode St. Genese 34.....	64
Figura 54 – APC 330 x 102 mm a 75% do comprimento e Dayton-Wright 6.....	65
Figura 55 – APC 330 x 102 mm a 90% do comprimento e Gottingen 412	65
Figura 56 – Variação do ângulo de passo em função do comprimento da hélice	66
Figura 57 – Perfil aerodinâmico a 75% do comprimento da hélice	66
Figura 58 – APC 330 x 152 mm a 30% do comprimento e N.A.C.A. 4424	67
Figura 59 – APC 330 x 152 mm a 50% do comprimento e Rhode St. Genese 36.....	67
Figura 60 – APC 330 x 152 mm a 75% do comprimento e Rhode St. Genese 34.....	67
Figura 61 – APC 330 x 152 mm a 90% do comprimento e Gottingen 412	67
Figura 62 – Variação do ângulo de passo em função do comprimento da hélice	68

Figura 63 – Perfil aerodinâmico a 75% do comprimento da hélice	69
Figura 64 – ALIGN HQ 1060AT a 30% do comprimento e N.A.C.A. 0012.....	69
Figura 65 – ALIGN HQ 1060AT a 50% do comprimento e N.A.C.A. 0012.....	69
Figura 66 – ALIGN HQ 1060AT a 75% do comprimento e N.A.C.A. 0012.....	70
Figura 67 – ALIGN HQ 1060AT a 90% do comprimento e N.A.C.A. 0012.....	70

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Propriedades básicas da atmosfera padrão internacional	15
---	----

LISTA DE SIGLAS

CAD	<i>Computer Aided Design</i>
CAE	<i>Computer Aided Engineering</i>
CFD	<i>Computational Fluid Dynamics</i>
CNC	<i>Computer Numeric Control</i>
FD	<i>Finite Difference</i>
FE	<i>Finite Element</i>
FV	<i>Finite Volume</i>
LNTP	Laboratório de Novas Tecnologias de Produção
MMC	Máquina de medição por coordenadas
MVF	Método Volumes Finitos
QFD	<i>Quality Function Deployment</i>
SAE	<i>Society American Engineer</i>
VANT	Veículo aéreo não tripulado

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	13
1.1	CONTEXTUALIZAÇÃO E JUSTIFICATIVA	14
1.2	OBJETIVOS.....	14
1.2.1	Geral	14
1.2.2	Específicos	14
2	REFERENCIAL TEÓRICO	15
2.1	ATMOSFERA PADRÃO	15
2.2	PERFIL AERODINÂMICO	16
2.3	ESCOAMENTO EXTERNO	18
2.3.1	Número de Reynolds	19
2.3.2	Equação de Bernoulli	20
2.4	FORÇAS AERODINÂMICAS EM PERFIS.....	21
2.4.1	Camada-limite e arrasto em um perfil aerodinâmico	22
2.4.2	Coefficiente de pressão	24
2.4.3	Distribuição de pressões e sustentação em um perfil aerodinâmico.....	25
2.4.4	Propriedades aerodinâmicas de perfis	26
2.5	CENTRO AERODINÂMICO DE UM PERFIL.....	28
2.6	DESEMPENHO DE HÉLICES	29
2.6.1	Teoria do disco atuador	29
2.6.2	Teoria do elemento da pá.....	30
2.6.3	Teoria conjunta.....	32
2.7	ANÁLISE FLUIDO DINÂMICA COMPUTACIONAL (CFD).....	33
2.7.1	Modelo matemático	34
2.7.2	Método de discretização.....	34
2.7.3	Sistema de coordenadas e base vetorial.....	35
2.7.4	Malha numérica.....	35
2.7.5	Aproximações finitas	37
2.7.6	Método de solução	37
2.7.7	Modelos de escoamento turbulento.....	38
2.7.8	Critério de convergência.....	39
2.8	HISTÓRICO DO DESENVOLVIMENTO DO SISTEMA DE VARIAÇÃO DE PASSO NA UCS	39
3	MATERIAIS E MÉTODOS.....	41

3.1	OBTENÇÃO DOS RESULTADOS EXPERIMENTAIS	41
3.2	SELEÇÃO DE HÉLICES COMERCIAIS.....	44
3.3	OBTENÇÃO DO MODELO CAD.....	44
3.4	SIMULAÇÃO CFD	48
3.5	CARACTERIZAÇÃO DOS PERFIS AERODINÂMICOS.....	53
4	RESULTADOS E DISCUSSÃO	55
4.1	SIMULAÇÃO CFD	55
4.2	CARACTERIZAÇÃO DOS PERFIS	60
4.2.1	APC 311 x 95 mm (12,25" x 3,75")	60
4.2.2	APC 330 x 102 mm W (13" x 4")	63
4.2.3	APC 330 x 152 mm (13" x 6")	66
4.2.4	ALIGN HQ 1060AT	68
5	CONCLUSÃO	71
5.1	SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS	71
	BIBLIOGRAFIA	73
	APÊNDICE A – NUVENS DE PONTOS E GEOMETRIAS DE REFERÊNCIA.....	76

1 INTRODUÇÃO

Atualmente, voar é uma tarefa simples de ser realizada e que pertence ao cotidiano do ser humano. Seja pela agilidade em percorrer longas distâncias, ou pela segurança que esse tipo de transporte passa em relação aos demais meios. As vias aéreas são consideradas essenciais para a sociedade moderna, mas, por muito tempo, voar era considerado apenas um sonho, que só foi possível de ser alcançado com a evolução da aeronáutica e a invenção dos aviões.

No ano de 1906, o brasileiro Santos Dumont surpreendeu o mundo ao realizar o primeiro voo, por meios próprios, a bordo do avião 14-bis (TORENBEEK e WITTENBERG, 2009). Após este acontecimento, muitos outros tentaram repetir sua façanha e aprimorar os estudos na área aeronáutica, alavancando as pesquisas na área e contribuindo para sua evolução até atingir o patamar atual.

Segundo Rodrigues (2014) o avião pode ser definido como sendo uma aeronave de asas fixas mais pesado que o ar, e pode ser classificado em cinco componentes principais: fuselagem, empenamento, asa, trem de pouso e grupo moto-propulsor.

Este último pode ser composto por motor e hélice ou turbina à reação. No primeiro caso a hélice é composta por duas ou mais pás fixadas em um cubo central, e é responsável por gerar a tração, a partir da potência do motor, para deslocar a aeronave através do ar.

A competição SAE Brasil Aerodesign surgiu no Brasil no ano de 1999 com o intuito de estimular a difusão do conhecimento na área de Engenharia Aeronáutica e propiciar que alunos de graduação e pós-graduação possam trabalhar com um caso real de projeto aeronáutico. As equipes participantes tem a missão de projetar, construir e testar um avião rádio controlado, atendendo a uma série de restrições impostas no regulamento da competição. Anualmente o regulamento da competição é alterado fazendo com que as equipes precisem enfrentar e solucionar problemas que são habituais na área aeronáutica.

Cada equipe inscrita na competição representa uma instituição acadêmica, e no caso da Universidade de Caxias do Sul, a equipe que a representa é a Aerosul. A equipe surgiu no ano de 2007 e compete na categoria regular, que dentre as três categorias existentes, é a que possui maiores restrições.

Impulsionado pelo contexto proporcionado pela competição, vários trabalhos acadêmicos relacionados à VANTs (veículos aéreos não tripulados) tem sido desenvolvidos aqui na instituição, sendo importante para o aprendizado e contribuindo na formação dos futuros engenheiros.

1.1 CONTEXTUALIZAÇÃO E JUSTIFICATIVA

Este trabalho foi desenvolvido junto à equipe Aerosul.

Desde o ano de 2009 a equipe tem dado grande ênfase no sistema de propulsão, com a proposta de variação do passo da hélice para obtenção de maior tração em todas as fases do voo. Até o momento vários trabalhos foram desenvolvidos focando no dispositivo, a partir da utilização de hélices comerciais adaptadas. Porém, os trabalhos evidenciaram a necessidade de estudo da aerodinâmica da hélice. Como forma de contribuir neste sentido foi definido o presente trabalho.

1.2 OBJETIVOS

1.2.1 Geral

Estudar a aerodinâmica de pás de hélices para uma aeronave da competição Aerodesign.

1.2.2 Específicos

Em complemento ao objetivo geral foram definidos os seguintes objetivos específicos:

- a) compreender os fenômenos importantes que ocorrem em um propulsor;
- b) analisar e pesquisar sobre hélices comerciais;
- c) gerar modelos virtuais de hélices;
- d) realizar simulação numérica desses modelos, comparando os resultados com as curvas experimentais já disponíveis.

2 REFERENCIAL TEÓRICO

2.1 ATMOSFERA PADRÃO

A atmosfera terrestre é um sistema dinâmico que constantemente sofre alterações. Fatores como altitude, hora do dia, posição no globo terrestre e estação do ano influem consideravelmente para as mudanças na atmosfera, tornando impossível levar em consideração todos esses fatores ao analisar o desempenho de um avião. Diante de todos estes fatores, surgiu a necessidade de desenvolver uma atmosfera padrão, em que fosse possível definir valores médios para propriedades como pressão, temperatura e densidade do ar em função de uma única variável, a altitude (TORENBECK e WITTENBERG, 2009).

Segundo Anderson Jr. (2012) o principal objetivo de se ter uma atmosfera padrão é poder fornecer tabelas de condições de referência comuns para serem utilizadas pela comunidade aeroespacial em todos os lugares. Podem ser verificados na Tabela 1 os valores referentes às propriedades básicas da atmosfera ao nível do mar além de outros valores padrões para a mesma.

Tabela 1 - Propriedades básicas da atmosfera padrão internacional

Propriedades	Valores padrões ao nível do mar
Pressão	$p = 101,325 \text{ kPa (760 mm Hg)}$
Temperatura	$T = 15 \text{ °C (288,15 K)}$
Densidade	$\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$
Velocidade do som	$\alpha = 3,403 \times 10^2 \text{ m/s}$
Viscosidade dinâmica	$\mu = 1,789 \times 10^{-5} \text{ Pa}\cdot\text{s}$
Aceleração da gravidade	$g = 9,807 \text{ m/s}^2$
-	Outros valores padrões
Peso molecular	$M = 28,964 \text{ kg/kmol}$
Constante dos gases	$R = 0,287 \text{ kJ/(kgK)}$
Razão entre calores específicos	$K = c_p/c_v = 1,40$
Altitude tropopausa	$h_{tp} = 11.000 \text{ m}$
Temperatura Troposférica	$T = - 56,5 \text{ °C (216,65 K)}$

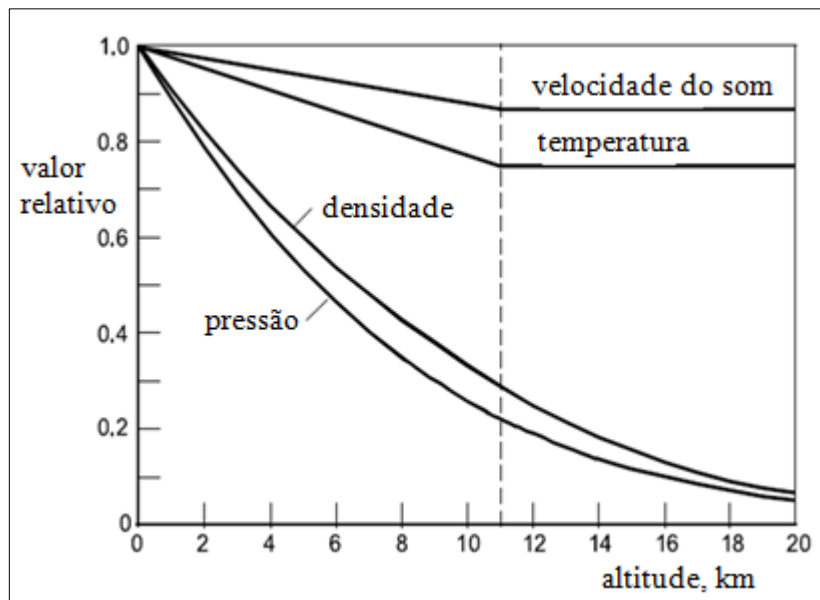
Fonte: adaptado de Torenbeek e Wittenberg (2009)

O ar é composto por diversos elementos, principalmente por nitrogênio (78,1%), oxigênio (20,9%), argônio (0,93%) e outros gases. Além destes elementos, existe também uma quantidade extremamente variável de vapor de água, que é muito importante para a análise do voo, pois ele afeta significativamente na operação do motor e no acúmulo de gelo, afetando o desempenho da aeronave (TORENBEEK e WITTENBERG, 2009).

Conforme a altitude aumenta, as principais propriedades da atmosfera também sofrem alterações. Estas variações podem ser observadas graficamente na Figura 1, que demonstra como variam os valores relativos dessas propriedades com o aumento da altitude. Tanto a Figura 1 quanto a Tabela 1 consideram o ar sendo seco e como um gás ideal.

Na área aeronáutica é comum utilizar o termo altitude densidade, definido como sendo a altitude em atmosfera padrão onde a densidade é igual ao valor real, obtido a partir das medidas de pressão e temperatura ambientes. Assim, como o valor da densidade reduz com o aumento da altitude, dizer que há uma alta altitude densidade significa que a densidade local possui um valor baixo em relação à encontrada ao nível do mar (ANDERSON Jr, 2012; TORENBEEK e WITTENBERG, 2009).

Figura 1 – Representação gráfica da Atmosfera Padrão Internacional



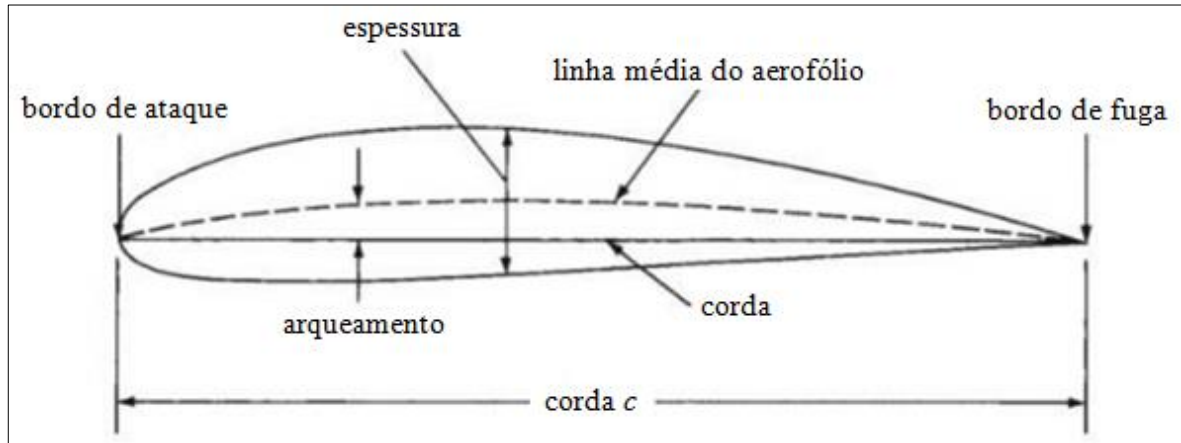
Fonte: adaptado de Torenbeek e Wittenberg (2009)

2.2 PERFIL AERODINÂMICO

Perfil aerodinâmico ou aerofólio é um corpo projetado com a finalidade de conseguir sustentação (força perpendicular ao deslocamento) e baixo arrasto (força paralela e oposta ao

deslocamento) aerodinâmico a partir do escoamento do fluido ao seu redor. Seus principais parâmetros geométricos são apresentados na Figura 2 (RODRIGUES, 2014).

Figura 2 – Características geométricas de um aerofólio



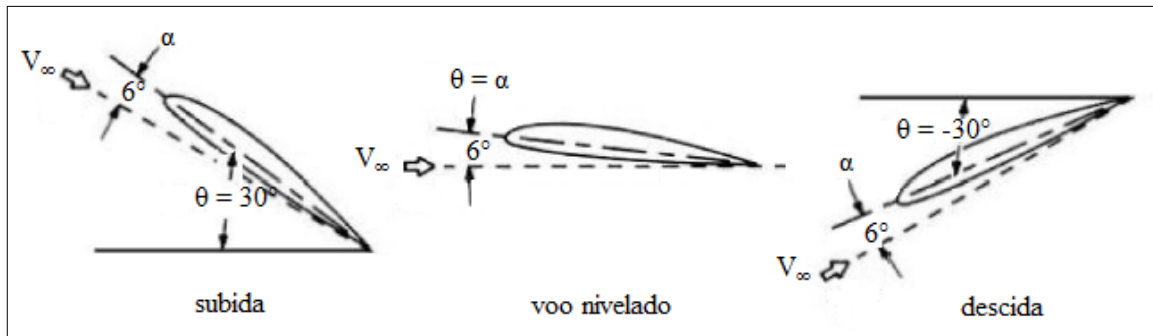
Fonte: adaptado de Anderson Jr (2012)

A linha média do aerofólio é a principal característica do projeto, tendo os pontos que a constituem localizados no ponto médio entre os extremos superiores e inferiores do aerofólio. Os extremos na parte dianteira e traseira são denominados bordos de ataque e de fuga, respectivamente. A corda do aerofólio é uma linha reta que une os bordos de ataque e de fuga. A espessura representa a altura do perfil medida perpendicularmente à linha de corda. O arqueamento ou camber é a máxima distância entre a linha média do aerofólio e a corda, medida perpendicularmente a corda. Os valores de espessura e arqueamento são dados em percentuais da corda (ANDERSON Jr, 2012).

A velocidade de corrente livre, segundo Anderson Jr (2012) é a velocidade do ar à frente e distante em relação ao aerofólio, sendo a direção dele definida como vento relativo (V_∞). O ângulo de ataque (α) é o ângulo formado entre a direção do vento relativo e a linha de corda do aerofólio. De acordo com Rodrigues (2014) este ângulo é um parâmetro de fundamental importância na determinação da capacidade de sustentação do aerofólio, geralmente se relacionando diretamente com a força de sustentação e a força de arrasto.

O ângulo de incidência (θ) é outro parâmetro comum ao meio aeronáutico sendo definido como o ângulo formado entre a linha de corda e uma linha horizontal de referência. A Figura 3 representa três situações, um voo na subida, um voo nivelado e um voo na descida, no qual se pode diferenciar de forma mais clara os ângulos de ataque e incidência.

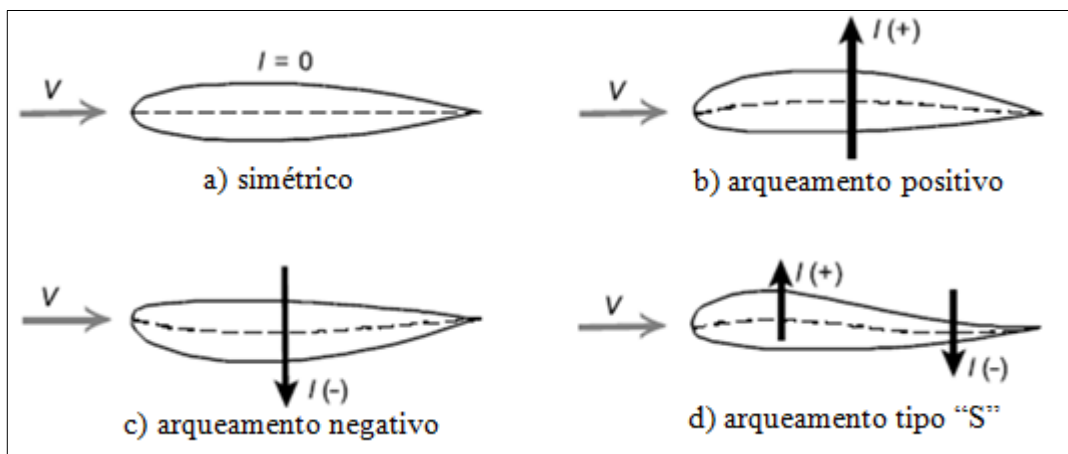
Figura 3 – Ângulo de ataque e ângulo de incidência para diversas condições de voo



Fonte: Rodrigues (2014)

Quando o arqueamento for simétrico, não existe geração de sustentação e a linha média é igual à corda. Para um arqueamento positivo, a linha média se localiza acima da corda do perfil e gera uma força de sustentação positiva. Em um arqueamento negativo, a linha média se localiza abaixo da corda e a sustentação gerada é negativa. No caso de um perfil de arqueamento tipo “S”, a sustentação pode ser positiva ou negativa, dependendo do ângulo de incidência da corrente de ar com o perfil, e sua linha média está parcialmente abaixo e acima da corda do aerofólio (TORENBEEK e WITTENBERG, 2009).

Figura 4 – Tipos de arqueamentos em aerofólios e seu efeito na direção da sustentação para ângulo de ataque nulo



Fonte: adaptado de Torenbeek e Wittenberg (2009)

2.3 ESCOAMENTO EXTERNO

Segundo Fox, McDonald e Pritchard (2011) os escoamentos externos podem ser definidos como escoamentos sobre corpos imersos em um fluido sem fronteiras. Conhecer

sobre esses escoamentos é fundamental para a aeronáutica, pois é a partir deles que se pode compreender e analisar como o ar escoar por diversos componentes das aeronaves, dentre eles, as pás da hélice.

Quanto à maneira que os fluidos escoam, pode-se destacar quando o escoamento ocorre de forma laminar ou turbulenta. De acordo com Hibbeler (2016) no primeiro caso, as partículas de fluido seguem linhas de trajetórias retilíneas e o fluido escoar em finas camadas. Para os escoamentos turbulentos, as linhas de trajetórias das partículas do fluido mudam constantemente de direção no espaço e no tempo. Segundo Fox, McDonald e Pritchard (2011) existe uma terceira forma de escoar, que é o escoamento transiente, em que nele coexistem regiões onde o escoamento é laminar e turbulento. A distinção dos tipos de escoamento pode ser realizada de forma numérica pelo meio de um coeficiente adimensional, denominado número de Reynolds.

2.3.1 Número de Reynolds

O número de Reynolds é um número adimensional de fundamental importância na análise dos escoamentos, pois é a partir dele que se consegue avaliar a estabilidade do fluxo e saber se o escoamento flui de forma laminar ou turbulenta. Na utilização de modelos reduzidos, como no caso do aeromodelo estudado, este número constitui a base do comportamento de sistemas reais, pois sistemas com mesmo número de Reynolds são considerados dinamicamente semelhantes (RODRIGUES, 2014).

De acordo com Potter e Wiggert (2004) os escoamentos que possuem baixos números de Reynolds dificilmente acontecem nas aplicações envolvendo engenharia, portanto, serão desconsiderados na aplicação proposta por este trabalho. Para o caso de aplicações na área aeronáutica, segundo Rodrigues (2014), os escoamentos se tornam turbulentos para um número de Reynolds da ordem de $1 \cdot 10^7$, comuns para situações de altas velocidades, baixas altitudes e elevados valores de corda média aerodinâmica.

O número de Reynolds é expresso em função da sua corda média aerodinâmica, como pode ser verificado na Equação 2.

$$Re = \frac{\rho v \bar{c}}{\mu} \quad (2)$$

onde: ρ é a densidade do ar [kg/m^3];

v é a velocidade do escoamento [m/s];

μ é a viscosidade dinâmica do ar [Pa·s];

\bar{c} é a corda média aerodinâmica do perfil [m].

2.3.2 Equação de Bernoulli

Para Fox, McDonald e Pritchard (2011) a equação de Bernoulli provavelmente é a equação mais aplicada e que ganhou mais ênfase na mecânica dos fluidos, sendo originada a partir da integração da equação de Euler para um escoamento sem viscosidade e incompressível. Segundo Torenbeek e Wittenberg (2009) ao aplicar a equação de Bernoulli, pode-se desconsiderar a energia potencial para aplicações em aeronaves, devido à pequena variação de altura envolvida e consequente baixa influência quando comparada com a energia cinética e a energia devido à diferença de pressão estática. Desta forma, a equação de Bernoulli pode ser expressa da seguinte maneira pela Equação 3:

$$p + \frac{1}{2}\rho v^2 = \text{constante} \quad (3)$$

De acordo com Rodrigues (2014) o termo contendo a velocidade é denominado pressão dinâmica (q) e representa a pressão exercida por uma massa de ar em movimento que possui sua trajetória obstruída repentinamente. A pressão total (p_t) de um fluido ideal é igual a soma dos termos a esquerda da igualdade na Equação 3, referentes a pressão estática e pressão dinâmica, respectivamente.

A sustentação de um aerofólio tem sua fundamentação física baseada na equação de Bernoulli. Como a velocidade na superfície superior de um aerofólio é maior que na inferior, devido às partículas em um mesmo período de tempo percorrem uma distância maior, a pressão estática na parte superior será menor que na inferior, dando origem a uma força que atua de baixo para cima garantindo a sustentação do mesmo (RODRIGUES, 2014).

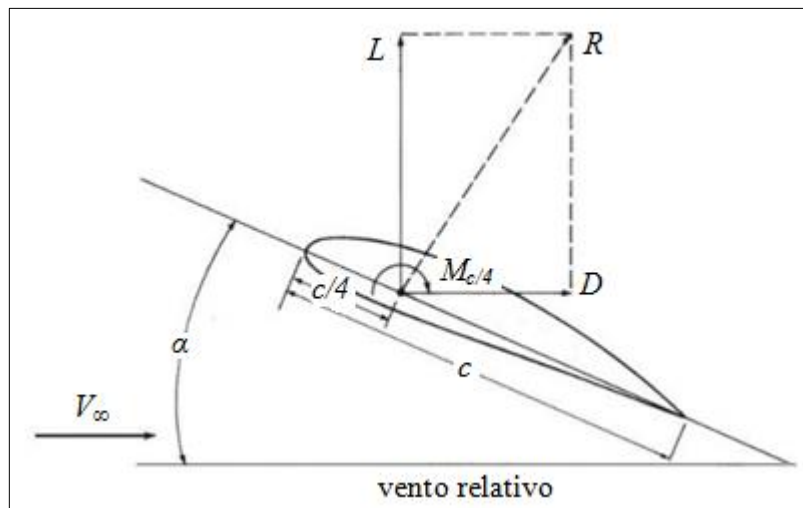
Segundo Hibbeler (2016) apesar da equação de Bernoulli possuir inúmeras aplicações na mecânica dos fluidos, algumas restrições devem ser levadas em consideração para não se obter um resultado errôneo. Para aplicar a equação de Bernoulli é necessário que o escoamento ocorra em regime permanente, que o fluido analisado seja invíscido e incompressível e que não haja adição de calor ou trabalho ao volume de controle analisado.

2.4 FORÇAS AERODINÂMICAS EM PERFIS

O arrasto, segundo Fox, McDonald e Pritchard (2011), é a componente da força que atua paralelamente e com direção contrária ao movimento relativo, como pode ser verificado na Figura 5. Pode se destacar dois tipos principais de arrasto: o de pressão, relacionado ao desbalanceamento de pressões à frente e atrás do corpo em movimento; e o de atrito entre o fluido e a superfície do corpo (RODRIGUES, 2014).

Conforme Rodrigues (2014) para que uma aeronave consiga se manter em voo, é preciso que haja sobre ela uma força de tração, atuando no sentido contrário à força de arrasto. Porém, há situações em que o arrasto é desejável, como em uma desaceleração.

Figura 5 – Forças aerodinâmicas em um aerofólio



Fonte: adaptado de Anderson Jr (2012)

Para Torenbeek e Wittenberg (2009) a força de sustentação é uma força que atua de forma perpendicular ao movimento do fluido, como pode se observar na Figura 5, que tem como principal função fazer com que a aeronave vença o seu próprio peso e consiga garantir o voo. A sustentação é predominantemente consequência de forças de pressão na superfície exposta ao fluxo, fenômeno explicado pelo princípio de Bernoulli, e que para um aerofólio, terá seu módulo igual à zero somente se o voo se realizar na vertical.

O momento aerodinâmico que atua sobre um corpo é uma medida de tendência do corpo girar em torno do seu centro de pressão. Este momento é provocado pela resultante das forças aerodinâmicas, R , multiplicado por uma distância que irá provocar o momento (TALAY e CENTER, 1975).

2.4.1 Camada-limite e arrasto em um perfil aerodinâmico

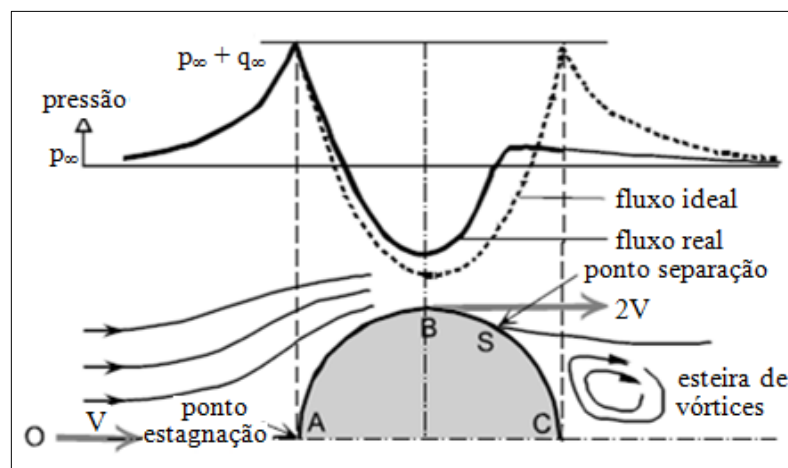
Para Fox, McDonald e Pritchard (2011) o entendimento do conceito de camada-limite foi um marco para a era moderna da mecânica dos fluidos. Para expor de forma mais clara o conceito de camada-limite, pode-se dividir a análise de escoamentos viscosos em duas regiões principais, uma próxima a superfície do corpo e outra cobrindo o restante do escoamento. Apenas na região próxima a superfície do corpo, denominada camada-limite, o efeito da viscosidade deve ser levado em consideração.

Quando um fluido escoar por uma superfície plana, as velocidades das partículas adjacentes à superfície possuem uma velocidade igual à zero e à medida que se afastam da superfície, sua velocidade aumenta até atingir a velocidade de corrente livre. Esse comportamento ocorre devido às tensões cisalhantes que atuam entre as camadas de fluido e esta tensão é proporcional ao gradiente de velocidades (HIBBELER 2016).

Segundo Hibbeler (2016) a camada limite é a região localizada onde é variável a velocidade. De acordo com Fox, McDonald e Pritchard (2011) dentre os fatores que afetam a transição da camada-limite destacam-se a rugosidade superficial e o gradiente de pressão.

A Figura 6 representa a distribuição do fluxo e da pressão em torno da metade superior de um cilindro. Pode-se verificar que para um elemento de fluxo se movendo ao longo da linha de fluxo de divisão OA tem-se uma diminuição da velocidade até que a velocidade se iguale a zero ao atingir o ponto de estagnação em A, onde a pressão estática aumentou para a pressão total. Neste domínio analisado, não se tem influência significativa da viscosidade na pressão e no fluxo do fluido (TORENBEEK e WITTENBERG, 2009).

Figura 6 – Distribuição de fluxo em torno de um cilindro



Fonte: adaptado de Torenbeek e Wittenberg (2009)

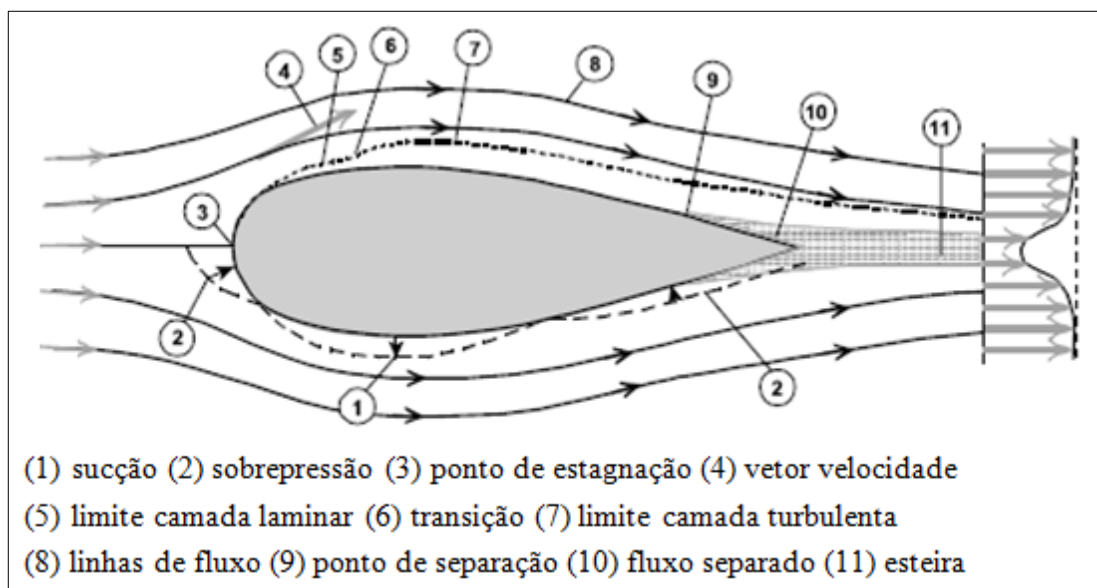
Segundo Torenbeek e Wittenberg (2009) ao analisar um elemento de fluxo que passe a uma pequena distância acima de OA, e siga sua trajetória contornando o cilindro até alcançar o ponto B, percebe-se uma diminuição da pressão. Para o fluxo ideal, ou seja, não viscoso, a velocidade no ponto B teve seu módulo duplicado, e após ela diminui até alcançar o ponto de estagnação C.

Para o fluxo real, uma camada limite é formada ao longo da superfície do cilindro, tendo o mesmo desenvolvimento de pressão inicial entre A e B. Após o ponto B, a pressão aumenta rapidamente, fazendo com que a camada limite tenha que trabalhar contra a pressão, descolando-se no ponto S. A partir deste ponto há uma região de fluxo turbilhonado, chamada esteira de vórtice, onde a pressão local não difere muito do valor ambiente (TORENBEEK e WITTENBERG, 2009).

Assim, a viscosidade é responsável por duas componentes de arrasto: de fricção, devida à resistência ao cisalhamento; e de pressão, devido ao seu desbalanceamento à frente e atrás do corpo (TORENBEEK e WITTENBERG, 2009).

A Figura 7 representa o fluxo escoando em torno de um aerofólio simétrico com a corrente atuando na direção da corda. Na Figura 7 estão enumerados e descritos os principais pontos de análise referentes ao escoamento em um aerofólio.

Figura 7 – Fluxo em torno de um aerofólio simétrico com fluxo na direção da corda



Fonte: adaptado de Torenbeek e Wittenberg (2009)

Segundo Rodrigues (2014) o coeficiente de arrasto, C_d , fornece uma forma de mensurar a eficiência de um perfil para gerar a força de arrasto. Um perfil só é classificado como eficiente aerodinamicamente se este possuir um pequeno coeficiente de arrasto, e pode ser obtido por meio da Equação 4.

$$C_d = \frac{D}{0,5\rho cV^2} \quad (4)$$

onde: D é a força de arrasto por unidade de envergadura [N/m];

ρ é a densidade [kg/m³];

c é a corda do perfil [m];

V é a velocidade [m/s].

2.4.2 Coeficiente de pressão

De acordo com Anderson Jr (2012) na literatura aeronáutica é comum utilizar números adimensionais para representar propriedades como as distribuições de pressões ao longo de uma superfície. O coeficiente de pressão, C_p , possui relevante importância na determinação de outras importantes características dos aerofólios, como por exemplo, o coeficiente de sustentação. Segundo Torenbeek e Wittenberg (2009) para fluxos incompressíveis, o coeficiente de pressão pode ser expresso com o auxílio dos conceitos de Bernoulli, sendo expresso conforme a Equação 5:

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2} = 1 - \left(\frac{v}{V_\infty}\right)^2 \quad (5)$$

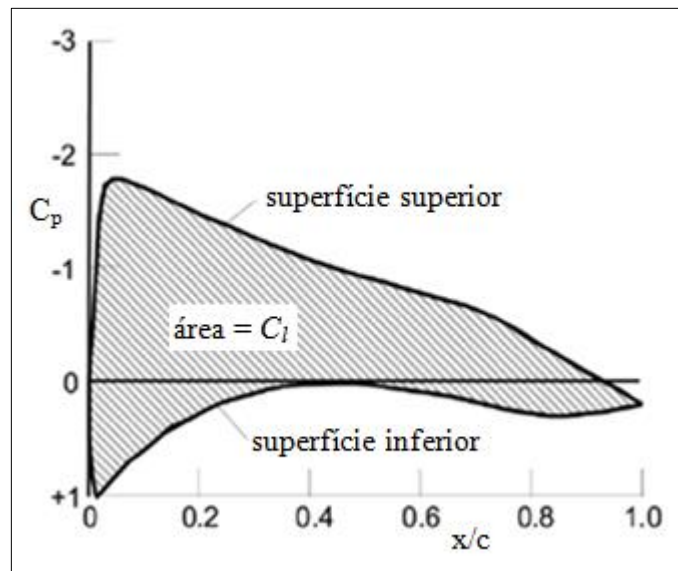
Analisando a Equação 5, pode-se perceber que para uma velocidade V fornecida, é possível definir o coeficiente de pressão apenas com a velocidade local, v . De acordo com Torenbeek e Wittenberg (2009) algumas situações merecem ênfase quanto a sua influência na determinação do C_p , como pode se observar abaixo:

- aumento de pressão: $p > p_\infty$ e $v < V_\infty \rightarrow C_p > 0$;
- redução de pressão: $p < p_\infty$ e $v > V_\infty \rightarrow C_p < 0$;
- ponto de estagnação: $p = p_t$ e $v = 0 \rightarrow C_p = 1$;
- corrente estável: $p = p_\infty$ e $v = V_\infty \rightarrow C_p = 0$.

2.4.3 Distribuição de pressões e sustentação em um perfil aerodinâmico

O coeficiente de sustentação é relacionado com a distribuição de pressões estáticas nas superfícies superior e inferior de um aerofólio. É mais comum relacionar o C_l com o coeficiente de pressão ao invés de utilizar as pressões absolutas. A Figura 8 retrata a distribuição do coeficiente de pressão sobre as superfícies superior e inferior de um aerofólio, e como se pode observar, a sustentação de um aerofólio é mais influenciada pela área da superfície superior do que pela inferior (TORENBEEK e WITTENBERG, 2009).

Figura 8 – Distribuição do coeficiente de pressão em um aerofólio

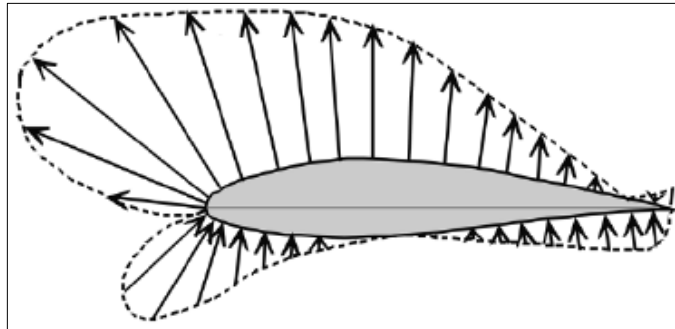


Fonte: adaptado de Torenbeek e Wittenberg (2009)

De acordo com Torenbeek e Wittenberg (2009) se for conhecido como se comporta a distribuição de pressões em torno do aerofólio, pode-se obter o valor do coeficiente de sustentação também de forma gráfica, como é representado na Figura 8. Segundo Anderson Jr (2012) o coeficiente de pressão no bordo de ataque da superfície superior do aerofólio é positivo e conforme o fluxo se expande em torno da superfície do aerofólio o seu valor diminui rapidamente.

Na Figura 9 é representada a distribuição de pressões relativas normais no mesmo aerofólio genérico utilizado na confecção do gráfico representado na Figura 8. Pode-se verificar na Figura 9 com maior clareza que se desconsiderada a viscosidade, a força de pressão resultante não é perpendicular à corda, mas sim a corrente livre (TORENBEEK e WITTENBERG, 2009).

Figura 9 – Exemplo de distribuição de pressões em um aerofólio genérico



Fonte: adaptado de Torenbeek e Wittenberg (2009)

O coeficiente de sustentação, C_l , é função principalmente do número de Reynolds, do ângulo de ataque e do modelo do perfil. Este coeficiente representa a capacidade do perfil em gerar a força de sustentação e quanto maior o seu módulo, maior a sua capacidade de sustentação. O coeficiente de sustentação é normalmente determinado por meio de ensaios em túneis de vento ou por *softwares* de simulação numérica, sendo possível ser calculado de forma análoga ao coeficiente de arrasto, substituindo a força de arrasto, D , pela força de sustentação, L , conforme a Equação 6 (RODRIGUES, 2014).

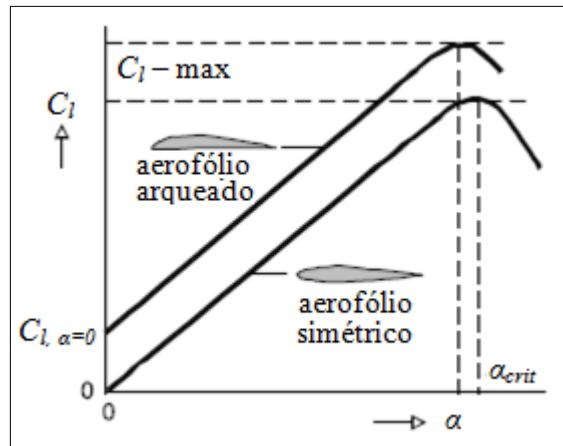
$$C_l = \frac{L}{0,5\rho cV^2} \quad (6)$$

2.4.4 Propriedades aerodinâmicas de perfis

A Figura 10 representa a variação do coeficiente de sustentação com o ângulo de ataque para dois aerofólios. Como se pode verificar, o coeficiente de sustentação varia linearmente com o ângulo de ataque até alcançar o ângulo de ataque de estol, também chamado de α crítico, onde seu valor decresce rapidamente. Para um aerofólio simétrico, o coeficiente de sustentação é igual a zero quando seu ângulo de ataque também é zero (TORENBEEK e WITTENBERG, 2009).

Para o aerofólio arqueado, percebe-se na Figura 10 que a sua curva de sustentação é deslocada para cima, o que significa que existe uma pequena quantidade de sustentação mesmo que o fluxo incida paralelamente no bordo de ataque. Se for extrapolada esta curva à esquerda do ponto zero, até que o módulo do coeficiente de sustentação se torne nulo, o ângulo de ataque correspondente é denominado ângulo de ataque de sustentação, $\alpha_{L=0}$ (ANDERSON Jr, 2012).

Figura 10 – Curva de sustentação para aerofólios arqueados e simétricos



Fonte: adaptado de Torenbeek e Wittenberg (2009)

A variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque pode ser verificada na Figura 11 (a). Geralmente o mínimo coeficiente de arrasto ocorre para pequenos ângulos de ataque positivos, e este passa a aumentar exponencialmente à medida que se aproxima do ângulo de ataque crítico devido a maior quantidade de fluxo turbulento (TALAY e CENTER, 1975).

De acordo com Talay e Center (1975) a curva do coeficiente de sustentação também pode ser expressa em função do coeficiente de sustentação conforme é apresentado na Figura 11(b). Devido ao coeficiente de sustentação ser uma função praticamente linear do ângulo de ataque até atingir o ângulo de ataque crítico, as curvas apresentadas na Figura 11 (a) e na Figura 11(b) possuem características muito similares.

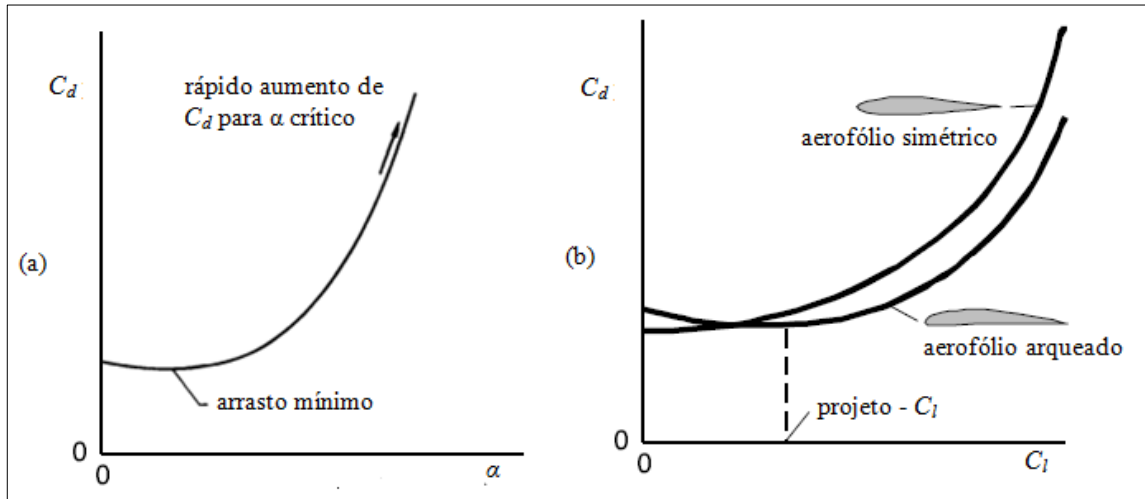
Outra consideração importante apresentada na Figura 11(b) é a influência do arqueamento do aerofólio. Percebe-se que curva referente ao aerofólio arqueado foi deslocada, movendo a polar de arrasto para a direita. O arrasto mínimo é encontrado para um coeficiente de sustentação de projeto (TORENBEEK e WITTENBERG, 2009).

O coeficiente de momento, C_m , é um parâmetro importante na estabilidade e controle de uma aeronave. De forma similar aos coeficientes de arrasto e sustentação, também é função do número de Reynolds e do modelo do perfil. O cálculo do C_m se diferencia dos cálculos de C_l e C_d principalmente por ser função também do comprimento da corda (TALAY e CENTER, 1975; TORENBEEK e WITTENBERG, 2009).

Na Figura 12 está representada a variação do coeficiente de momento em função do ângulo de ataque para um aerofólio genérico. O momento de arfagem é medido em um ponto

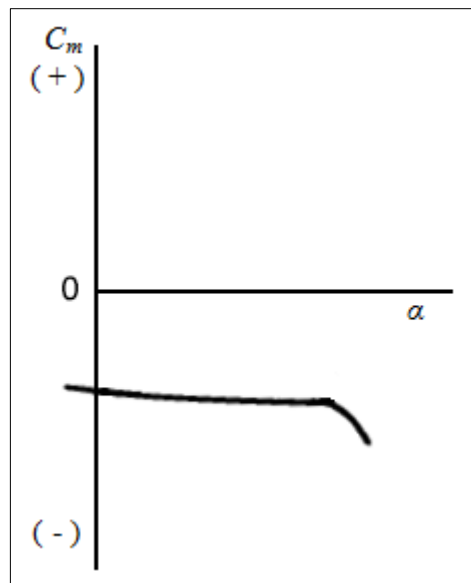
específico do aerofólio, e o coeficiente angular da curva representada é de fundamental importância para determinação de parâmetros de uma aeronave (RAYMER, 1992).

Figura 11 – Coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque (a) e em função do C_l (b)



Fonte: adaptado de Torenbeek e Wittenberg (2009) e Raymer (1992)

Figura 12 – Momento de arfagem



Fonte: adaptado de Raymer (1992)

2.5 CENTRO AERODINÂMICO DE UM PERFIL

Existe um ponto no aerofólio em que o momento atuante sobre ele se mantém constante independentemente do ângulo de ataque, ele é denominado centro aerodinâmico. A

localização e o momento sobre este ponto podem ser calculados a partir do coeficiente angular da curva C_m versus α , m_0 , e do coeficiente angular da curva C_l versus α , a_0 , do perfil em análise. De forma geral, para a grande maioria dos perfis aerodinâmicos esse ponto se localiza aproximadamente a 1/4 da corda, medido a partir do bordo de ataque. Esta é uma simplificação muito comum aplicada para a determinação do centro aerodinâmico de um perfil (RODRIGUES, 2014).

2.6 DESEMPENHO DE HÉLICES

De acordo com Anderson Jr (2012) as hélices de um avião possuem seções muito similares as das asas, tendo o formato de um aerofólio com o objetivo de gerar uma força aerodinâmica. Esta força aerodinâmica das hélices é o que garante o empuxo para movimentar a aeronave através do ar.

Existem três principais teorias desenvolvidas para avaliar o desempenho de uma hélice, as quais são conhecidas como teoria do disco atuador, teoria do elemento de pá e teoria conjunta (TORENBEEK e WITTENBERG, 2009).

2.6.1 Teoria do disco atuador

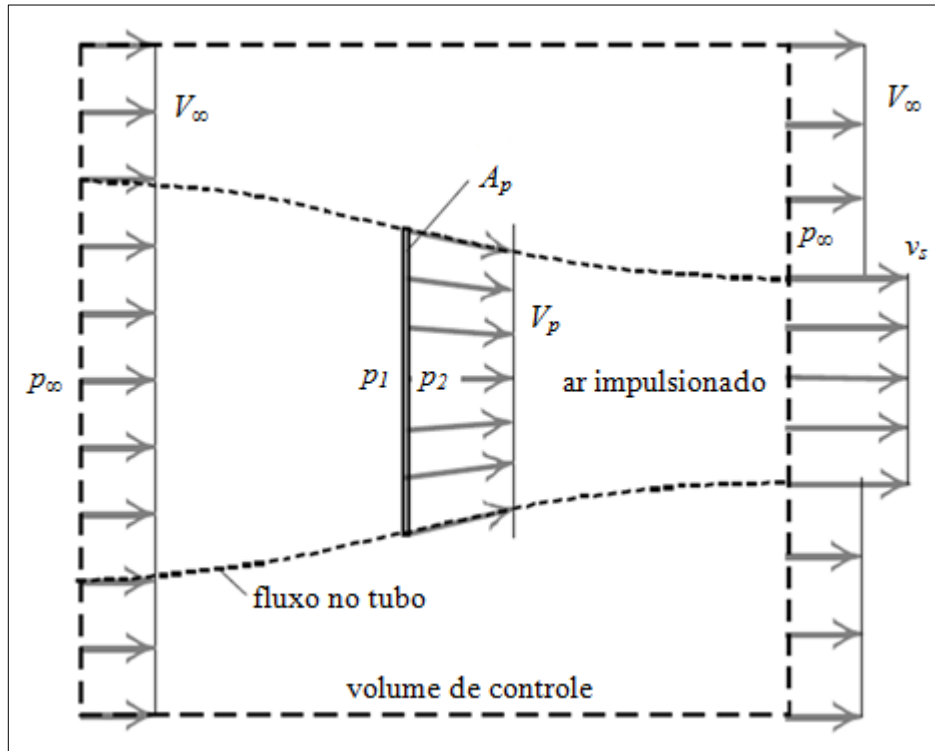
A teoria do disco atuador foi desenvolvida pelo inglês W. Froude e pelo escocês W.J.M. Rankine para aplicações em hélices de navios. Esta teoria, também conhecida como teoria de Rankine-Froude pode ser aplicada em todos os tipos de hélices que possuem um único rotor. É possível obter uma aproximação para o impulso gerado por uma hélice aplicando os princípios envolvidos nesta teoria (TORENBEEK e WITTENBERG, 2009).

Segundo Torenbeek e Wittenberg (2009) esta teoria propõe um modelo unidimensional em que a hélice pode ser substituída por um disco atuador com um número infinito de pás, todas com espessura infinitesimal, responsável por provocar um aumento uniforme e instantâneo da velocidade e da pressão do ar que flui através dele. Neste modelo o fluxo que escoar em torno das pás não é analisado de forma detalhada.

A equação do momento para um fluxo constante, derivada da segunda lei de Newton, dita a propulsão do disco atuador. Adotando um volume de controle conforme representado pelas linhas tracejadas na Figura 13, deve se realizar algumas considerações, como considerar que a vazão mássica dentro do volume de controle é constante e que a velocidade de entrada

do fluxo, no extremo esquerdo do volume de controle da Figura 13 é igual à velocidade de voo, V (TORENBEEK e WITTENBERG, 2009).

Figura 13 – Modelo da teoria do disco atuador



Fonte: adaptado de Torenbeek e Wittenberg (2009)

De acordo com Torenbeek e Wittenberg (2009) considerando que a pressão estática é constante e igual à pressão ambiente, e como não há alteração da velocidade, não ocorre nenhuma mudança no momento deste fluxo. A única força que atua no fluxo é uma força de pressão direcionada para trás, exercida pelo disco, que resulta em um aumento de momento entre as superfícies de entrada e saída. Desta forma, pode-se expressar o impulso, T , realizado pelo disco atuador conforme a equação 7.

$$T = \dot{m}_a(v_s - V_\infty) \quad (7)$$

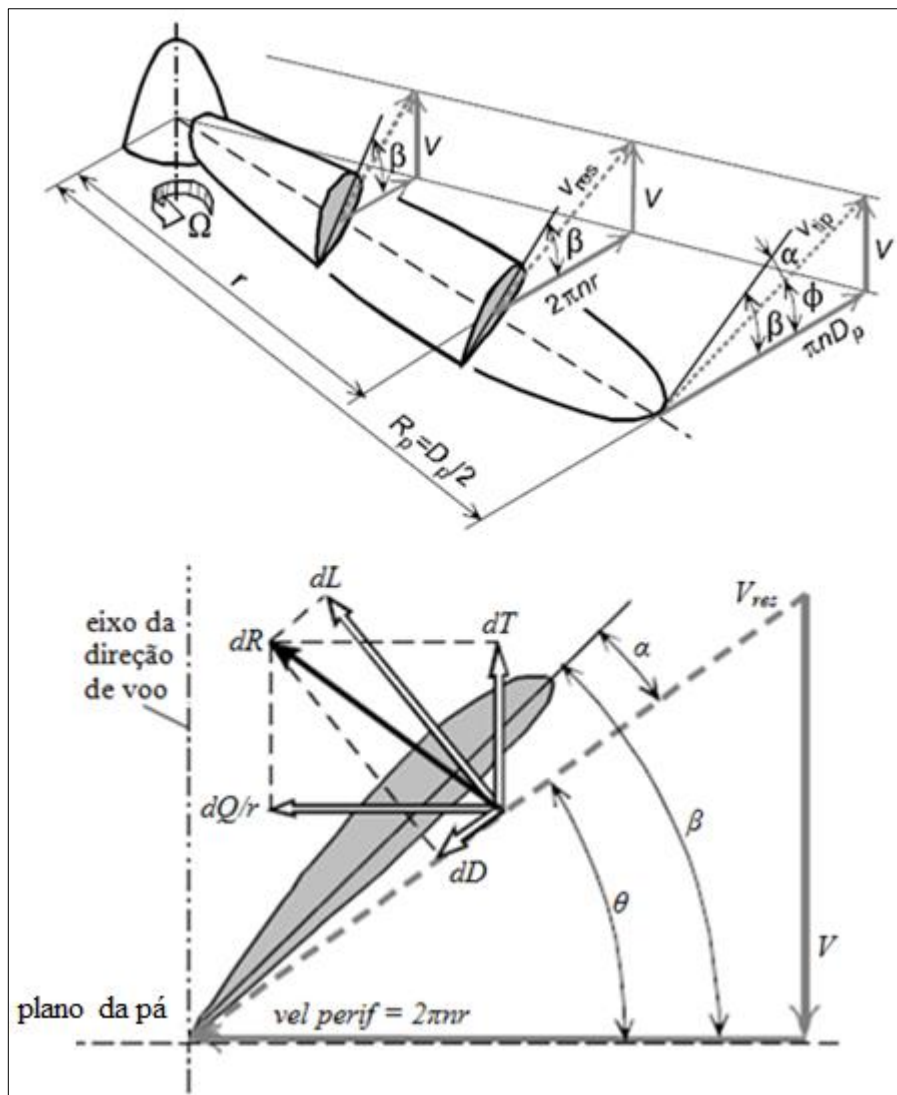
2.6.2 Teoria do elemento da pá

Segundo Torenbeek e Wittenberg (2009) a teoria do disco atuador, apesar de ser muito útil para analisar aspectos nas hélices como a mudança no momento e a energia cinética do fluxo, não é a mais indicada para realizar análises aprofundadas sobre o funcionamento das

hélices ou para calcular desempenhos mais detalhados. Isto se deve ao fato de que a teoria do disco atuador não leva em consideração o arrasto do perfil das pás da hélice, as perdas de empuxo nas extremidades das pás, nem os vórtices e rotações de fluxo.

A teoria do elemento de pá é mais precisa que a teoria do disco atuador, pois leva em consideração as forças aerodinâmicas que atuam sobre um elemento de pá, expressas na parte inferior da Figura 14, e os integra ao longo da pá da hélice, além de explicar o arrasto de perfil sobre a pá e os vórtices e rotação de fluxo. Esta teoria considera que o fluxo escoia paralelamente ao eixo da hélice e que não há fluxo na direção radial (SCHATTSCHEIDER, 2007). Na parte superior da Figura 14, estão representadas as componentes do triângulo das velocidades para três seções uma hélice, além do ângulo de passo, β .

Figura 14 – Forças sobre um elemento de pá da hélice



Fonte: adaptado de Torenbeek e Wittenberg (2009)

Segundo Raymer (1992) existem alguns coeficientes adimensionais que servem para mensurar a eficiência das hélices. Dentre eles, a razão de avanço, J , que representa a razão da velocidade de deslocamento da aeronave, conforme a Equação 8:

$$J = \frac{V}{2nR_p} \quad (8)$$

onde: V é a velocidade do fluxo [m/s];

n é a rotação [rps];

R_p é o raio da pá [m].

Para empuxo e potência de uma hélice, são comuns as Equações 9 e 10, que expressam os respectivos coeficientes (RAYMER, 1992).

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D_p^4} \quad (9)$$

$$C_{POT} = \frac{P_p}{\rho n^3 D_p^5} \quad (10)$$

onde: C_T é o coeficiente de empuxo [-];

C_{POT} é o coeficiente de potência [-];

T é o empuxo [N];

P_p é a potência da hélice [W];

ρ é a densidade do fluido [kg/m³];

n é a rotação [rps];

D_p diâmetro da hélice[m].

2.6.3 Teoria conjunta

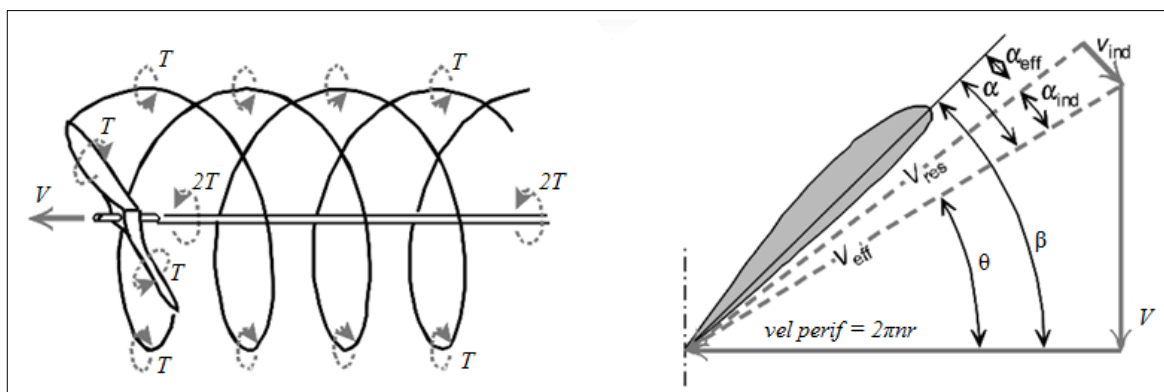
A teoria do elemento de pá tem como base uma série de simplificações que fazem com que, para muitas aplicações reais, haja uma divergência nos resultados obtidos. O fluxo relativo em torno de uma pá não pode ser completamente determinado pelas componentes da velocidade do fluxo livre, V , e da velocidade periférica, conforme é adotado na teoria do elemento de pá. Como pode ser verificado na Figura 15 existe um campo de vórtices atrás da

hélice causado pelos vórtices ligados nas pás da hélice, alterando a velocidade do fluxo devido à velocidade induzida, v_{ind} , e ao ângulo de ataque induzido, α_{ind} (TORENBEEK e WITTENBERG, 2009).

De acordo com Torenbeek e Wittenberg (2009), foi necessário desenvolver uma teoria mais geral, que embora também possua aproximações, possui aplicações práticas no estudo da geometria das pás do rotor. Esta teoria mais abrangente é denominada teoria conjunta, e nela se complementam as teorias do disco atuador e a do elemento de pá.

A teoria conjunta assume que podem ser analisadas individualmente as seções radiais das pás, o que é estritamente correto apenas para rotores com um número infinito de pás. Correções para essas simplificações podem ser obtidas a partir de soluções aproximadas para números finitos de pás, derivadas das teorias de Goldstein ou Prandtl. A partir desta teoria pode-se adotar que os coeficientes de empuxo e potência dependem apenas do passo da pá e da razão de avanço, desde que desconsiderados os efeitos da compressibilidade (SCHATTSCHNEIDER, 2007).

Figura 15 – Vórtices atrás de uma hélice e sua influência em um elemento de pá



Fonte: adaptado de Torenbeek e Wittenberg (2009)

2.7 ANÁLISE FLUIDO DINÂMICA COMPUTACIONAL (CFD)

As equações da mecânica dos fluidos, apesar de serem muito úteis para o entendimento e cálculo de fluxos simples, dificilmente podem ser aplicadas diretamente em projetos de engenharia. Desta forma, o engenheiro tem que buscar ferramentas alternativas para auxiliar no desenvolvimento dos projetos, tendo a simulação numérica como uma boa opção (FERZIGER e PERIĆ, 2002).

Denominada por CFD (*Computational Fluid Dynamics*), a fluidodinâmica computacional é uma área da mecânica dos fluidos responsável por realizar análises, por meio de simulações numéricas, de sistemas que envolvam o escoamento de fluidos, transferência de calor, entre outros fenômenos associados (VERSTEEG e MALALASEKERA, 1995).

Segundo Wilcox (2006) a indústria aeronáutica começou a utilizar a técnica CFD a partir da década de 1960, no desenvolvimento de projeto e na fabricação de aeronaves e turbinas. Conforme a evolução dos computadores foi se desenvolvendo, foi possível ampliar o campo de atuação da técnica, tendo entre outras aplicações prever as forças aerodinâmicas geradas pelo escoamento de fluidos nos escoamentos exteriores.

Conforme Rech (2016) atualmente existem muitos *softwares* comerciais de CFD disponíveis no mercado, dentre os mais utilizados pode-se destacar: ANSYS[®], NX[®] FLOW, SolidWorks[®] FLOW, Star-CD[®], UH3D[®] e PAM FLOW[®]. Estes *softwares* se diferenciam principalmente pelo valor de suas licenças, facilidade de uso e tempo de processamento computacional, onde a escolha do mais adequado varia de acordo com a aplicação.

De acordo com Ferziger e Perić (2002) pode-se dividir a análise numérica computacional em sete principais tópicos, como é apresentado a seguir.

2.7.1 Modelo matemático

Ao se desenvolver uma análise numérica, o primeiro passo é definir o conjunto de equações diferenciais parciais ou integro-diferenciais e suas condições de contorno que compõem o modelo matemático. É necessário definir qual será o mais adequado e as simplificações que serão adotadas para a aplicação, como por exemplo, considerar o fluxo analisado incompressível, inviscido, bidimensional ou tridimensional. É preciso definir um modelo matemático para cada aplicação particular, tendo em vista que não é possível encontrar um único aplicável a todos os tipos de fluxo (FERZIGER e PERIĆ, 2002).

2.7.2 Método de discretização

Segundo Ferziger e Perić (2002) escolher o método de discretização mais adequado é a etapa que sucede a seleção do modelo matemático. Os métodos mais utilizados em CFD são: diferenças finitas (FD – *finite difference*), volumes finitos (FV – *finite volume*) e elementos finitos (FE – *finite element*). Eles representam métodos de aproximação das equações diferenciais utilizando equações algébricas para as variáveis em um conjunto de

locais discretos no tempo e no espaço. Existem outros métodos que são utilizados em CFD, porém com aplicações mais restritas, como o método de elementos limite e os esquemas espectrais. Todos esses métodos, se utilizados com uma malha refinada adequadamente, produzem o mesmo resultado. De acordo com Buscariolo (2009) atualmente em CFD o método mais utilizado é método de volumes finitos (MVF), que se baseia na solução numérica das equações de Navier-Stokes e de problemas convectivos-difusivos.

2.7.3 Sistema de coordenadas e base vetorial

Segundo Ferziger e Perić (2002) a terceira etapa é selecionar qual o sistema de coordenadas e a base vetorial mais adequada para escrever as equações de conservação de energia. Para a escolha do sistema de coordenadas, deve ser levado em consideração o fluxo de destino e esta escolha pode influenciar o método de discretização e a malha selecionada. Dentre os sistemas de coordenadas, têm-se como opções os sistemas cartesiano, cilíndrico, esférico, curvilíneo ortogonal e não ortogonal, sendo fixos ou em movimento. Escolher a base em que os vetores e tensores são definidos também é importante, pois esta escolha influencia a forma como são expressos o vetor de velocidade e o tensor de tensão, sendo mais comumente serem expressos por meio de componentes cartesianos.

2.7.4 Malha numérica

A malha numérica é uma representação discreta do domínio geométrico no qual o problema deve ser resolvido. Ela separa o domínio da solução em um número finito de subdomínios, normalmente em elementos ou volumes de controle, sendo utilizada no cálculo das variáveis envolvidas. As opções disponíveis mais utilizadas são: malha estruturada (regular), malha de bloco estruturada e malha não estruturada (FERZIGER e PERIĆ, 2002).

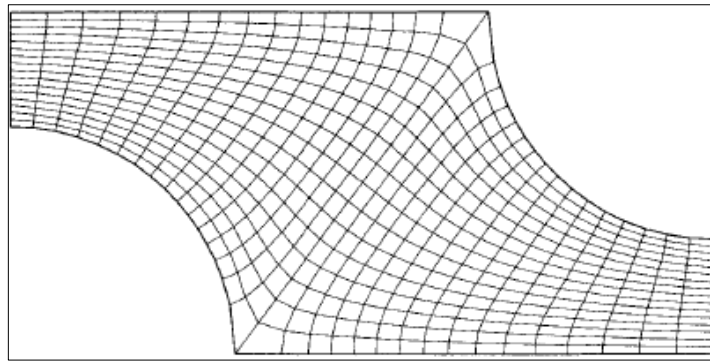
Na Figura 16 é representada uma malha estruturada bidimensional. Para Ferziger e Perić (2002) este é o tipo de malha mais simples e tem como característica principal o fato de que as linhas de famílias que não são paralelas se interceptam uma única vez, permitindo que elas sejam numeradas de forma sucessiva. A aplicação deste tipo de malha se limita apenas a domínios de soluções geometricamente simples.

Para Akwa et al. (2009) optar por este tipo de malha acarreta em uma maior organização, possibilitando a utilização de uma menor quantidade de volumes e reduzir os efeitos da difusão numérica na solução.

A malha de bloco estruturada, representada na Figura 17, pode possuir dois ou mais níveis de subdivisões do domínio. No nível refinado, os elementos são menores e é definida uma malha estruturada, enquanto que no grosseiro os elementos são maiores podendo ser irregulares. A principal vantagem deste tipo de malha é sua flexibilidade, pois em regiões em que é necessário maior precisão dos resultados pode ser feito um refinamento local, porém a condição de conservação não é facilmente alcançada nos limites dos blocos (FERZIGER e PERIĆ, 2002).

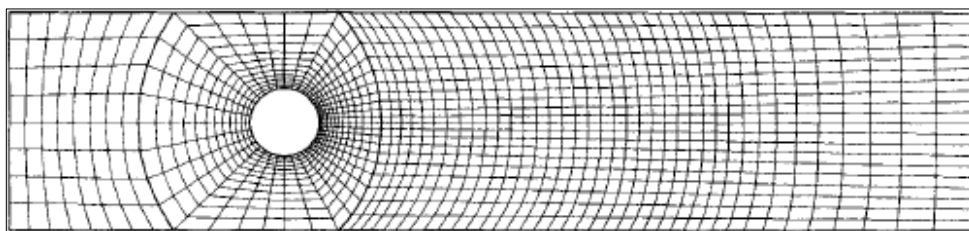
Para Rhee e Joshi (2005) a análise CFD em hélices tem como principal dificuldade na geração das malhas a existência de torções ao longo de seu perfil. Desta forma, para aplicações em hélices as malhas não estruturadas são as mais utilizadas.

Figura 16 – Exemplo de malha estruturada bidimensional



Fonte: Ferziger e Perić (2009)

Figura 17 – Exemplo de malha de bloco estruturada bidimensional

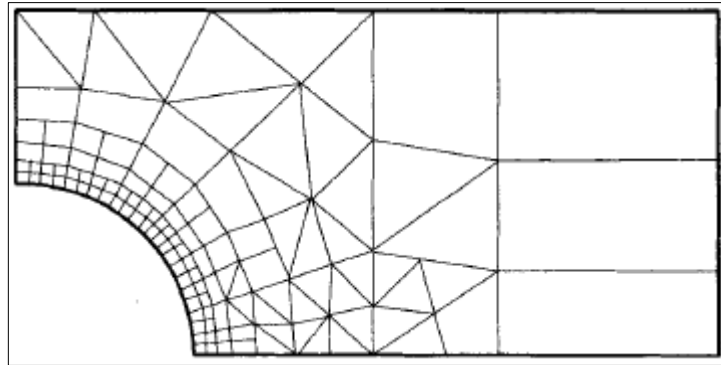


Fonte: Ferziger e Perić (2009)

Devido a sua grande flexibilidade e conseqüente capacidade de preencher arbitrariamente todo o domínio, as malhas não estruturadas são as mais indicadas para aplicações envolvendo geometrias mais complexas. Os elementos mais utilizados em modelos bidimensionais possuem formatos triangulares e retangulares, como pode ser verificado na Figura 18, enquanto que para os modelos tridimensionais os mais utilizados são os tetragonais e hexagonais. Este tipo de malha tem como desvantagem em comparação com as malhas

estruturadas o tempo de processamento computacional maior para encontrar a solução para o sistema de equações algébricas (FERZIGER e PERIĆ, 2002).

Figura 18 – Exemplo de malha não estruturada bidimensional



Fonte: Ferziger e Perić (2009)

2.7.5 Aproximações finitas

Esta é a etapa em que são selecionadas quais as aproximações utilizadas no processo de discretização, e elas variam de acordo com o método adotado. Para o método de volumes finitos é necessário definir as formas de aproximação das integrais de volume e superfície. Utilizando diferenças finitas, é preciso selecionar as aproximações para as derivadas nos pontos da malha. Para o método de elementos finitos, é preciso selecionar as funções de forma (elementos) e as funções de ponderações (FERZIGER e PERIĆ, 2002).

De acordo com Ferziger e Perić (2002) esta escolha afeta a convergência da solução e a precisão dos resultados. Soluções mais precisas envolvem uma malha mais refinada e consequentemente uma quantidade maior de nós, matrizes de coeficientes mais completas e um processamento computacional muito mais elevado. Devido principalmente à exigência de memória computacional, pode se fazer necessário utilizar uma malha mais grosseira, perdendo-se um pouco na precisão dos resultados.

2.7.6 Método de solução

O processo de discretização resulta em um grande sistema de equações algébricas não lineares, tornando o método de solução particular para cada problema. Como as equações não são lineares se faz necessário utilizar um método iterativo para resolvê-las. Para problemas envolvendo fluxos instáveis, são utilizados métodos baseados naqueles usados para problemas

de valor inicial para equações diferenciais ordinárias. Os problemas de fluxo estável são normalmente resolvidos por um “pseudoavanço” ou esquema de iteração equivalente. Estes métodos utilizam a linearização sucessiva das equações e os sistemas lineares resultantes normalmente são resolvidos de forma iterativa (FERZIGER e PERIĆ, 2002).

2.7.7 Modelos de escoamento turbulento

Conforme descrito na seção 2.3.1 os escoamentos turbulentos estão diretamente relacionados com o valor do número de Reynolds. Escoamentos que possuem valores superiores ao número de Reynolds críticos são considerados turbulentos, enquanto que os escoamentos que possuem um número de Reynolds inferior ao crítico, são considerados laminares (BUSCARIOLO, 2009).

Segundo Korkischko (2006) os *softwares* de simulação numérica são uma importante ferramenta para análise de escoamentos turbulentos, porém não existe um modelo de turbulência que seja considerado ideal para todas as aplicações. De acordo com Moura (2008) existem diversos modelos de turbulência que são utilizados pelos *softwares* CFD, dentre eles podem-se destacar os modelos k- ϵ , k- ω e *Shear Stress Transport (SST)*.

De acordo com ANSYS (2017) o modelo de turbulência k- ϵ é o mais utilizado nas análises CFD. Ele utiliza duas equações, uma referente à energia cinética, k, e outra referente à dissipação da energia cinética por unidade de massa, ϵ . Segundo Wilcox (2008) este modelo de turbulência apresenta limitações quando aplicado próximo à região da parede e em aplicações com grande gradiente de pressão.

Segundo Araújo (2012) o modelo de turbulência k- ω também utiliza duas equações, sendo que a da dissipação da energia cinética turbulenta, ω , é resolvida juntamente com a equação de k. As equações deste modelo não apresentam termos indefinidos na parede. Por este motivo, ele é mais indicado para análise de regiões próximas desta região. Segundo ANSYS (2017), este modelo é o mais amplamente adotado nas comunidades aeroespaciais e em turbo-máquinas, fornecendo um desempenho superior para fluxos que envolvam rotação. Para Rech (2016) a principal falha deste modelo é sua grande dependência das condições de contorno na corrente livre para ω .

O modelo de turbulência SST, segundo Moura (2008), combina as vantagens dos dois modelos citados anteriormente, se comportando de forma similar ao k- ω para as regiões próximas a parede, e para as regiões de escoamento livre se comporta de forma mais parecida com o k- ϵ .

2.7.8 Critério de convergência

Segundo Ferziger e Perić (2002) para finalizar o processo é preciso estabelecer quais são os critérios de convergência para o método iterativo. Podem-se destacar dois principais níveis de iterações: internas e externas. Nas internas a equação linear é resolvida enquanto que nas externas é realizado o acoplamento das equações. É importante saber quando parar o processo iterativo, tanto no aspecto da precisão quanto da eficiência.

2.8 HISTÓRICO DO DESENVOLVIMENTO DO SISTEMA DE VARIAÇÃO DE PASSO NA UCS

Com o objetivo de aprimorar o desempenho da aeronave na competição SAE Brasil Aerodesign, a equipe Aerosul tem trabalhado bastante na evolução do seu sistema de propulsão. Utilizar um dispositivo variador de passo é interessante para melhorar o desempenho da aeronave, pois ao se utilizar um passo menor, se obtém um maior empuxo e uma maior aceleração, o que é muito importante para a decolagem. Após o voo estar estabilizado, para aumentar a eficiência utiliza-se um passo maior, permitindo que o motor trabalhe em uma rotação mais baixa, fornecendo maior tração. Para o momento do pouso, é interessante realizar a reversão do passo, colaborando na frenagem da aeronave.

O primeiro trabalho realizado na universidade com o intuito de melhorar o sistema de propulsão foi realizado por Freitas (2009), com a proposta de desenvolver um dispositivo variador de passo. Freitas (2009) analisou vários sistemas pré-existentes, e a partir desta análise e de um processo de QFD (*Quality Function Deployment*) para definir as prioridades foi proposto um novo mecanismo deslizante com acionamento por cremalheira.

Mosena (2011) também realizou o seu trabalho com o intuito de desenvolver o mecanismo de variação de passo da hélice, tendo como prioridades que este mecanismo fosse de fácil construção, baixo custo e baixo peso. Em seu projeto, a variação do passo da hélice deve variar entre um limite máximo de 30° e mínimo de -30° . Foram pré-determinadas três posições: passo pequeno, grande e reverso, para as condições de decolagem, voo de cruzeiro e pouso, respectivamente. Para o sistema de acionamento, foram avaliados o por engrenagem-cremalheira, utilizado por Freitas (2009), e por disco com acionamento excêntrico. Mosena (2011) optou por utilizar o sistema de acionamento por engrenagem-cremalheira, porém com algumas adaptações em relação ao proposto por Freitas (2009).

Araldi (2013) desenvolveu seu projeto focado na área de materiais. Seus principais objetivos foram desenvolver um mecanismo com baixo atrito entre as peças, baixa massa, de simples fabricação e montagem. Com o intuito de reduzir a massa do mecanismo, o mancal foi construído de nylon e o bloco interno e os suportes de acoplamento da hélice foram feitas em alumínio. O acionamento do mecanismo variador foi realizado por meio de um anel externo com rolamento radial. Para realizar os ensaios, foi utilizada uma hélice comercial bipá seccionada ao meio, com as pás furadas para realizar a sua fixação por meio de parafusos. Devido à fragilização ocasionada nas pás por essas furações, ocorreu a falha por cisalhamento quando o propulsor girava a cerca de 8000 rpm, fazendo com que o mecanismo proposto não obtivesse resultados suficientes que justificassem a utilização de seu mecanismo em uma aeronave para a competição Aerodesign.

Oliveira (2015) analisou o mecanismo desenvolvido por Araldi (2013) com o intuito de realizar um reprojeto de seu mecanismo. Os seus focos foram à avaliação do material para o mecanismo, analisar os esforços sofridos e eliminar as folgas do mecanismo. Com o intuito de reduzir folgas entre os componentes, todos os componentes foram usinados, garantindo um ajuste fino com precisão de H7/g6. Oliveira (2015) realizou a fixação das pás por meio de um mecanismo semelhante a uma morsa, para evitar o problema constatado no mecanismo anterior.

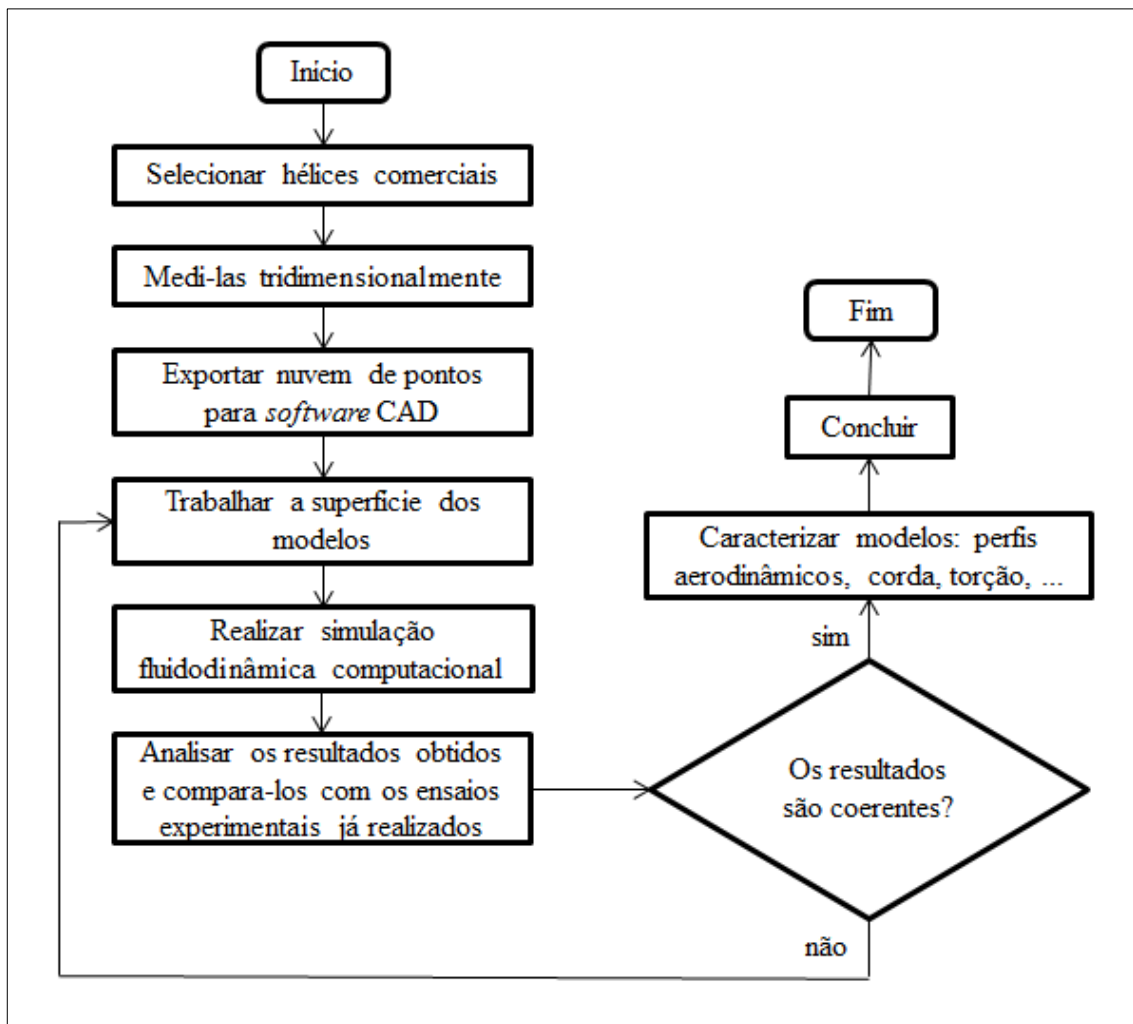
O último trabalho realizado na Universidade de Caxias do Sul com o enfoque de desenvolver o mecanismo variador de passo foi realizado por Albuquerque (2016). Ele mensurou os esforços sofridos pelo dispositivo de forma experimental e por meio de simulação numérica. O mecanismo é capaz de variar o passo de 18° até -18° , sendo estes o passo máximo e passo reverso, respectivamente. Foi utilizado um sistema de acionamento similar ao utilizado por Araldi (2013). O mecanismo resistiu bem aos testes realizados, se mostrando robusto e adequado para a aplicação. Porém, como o foco de seu trabalho foi o mecanismo, Albuquerque (2016) optou por utilizada a hélice comercial adaptada ALIGN HQ 1060AT, que não gerou tração suficiente para que justificasse sua utilização em uma aeronave para a competição Aerodesign.

Todos esses projetos consideraram a utilização de hélices comerciais adaptadas, dado o foco no mecanismo variador de passo, embora também houvesse preocupação com a sua aplicabilidade. Tendo-se um dispositivo funcional tais hélices poderiam ser testadas sob o enfoque detalhado da aerodinâmica. Este trabalho então se propõe a iniciar este estudo a partir da simulação numérica.

3 MATERIAIS E MÉTODOS

A proposta deste trabalho é aperfeiçoar o sistema de propulsão de uma aeronave para à competição Aerodesign, a partir do estudo da aerodinâmica da hélice, além de realizar a caracterização de alguns modelos comerciais utilizados. Para alcançar estes objetivos, o trabalho seguiu as etapas apresentadas na Figura 19.

Figura 19 – Fluxograma de Atividades



Fonte: o autor (2017)

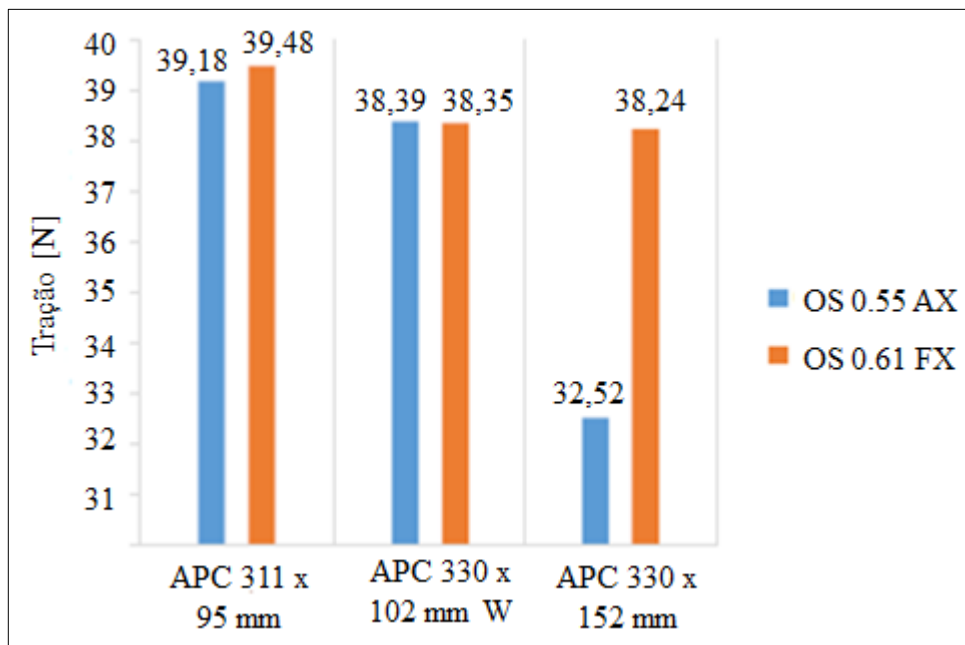
3.1 OBTENÇÃO DOS RESULTADOS EXPERIMENTAIS

Os testes experimentais foram realizados pela equipe Aerosul no ano de 2017, no Laboratório de Máquinas de Fluido, localizado na Universidade de Caxias do Sul. Foram realizados dois tipos de análises, estáticas e dinâmicas. Para as análises estáticas, foram

analisadas as hélices da fabricante APC[®] Propellers, cujos modelos são: 311 x 95 mm (12,25" x 3,75"); 330 x 102 mm W (13" x 4") e 330 x 152 (13" x 6"). As numerações referem-se ao diâmetro e ao passo por rotação, respectivamente. As hélices podem ser verificadas nas Figuras 26 a 28.

Foram utilizados nos testes das hélices dois modelos de motores, o OS 0.61FX e o OS 0.55AX. A tração gerada pelas hélices foi medida com o auxílio de um dinamômetro, e seus resultados podem ser verificados na Figura 20. A grande diferença entre as trações para a hélice APC 330 x 152 mm para os dois motores deve-se ao fato de essa hélice necessitar de um torque elevado, característica que o motor OS 0.61 FX se sobressai sobre o OS 0.51 AX.

Figura 20 – Resultado dos testes experimentais de tração estática nos propulsores



Fonte: adaptado de AEROSUL (2017)

Para realizar as análises dinâmicas, foi utilizado um túnel de vento subsônico de circuito aberto, que utiliza um ventilador centrífugo da marca Projelmec, modelo IAFS 630, com um rotor de 630 mm como gerador de fluxo.

As hélices acopladas aos motores foram posicionadas no túnel de vento, variando-se a velocidade do vento relativo de 0 até 18 m/s. Apenas as duas hélices que obtiveram resultados mais satisfatórios, 311 x 95 mm (12,25" x 3,75") e 330 x 102 mm W (13" x 4"), no ensaio estático foram submetidas ao ensaio dinâmico.

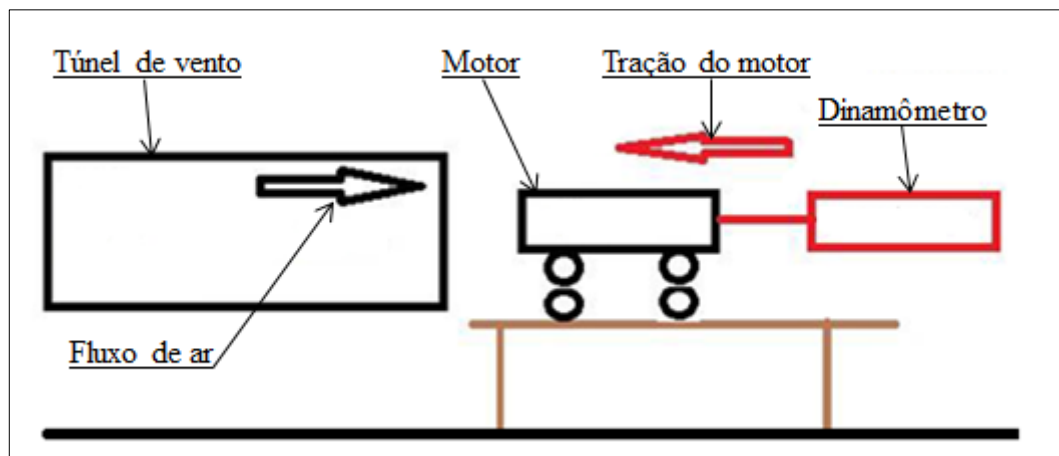
A seção de testes do túnel de vento e o conjunto moto propulsor montado no dispositivo de testes podem ser observados na Figura 21. Na Figura 22 está representado o esquema de montagem do ensaio dinâmico.

Figura 21 – Seção de testes do túnel de vento e o conjunto moto propulsor montado no dispositivo de testes



Fonte: AEROSUL (2017)

Figura 22 – Esquema de montagem do ensaio dinâmico



Fonte: adaptado de AEROSUL (2017)

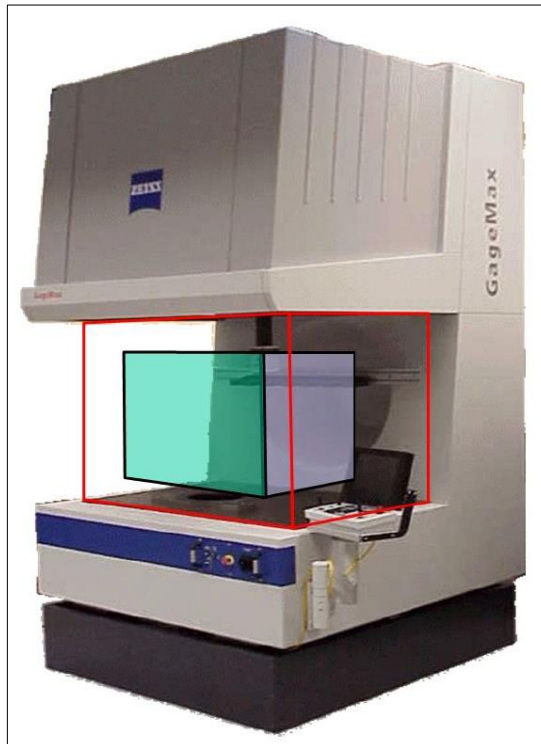
3.2 SELEÇÃO DE HÉLICES COMERCIAIS

Os passos para analisar o estudo da aerodinâmica das hélices se iniciaram a partir da seleção de hélices comerciais, utilizadas pela equipe Aerosul. Foram selecionados os três modelos utilizados nos ensaios experimentais, além de uma hélice sem torção em suas pás, da fabricante ALIGN® modelo HQ 1060AT com 106 mm de raio.

3.3 OBTENÇÃO DO MODELO CAD

Após a seleção, foi necessário realizar um processo de medição tridimensional para conseguir mapear toda geometria destas hélices. Medições foram realizadas no Laboratório de Novas Tecnologias de Produção (LNTP), da Universidade Caxias do Sul, utilizando uma máquina de medição por coordenadas (MMC) CARL ZEISS, modelo GAGEMAX 7/7/5-HTG, com sistema operacional CNC (*computer numeric control*), precisão de 0,0018 mm e dimensão de área útil de 750 x 500 x 500 mm, como pode ser observado na Figura 23 (CARL ZEISS, 2012).

Figura 23 – Máquina de medição por coordenadas



Fonte: adaptado de Carl Zeiss (2012)

Para realizar as medições nas hélices foi necessário utilizar um dispositivo de fixação, com dois pontos de apoio, para garantir que a peça não se movimentasse com a pressão exercida pela ponteira esférica da MMC, conforme pode ser observado na Figura 24. Pelo fato de possuírem simetria, foi medido apenas metade de cada hélice. Após as medições, foram extraídas as nuvens de pontos e as geometrias de referência.

Figura 24 – Dispositivo de fixação das hélices



Fonte: o autor (2017)

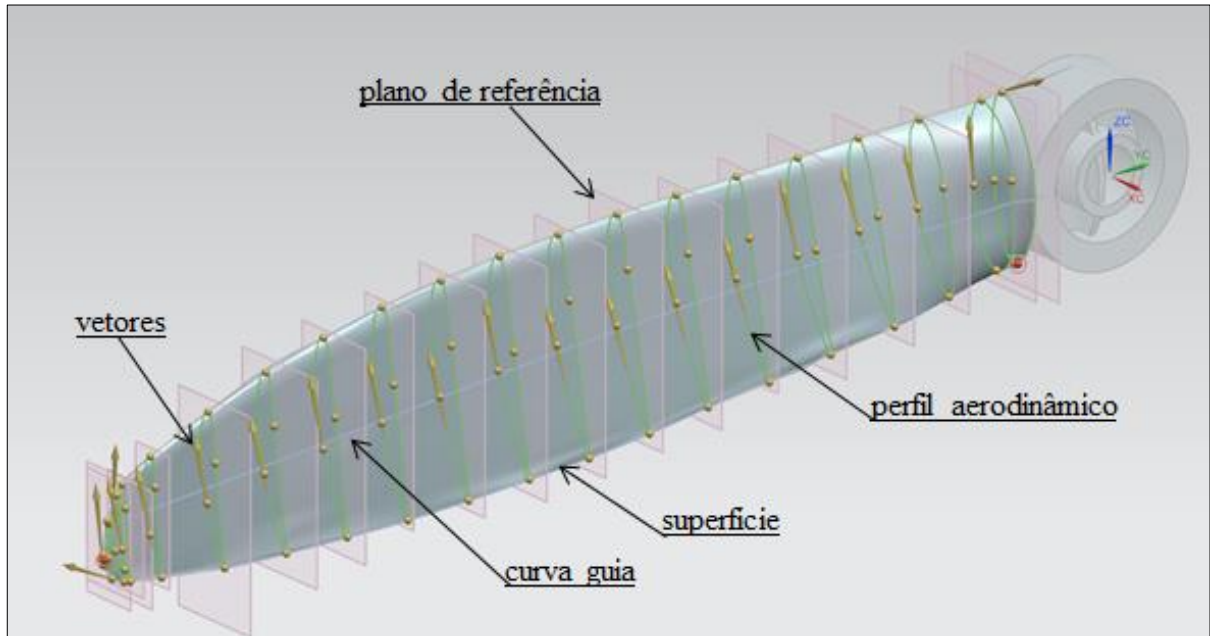
O modelamento virtual das hélices foi feito com o *software* CAD (*computer aided design*) NX[®] 11.0, da Siemens, a partir da importação das nuvens de pontos, como pode ser verificado no Apêndice A. Para que o modelamento fosse possível, foi necessário utilizar curvas para unir todos os pontos que formavam cada seção do perfil aerodinâmico. Optou-se por utilizar a ferramenta de *splines* cúbicas para realizar esta função com o intuito de se obter uma transição mais suave entre os pontos, além de aproximar o máximo possível a geometria virtual da real.

Devido ao elevado grau de complexidade da geometria, foram utilizadas ferramentas de modelamento com superfícies. Na Figura 25 está representada uma imagem retirada do *software* CAD, onde podem-se destacar os planos de referência criados a partir dos pontos extraídos da MMC, os vetores de orientação das curvas, as curvas guias utilizadas e a superfície.

Na parte superior das Figuras 26 a 29 estão apresentados os modelos virtuais das hélices 311 x 95 mm (12.25" x 3,75"), 330 x 102 mm W (13" x 4"), 330 x 152 mm (13" x

6”) e ALIGN HQ 1060AT, respectivamente. Na parte inferior estão representadas as respectivas hélices originais.

Figura 25 – Geometria virtual da hélice no *software* CAD



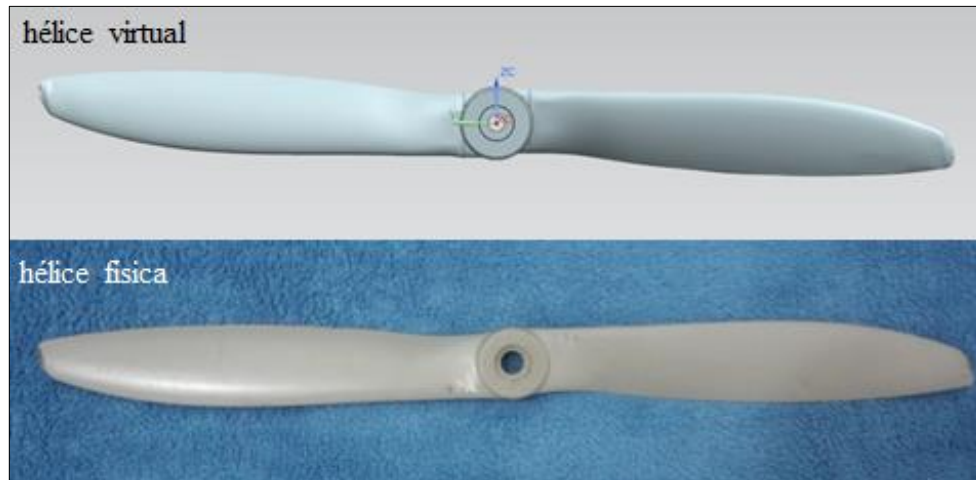
Fonte: o autor (2017)

Figura 26 – Comparação das hélices 311 x 95 mm (12,25” x 3,75”) virtuais e físicas



Fonte: o autor (2017)

Figura 27 – Comparação das hélices 330 x 102 mm (13” x 4”) virtuais e físicas



Fonte: o autor (2017)

Figura 28 – Comparação das hélices 330 x 152 mm (13” x 6”) virtuais e físicas



Fonte: o autor (2017)

Figura 29 – Comparação das hélices ALIGN HQ 1060AT virtuais e físicas



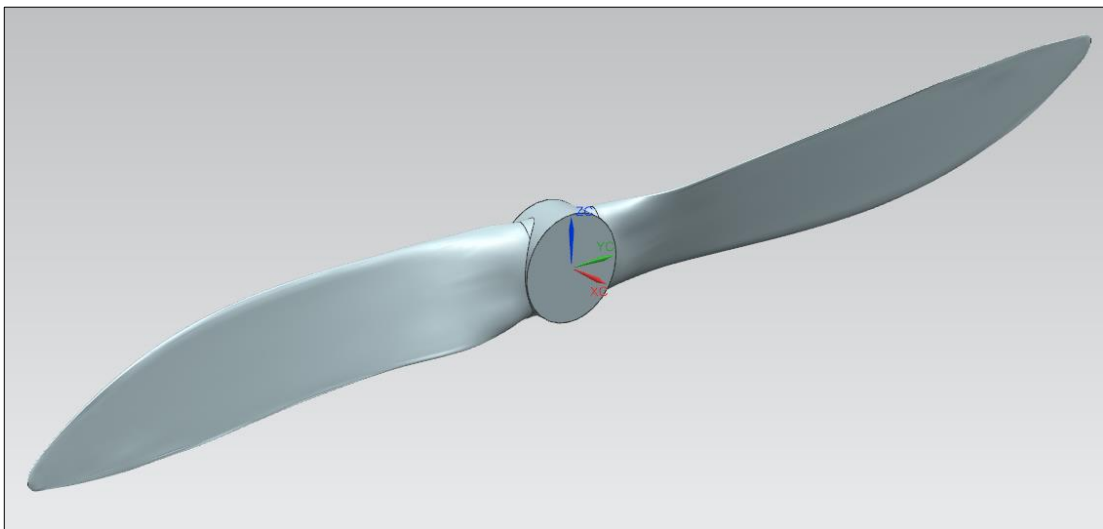
Fonte: o autor (2017)

3.4 SIMULAÇÃO CFD

As simulações foram realizadas no Laboratório de Prototipagem Rápida, localizado na Universidade de Caxias do Sul, utilizando uma *workstation* Dell® *Precision Tower* 5810, com 32 GB de memória RAM e processador Intel Xeon CPU E5-1650 v4 @ 3.60GHz.

Foram realizadas análises com os dois motores utilizados nos testes, o OS 0.61FX e o OS 0.55AX. Para as simulações foram necessárias algumas simplificações no modelo, principalmente na região do cubo central, como retirar filetes e furos. Estas ações são importantes para evitar que seja realizado um refinamento local da malha em regiões que não são tão relevantes para a análise, reduzindo o número de elementos de malha e consequentemente o tempo de processamento computacional. Na Figura 30 está representada a hélice 311 x 95 mm (12.25" x 3,75") após esta etapa.

Figura 30 – Hélice 311 x 95 mm (12.25" x 3,75") após as simplificações

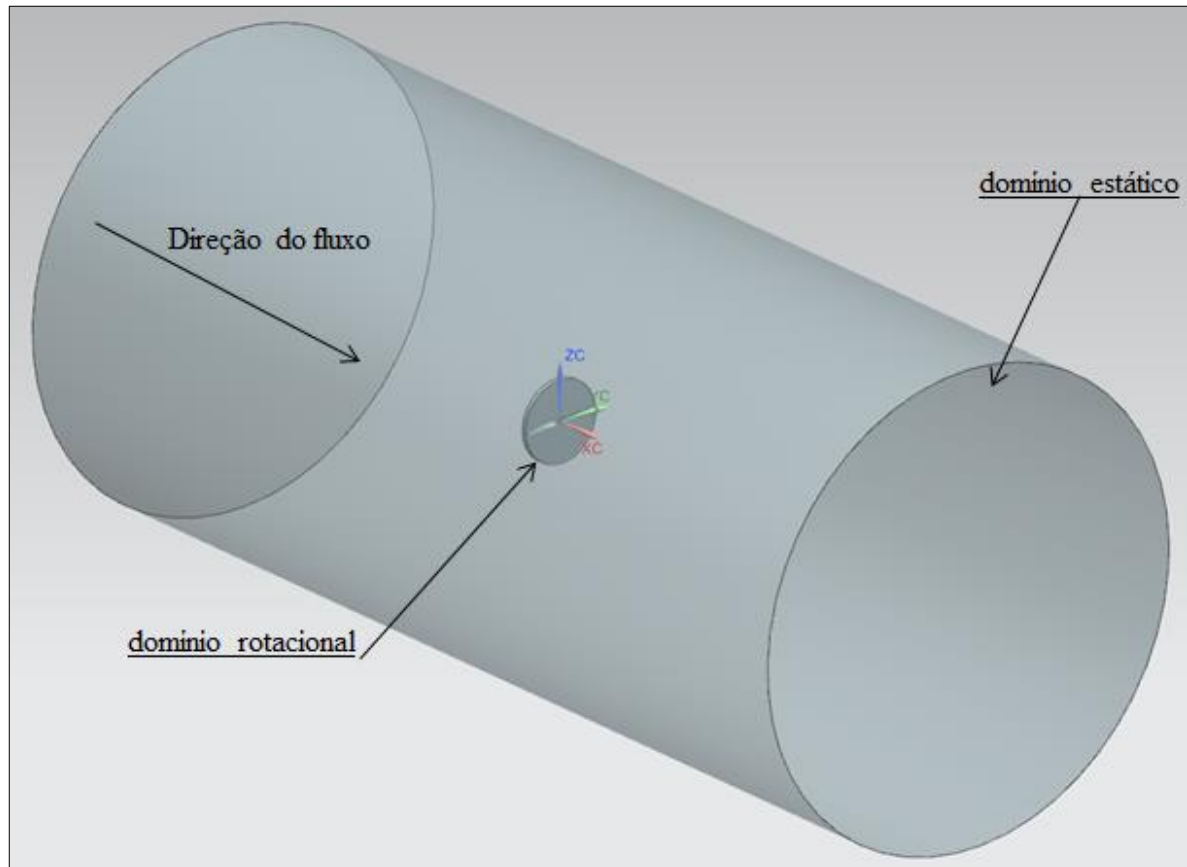


Fonte: o autor (2017)

Para realizar o processo de simulação computacional fluidodinâmica foi utilizado o *software* CAE (*computer aided engineering*) ANSYS® Fluent 16. O processo de análise CFD se inicia com a preparação dos domínios fluidos computacionais. Por se tratar de uma análise que envolve rotação, são necessários dois domínios, um referente à região de rotação e outro, à região estática, como pode ser observado na Figura 31. Para ambos os domínios, foi escolhido o formato de um cilindro por ser o formato gerado pelos vértices da hélice. Para o domínio rotacional, o cilindro possui um diâmetro de 350 mm, que é suficiente para englobar completamente a hélice. Para o domínio estático, foi definido um diâmetro de 2000 mm, com

um comprimento de 2500 mm na parte frontal e 3000 mm na parte posterior à hélice. Após esta etapa, foram realizadas operações booleanas de subtração para se trabalhar apenas com meios fluidos.

Figura 31 – Domínios fluidos



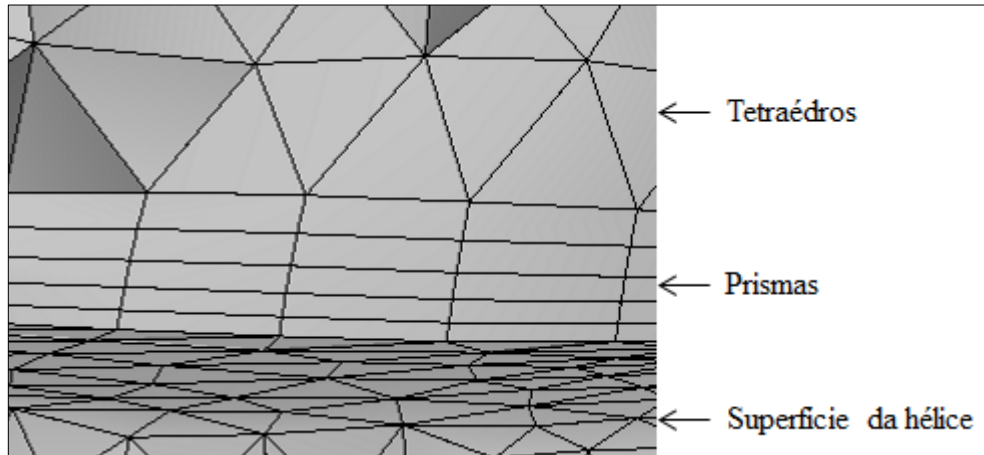
Fonte: o autor (2017)

A próxima etapa foi a geração da malha computacional. Devido à complexidade da geometria, optou-se pela utilização de elementos tetraédricos ao invés de hexaédricos em todas as regiões, com exceção das adjacentes à superfície da hélice, onde foram utilizadas camadas de prismas. Na Figura 32 podem-se observar os elementos utilizados no processo de geração da malha.

De acordo com Rech (2016), é importante utilizar camadas prismáticas próximas às regiões ocupadas pelo modelo, pois desta forma se identifica o descolamento da camada limite com mais precisão. Foi realizado um refinamento de 5 mm no tamanho máximo de cada elemento na região referente ao domínio rotacional, com o intuito de melhorar a sua qualidade. Nas regiões próximas à superfície do modelo foram utilizadas 5 camadas de

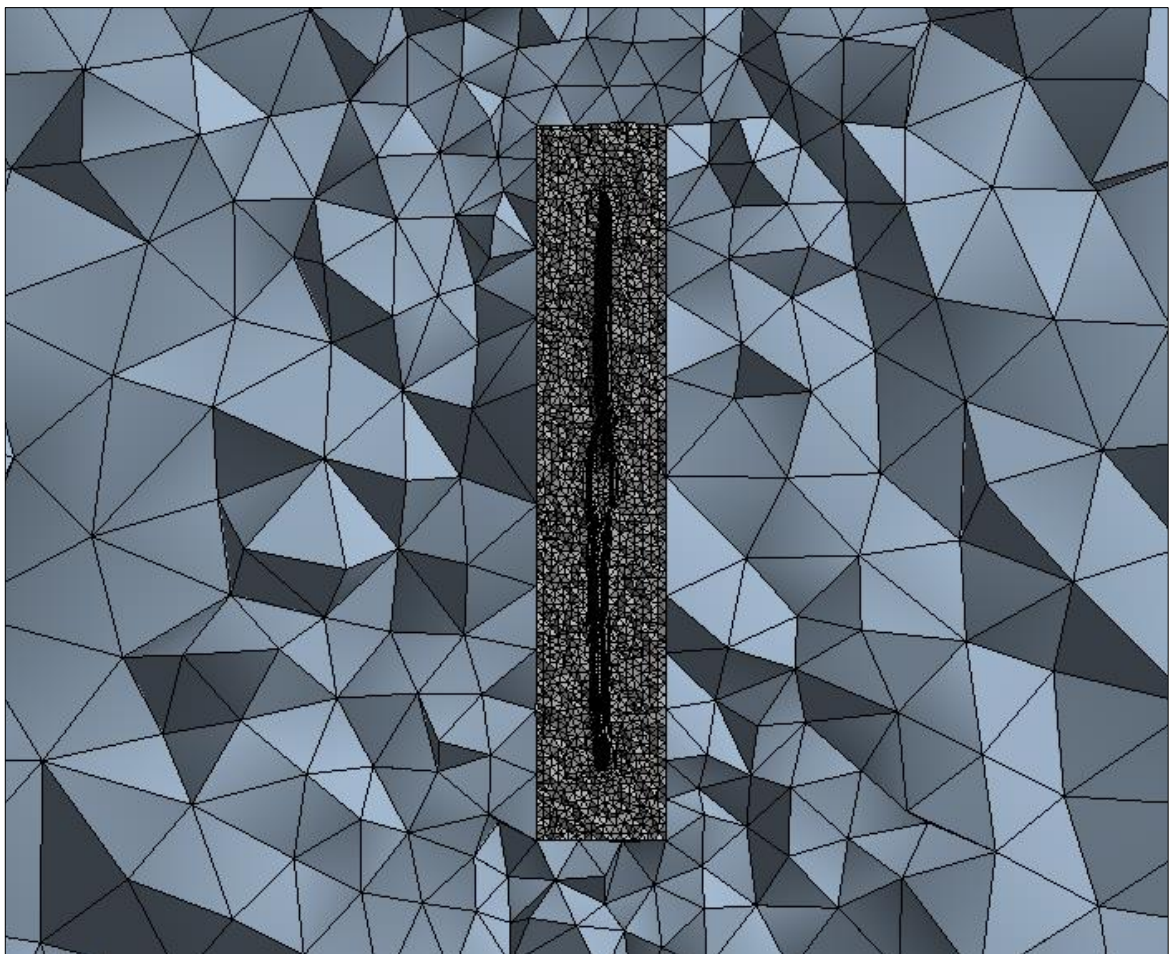
prismas, como pode ser verificado nas Figuras 32 e 33. A quantidade total de elementos variou entre as hélices analisadas, ficando em torno de 600.000 totais nos dois domínios.

Figura 32 – Detalhe da malha adjacente à superfície da hélice



Fonte: o autor (2017)

Figura 33 – Detalhes da malha nos domínios estático e rotacional



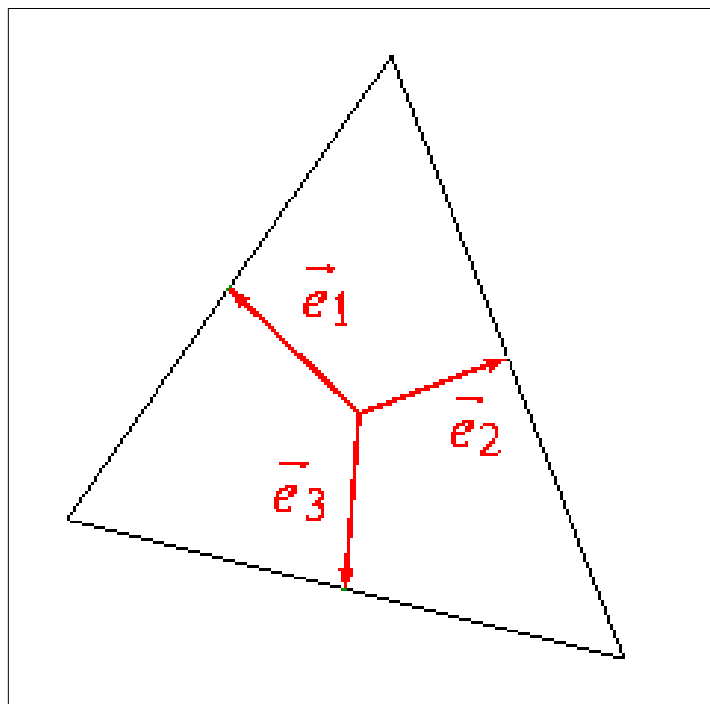
Fonte: o autor (2017)

Gerar uma malha de qualidade é importante para garantir que os resultados da simulação sejam confiáveis e que converjam com menos iterações. Para verificar a qualidade da malha gerada, o software ANSYS® Fluent 16 dispõe de diversos recursos, que são: *Element Quality*, *Aspect Ratio*, *Jacobian Ratio*, *Warping Factor*, *Parallel Deviation*, *Maximum Corner Angle*, *Skewness* e *Orthogonal Quality* (ANSYS, 2016).

Pode-se destacar, dentre os recursos citados, a qualidade ortogonal (*Orthogonal Quality*) e a deformação (*Skewness*). De acordo com ANSYS (2016) a qualidade ortogonal está associada com o tamanho dos vetores que vão do centroide da face do elemento até o centroide das arestas, como pode ser observado na Figura 34. Quanto mais os vetores tiverem o mesmo tamanho, melhor a qualidade do elemento. Em uma escala de 0 a 1, é necessário que se obtenha um valor mínimo de 0,15 para que a malha possua uma qualidade mínima admissível e assim concluir o processo de geração e refino da malha.

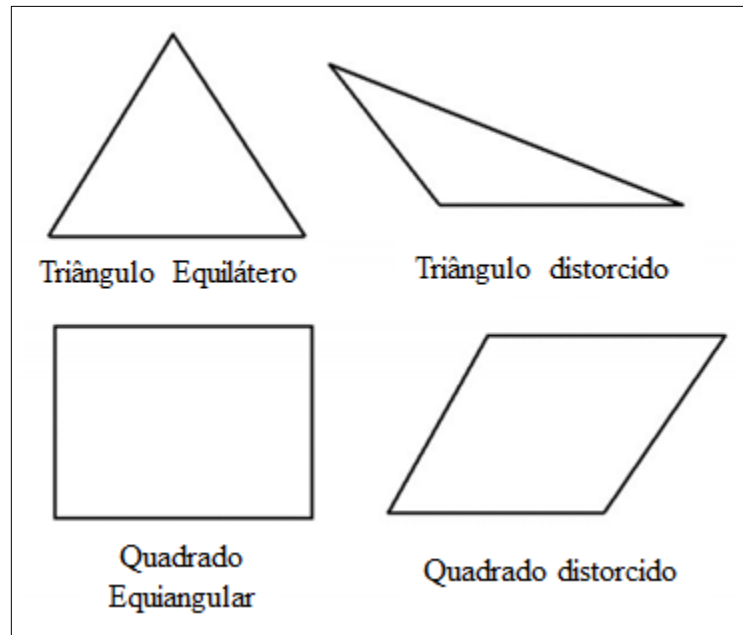
Segundo ANSYS (2016) o parâmetro *Skewness* está relacionado com a distorção do elemento, ou seja, o quanto um elemento de malha é equilátero ou equiangular. Quanto menos distorcido for o elemento, melhor a sua qualidade. Na Figura 35 podem-se observar exemplos de elementos ideais e distorcidos. Para se obter uma malha com boa qualidade e concluir o processo de geração e refino da malha, é preciso encontrar um valor máximo de 0,94, em uma escala que vai de 0 a 1.

Figura 34 – Vetores da qualidade ortogonal



Fonte: adaptado de ANSYS (2016)

Figura 35 – Exemplo de distorção de elementos



Fonte: adaptado de ANSYS (2016)

Após a etapa referente à construção da malha computacional ter sido concluída, foram definidas as últimas configurações antes de iniciar o processo iterativo. A primeira configuração que precisou ser definida é referente ao *solver* utilizado na análise. O *software* Fluent disponibiliza duas opções como padrões, uma baseada na pressão e outra na densidade. Nas análises foi utilizado o *solver* baseado na pressão, pois nele cada equação governante é resolvida de forma independente de outras equações, sendo assim, é o mais indicado para análises que envolvem apenas uma variável conhecida, como no caso da velocidade para o problema analisado. Para este *solver*, a equação da continuidade assume a forma de uma equação de correção de pressão (ANSYS, 2016).

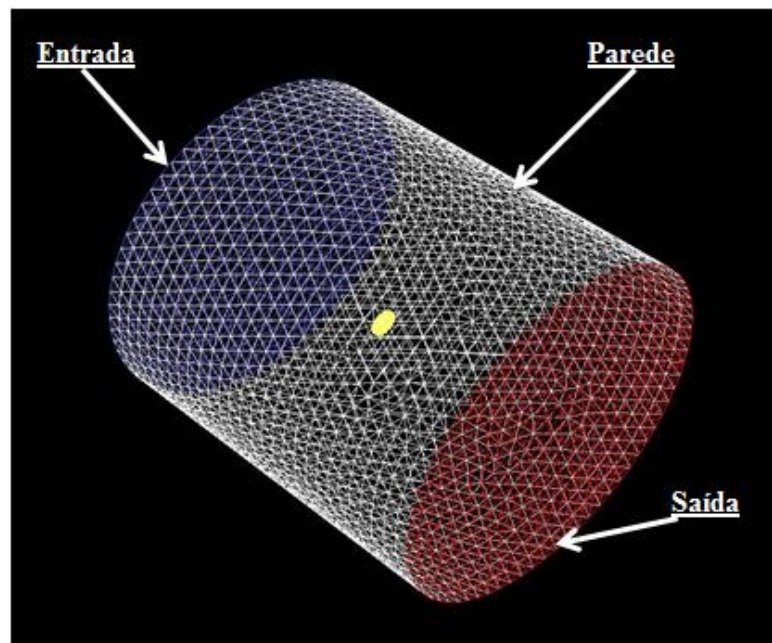
Após definir o *solver*, foram selecionados os modelos físicos presentes nestas análises. Dentre os modelos disponibilizados pelo *software*, foi considerado apenas o modelo de turbulência, desconsiderando outros efeitos de transferência de energia, devido as suas baixas influências. Três modelos de turbulência foram adotados para os cálculos dos processos iterativos, sendo eles o $k-\epsilon$, $k-\omega$ e SST, com o intuito de analisar a sua influência nos resultados. Todas as análises foram realizadas em estado estacionário.

Na sequência foram definidos os parâmetros referentes ao domínio estático e rotacional que constam no modelo. Foi escolhido o material dos domínios como sendo ar, definido um sentido de rotação e a velocidade angular para o domínio rotacional, conforme Aerosul (2017). Para a hélice APC 311 x 95 mm (12,25" x 3,75") operando com os motores

OS 0.61 FX e OS 0.55 AX, as rotações utilizadas foram de 13050 rpm e 12960 rpm, respectivamente. Para a hélice APC 330 x 102 mm (13" x 4") utilizando o motor OS 0.61 FX a rotação utilizada foi de 11140 rpm.

Na etapa seguinte foram definidas as condições de contorno, como pode ser observado na Figura 36. Em azul, está representada a entrada do domínio, cuja velocidade é definida como perpendicular à face, em vermelho, a saída e em branco, as paredes.

Figura 36 – Condições de Contorno



Fonte: o autor (2017)

Para finalizar, foram definidos monitores de convergência. O número de iterações é uma consequência dos critérios de convergência adotados para estes monitores, que possuem também a função de analisar se existe coerência em seus resultados.

3.5 CARACTERIZAÇÃO DOS PERFIS AERODINÂMICOS

Após os modelos virtuais terem sido ajustados e validados por meio de simulação CFD, iniciou-se a etapa de caracterização dos modelos. Nela as pás de cada hélice analisada foram seccionadas em quatro partes, localizadas a 30%, 50%, 75%, e 90% do comprimento da pá, partindo da raiz. O perfil localizado a 75% da pá é utilizado como referência para a hélice, sendo esta seção utilizada para informar dados nominais.

Os quatro perfis de cada hélice foram caracterizados quanto a sua corda, espessura máxima e respectiva posição, arqueamento máximo e respectiva posição e ângulo de passo. Os valores para a espessura, arqueamento e respectivas posições são apresentados como percentuais do comprimento da corda.

A torção das hélices foi caracterizada em função da variação do ângulo de passo das seções ao longo da pá, medidos no software CAD. A identificação dos perfis foi feita através de comparação entre os perfis medidos e padronizados, disponíveis em Airfoil Tools (2017). Os critérios primários de busca foram espessura e arqueamento máximos e os secundários, suas respectivas posições.

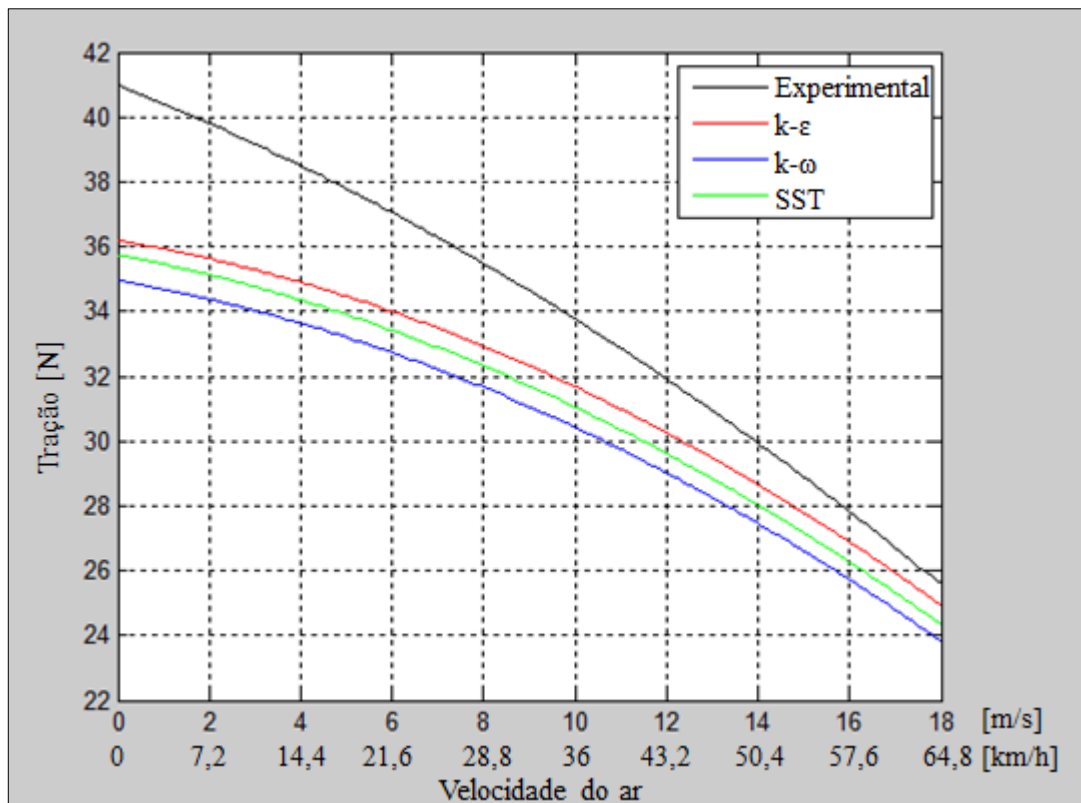
4 RESULTADOS E DISCUSSÃO

4.1 SIMULAÇÃO CFD

A partir dos resultados foram plotadas as curvas de tração x velocidade para os dois modelos de hélices simuladas, comparando-as com as experimentais. As Figuras 37 e 38 são referentes à hélice APC 311 x 95 mm (12,25" x 3,75") para os motores OS 0.61FX e OS 0.55AX, respectivamente, com os valores de rotações verificados nos ensaios experimentais, sendo de 13050 rpm para o motor OS 0.61FX, e de 12960 rpm para o OS 0.55AX.

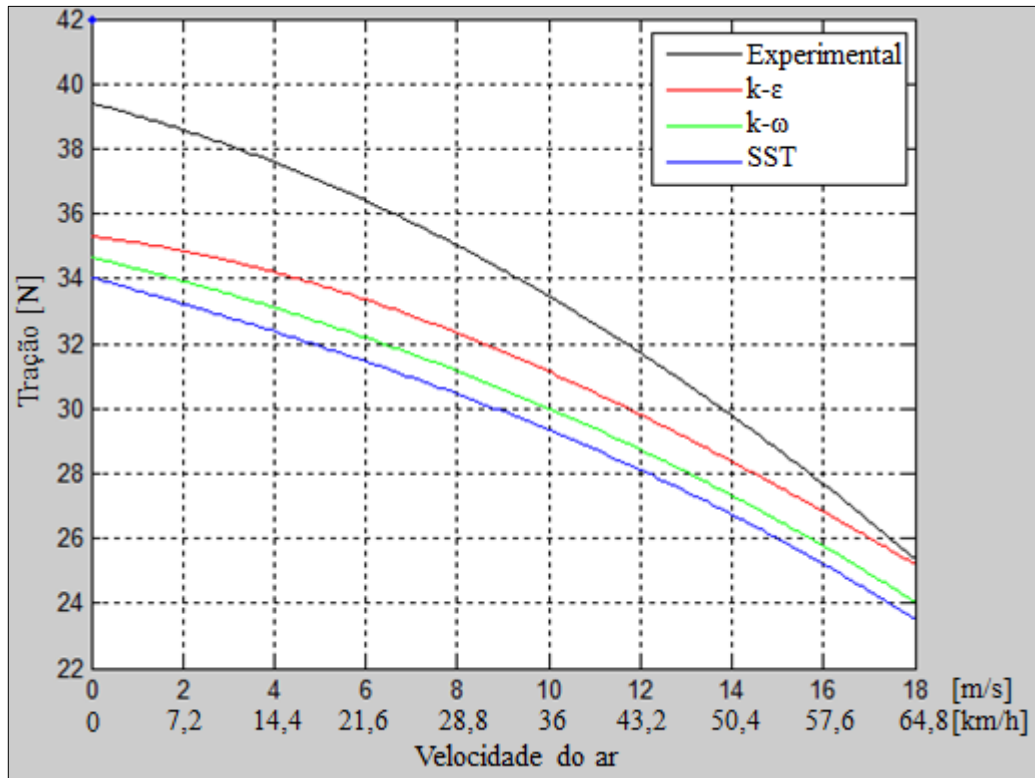
Para a hélice APC 330 x 102 mm W (13" x 4") foram realizadas simulações apenas para o motor OS 0.61FX operando à rotação de 11140 rpm. Na Figura 39 estão representadas as curvas correspondentes a este ensaio. Por falta de confiabilidade na rotação máxima do motor OS 0.55AX a respectiva simulação não foi realizada.

Figura 37 – Tração x velocidade para a hélice APC 311 x 95 mm com motor OS 0.61FX



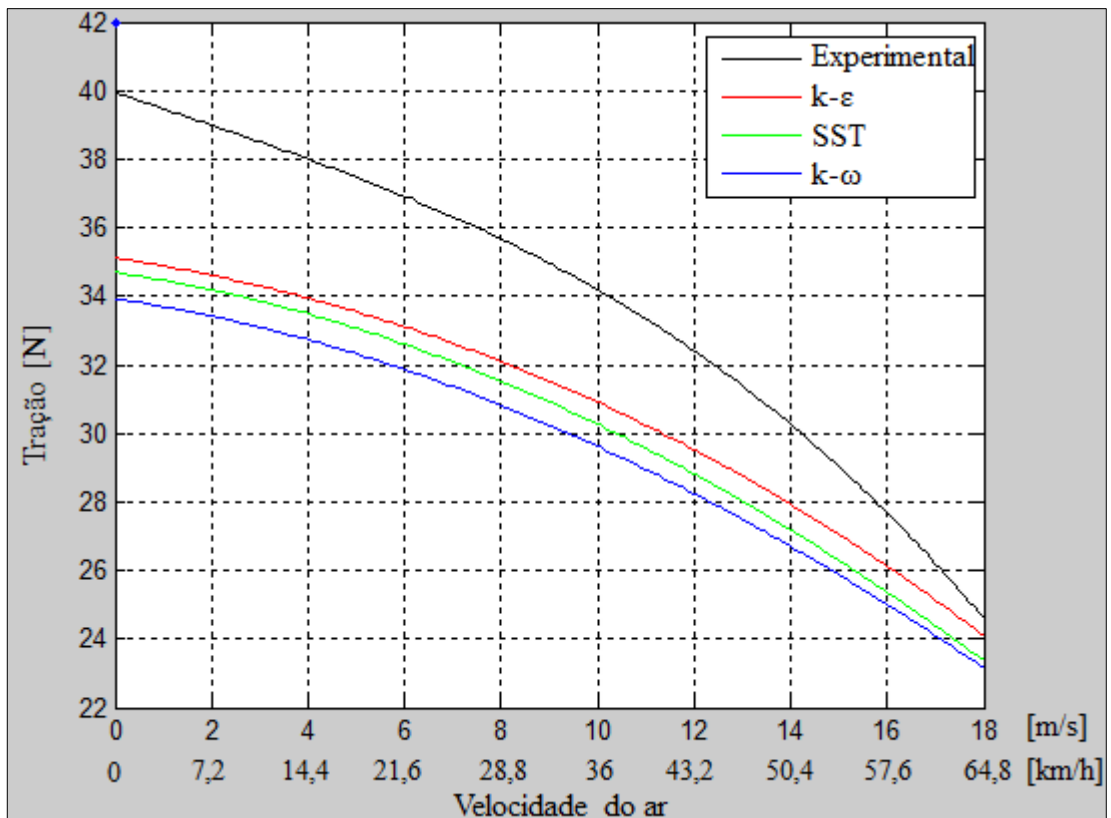
Fonte: o autor (2017)

Figura 38 – Tração x velocidade para a hélice APC 311 x 95 mm com motor OS 0.55AX



Fonte: o autor (2017)

Figura 39 – Tração x velocidade para hélice APC 330 x 102 mm com motor OS 0.61FX



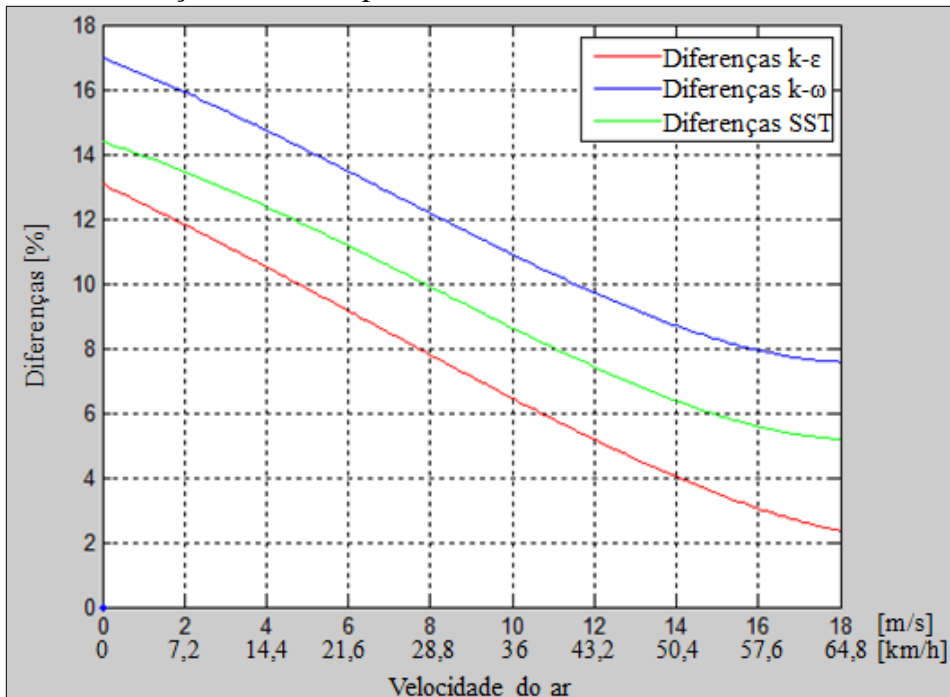
Fonte: o autor (2017)

Analisando as Figuras 37 a 39, pode-se verificar que tanto para as curvas experimentais quanto para os três modelos de turbulência analisados, os valores obtidos para a tração dos propulsores decrescem à medida que a velocidade do ar aumenta. Outra característica que pode ser observada é o fato da hélice APC 311 x 95 mm (12,25" x 3,75"), de maneira geral, apresentar valores de trações superiores as da 330 x 102 mm W (13" x 4"), tanto nas análises experimentais como nas numéricas.

Nas Figuras 40 e 41 estão apresentadas as diferenças obtidas para os três modelos de turbulência utilizados em função da velocidade do ar, para a hélice APC 311 x 95 mm (12,25" x 3,75") com os motores OS 0.61FX e OS 0.55AX, respectivamente. Na Figura 42 estão as curvas correspondentes à hélice APC 330 x 102 mm W (13" x 4") com motor OS 0.61FX.

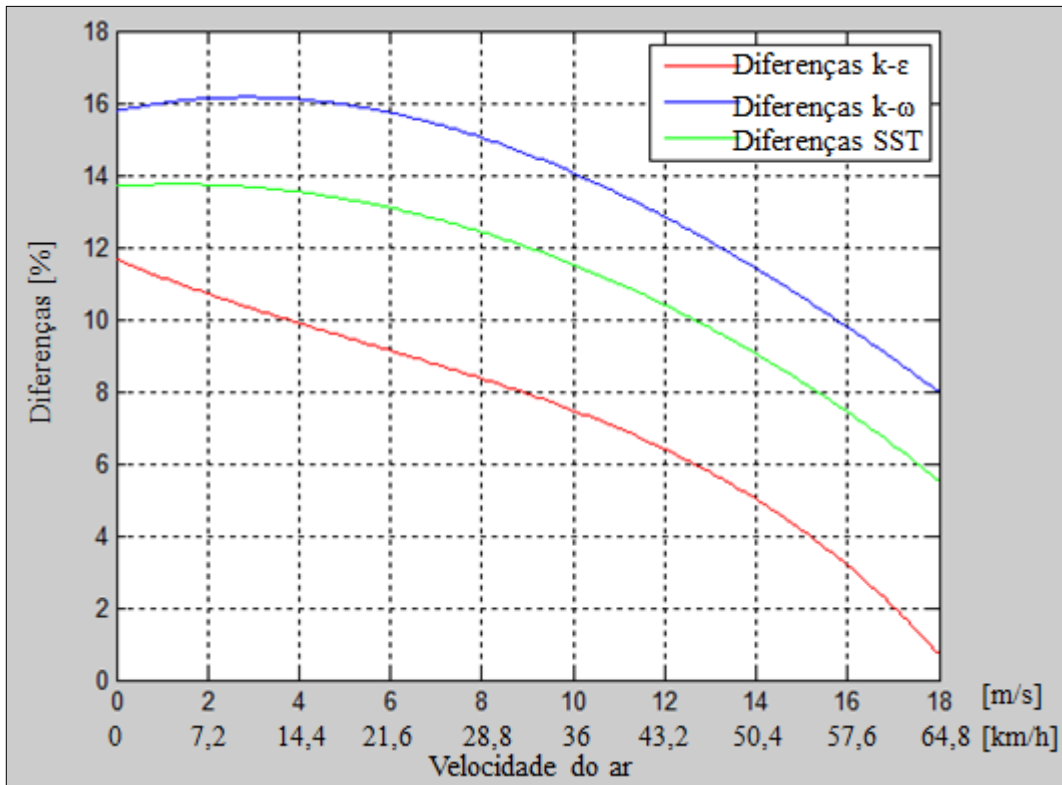
Analisando as Figuras 40 a 42 percebe-se que as maiores diferenças encontrados entre as simulações numéricas e os dados experimentais são referentes às velocidades mais baixas. Porém na faixa de 10 a 15 m/s, que corresponde às velocidades de decolagem, dependendo do peso da aeronave, o modelo de turbulência k- apresentou diferenças de até 8% para as análises envolvendo a hélice APC 311 x 95 mm, e de até 11% para a hélice APC 330 x 102 mm. Conforme a velocidade aumenta, as diferenças encontradas tendem a reduzir para todos os modelos de turbulência. Na velocidade máxima analisada o modelo k-ε apresentou diferenças inferiores a 3%. Após este modelo de turbulência, o que mais se aproximou dos resultados experimentais foi o SST, seguido pelo k-ω.

Figura 40 – Diferenças numéricas para hélice APC 311 x 95 mm com motor OS 0.61FX



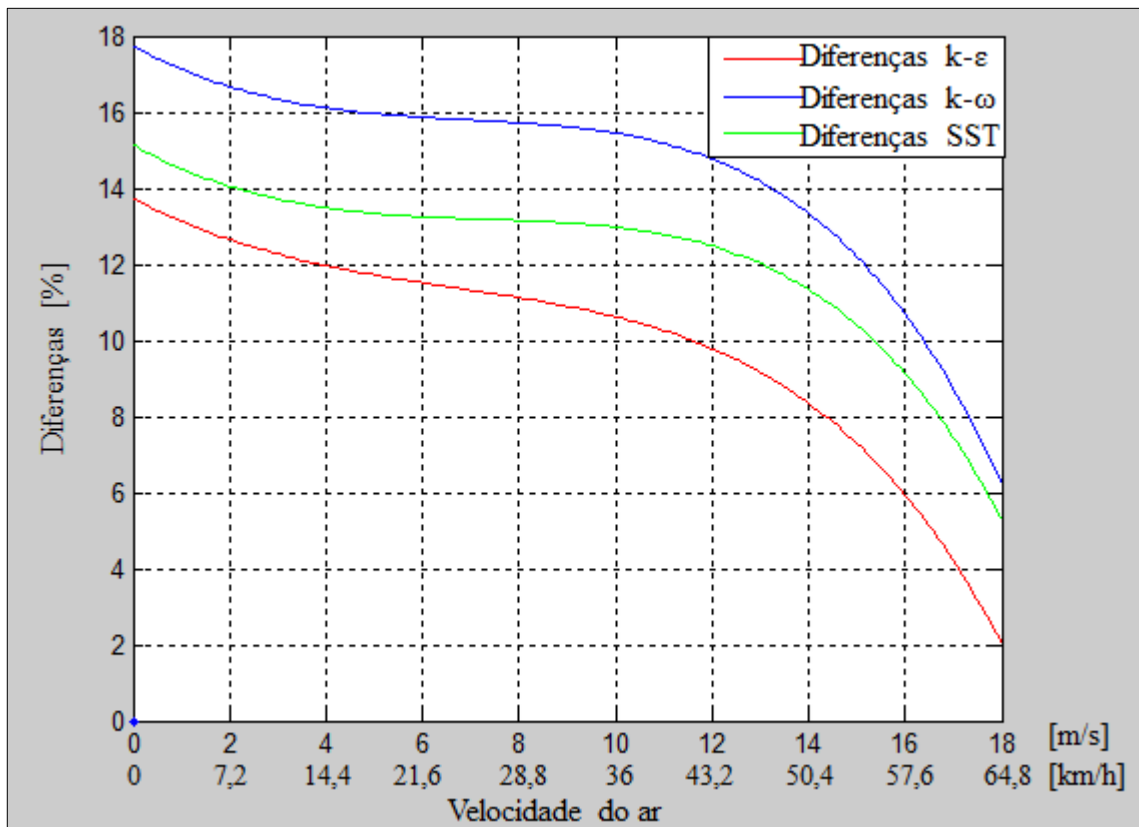
Fonte: o autor (2017)

Figura 41 – Diferenças numéricas para hélice APC 311 x 95 mm com motor OS 0.55AX



Fonte: o autor (2017)

Figura 42 – Diferenças numéricas para hélice APC 330 x 102 mm com motor OS 0.61FX

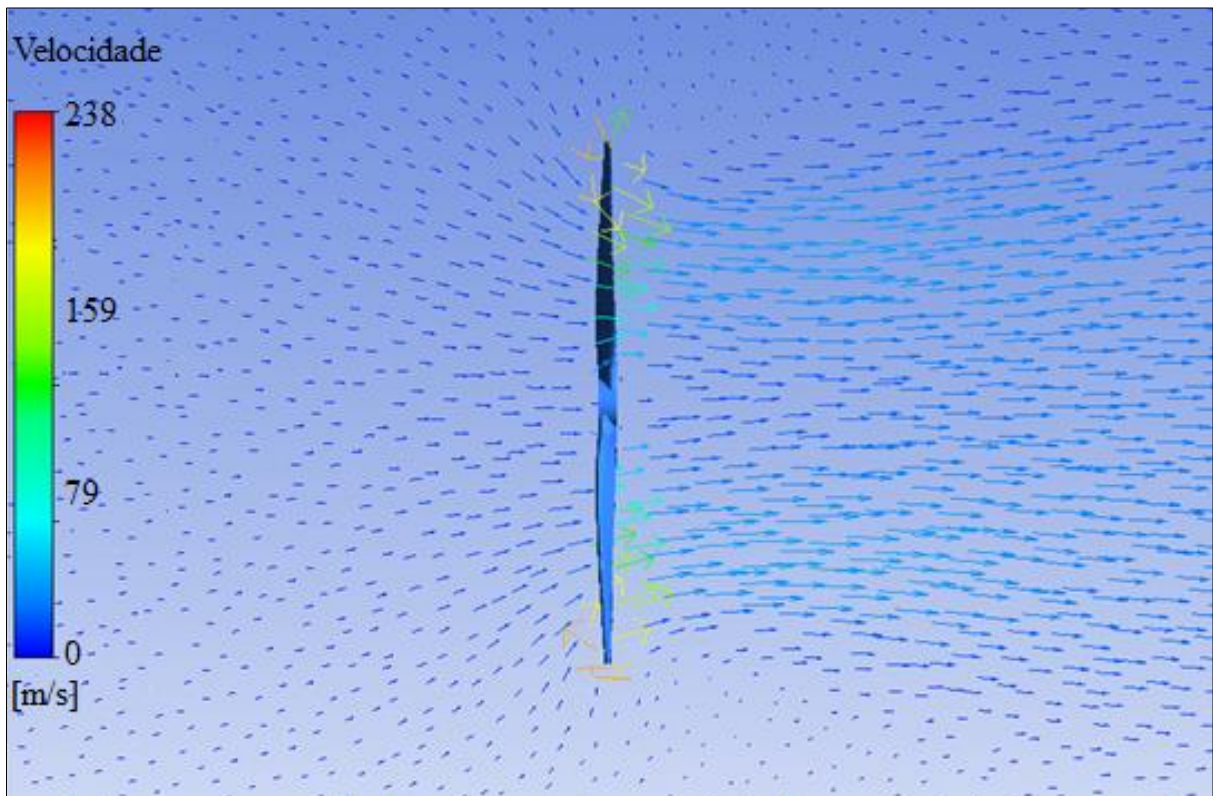


Fonte: o autor (2017)

As diferenças encontradas podem ser atribuídas às medições tridimensionais, realizadas sem o mecanismo de fixação mais adequado, não sendo possível mapear com tanta precisão os extremos das pás, e às simplificações nos modelos para garantir melhor qualidade da malha e redução do processamento computacional. Porém, de maneira geral, as diferenças encontradas foram considerados aceitáveis para estes primeiros ensaios.

Na Figura 43 é possível verificar os vetores da velocidade do ar passando pela hélice APC 311 x 95 mm (12,25" x 3,75") no domínio analisado. Pode ser observado que nas regiões mais próximas da pá, quando o fluxo é influenciado de forma mais efetiva pela sua presença, percebe-se que a velocidade do ar aumenta progressivamente do centro para a extremidade da pá. O que é coerente com a teoria estudada. Outra característica importante que pode ser verificada é o aumento da velocidade do fluxo logo após a hélice, reduzindo a medida que se afasta da mesma.

Figura 43 – Vetores de velocidade do fluxo ao atravessar a hélice para a rotação de 13050 rpm e velocidade de deslocamento de 6 m/s

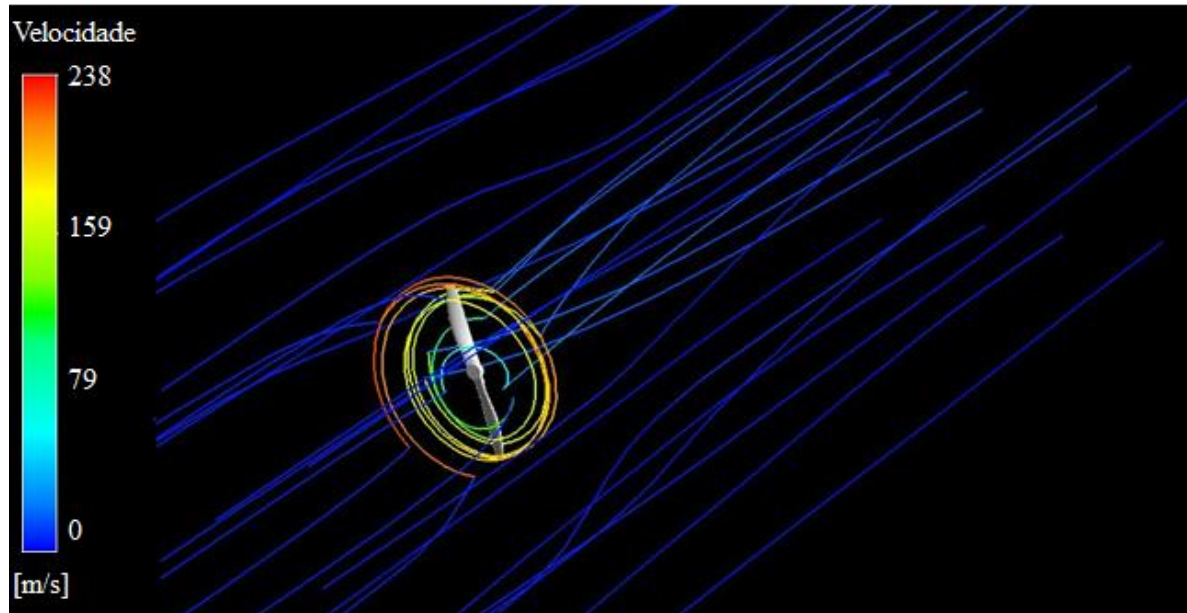


Fonte: o autor (2017)

As linhas de fluxo para a simulação envolvendo a hélice APC 311 x 95 mm (12,25" x 3,75") com uma velocidade de deslocamento de 6 m/s podem ser visualizadas na Figura 44. É possível verificar também a presença de um campo de vórtices junto às extremidades do disco

e, atrás dele a rotação do fluxo induzida pela hélice. Todas as análises demonstraram o mesmo comportamento qualitativo.

Figura 44 – Linhas de Fluxo



Fonte: o autor (2017)

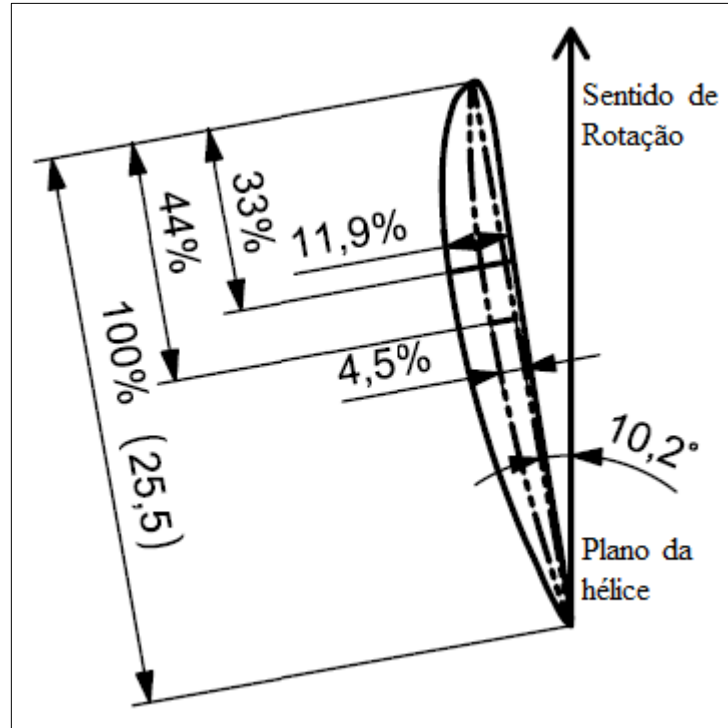
4.2 CARACTERIZAÇÃO DOS PERFIS

Para diversas seções das hélices analisadas, não foram encontrados perfis aerodinâmicos padronizados que os representasse de forma ideal, sendo escolhidos os que mais se aproximaram do objetivo. Essas diferenças podem existir pela existência de erros no processo de construção das hélices virtuais, mais precisamente no processo de mapeamento da superfície, ou ainda existirem pelo fato de os modelos reais não corresponderem a nenhuma dos 1636 perfis aerodinâmicos diferentes disponibilizados em Airfoil Tools (2017), se tratando de perfis modificados.

4.2.1 APC 311 x 95 mm (12,25" x 3,75")

Na Figura 43 está representado o perfil aerodinâmico nominal da hélice APC 311 x 95 mm (12,25" x 3,75"), localizado a 75% do comprimento da pá, a partir da raiz. Nela estão destacados os valores de espessura e arqueamento máximos e suas respectivas posições, corda, ângulo de passo, plano da hélice e o sentido de rotação.

Figura 45 – Perfil aerodinâmico a 75% do comprimento da hélice

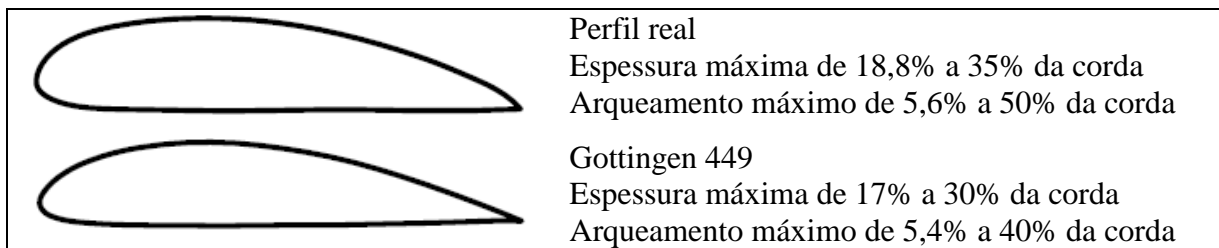


Fonte: o autor (2017)

Baseado nos valores de espessura e arqueamento máximos e suas respectivas posições, foram selecionados perfis aerodinâmicos padronizados, com auxílio da ferramenta Airfoil Tool (2017), que se assemelhassem as das seções a 30, 50, 75 e 90% da pá. Nas Figuras 46 a 49 são apresentados os perfis observados na hélice (parte superior) e os mais assemelhados (parte inferior), com os respectivos parâmetros geométricos, para cada uma das posições.

Observa-se que todos os perfis da pá são do tipo plano-convexo, mas sua forma varia. Alguns perfis encontrados nas seções aparentam terem sido modificados, não havendo um perfil aerodinâmico padronizado que seja idêntico ao da pá.

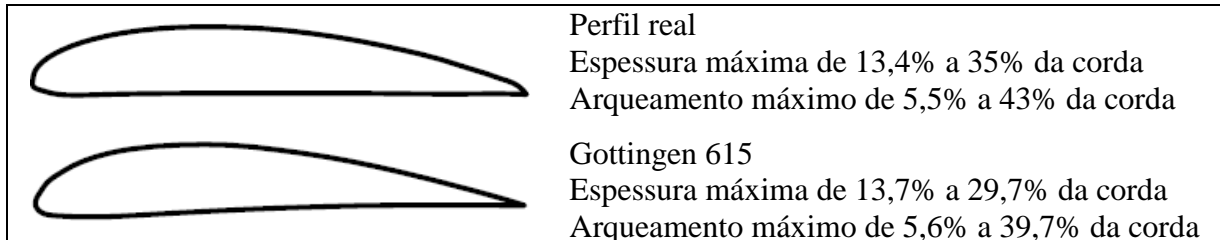
Figura 46 – APC 311 x 95 mm a 30% da pá e Gottingen 449



Fonte: o autor (2017)

Para a comparação dos perfis aerodinâmicos apresentado na Figura 46, percebe-se que o raio do bordo de ataque e o ângulo de saída são maiores no perfil real. Os valores de espessura e arqueamento máximo se assemelham, porém sua posição varia significativamente.

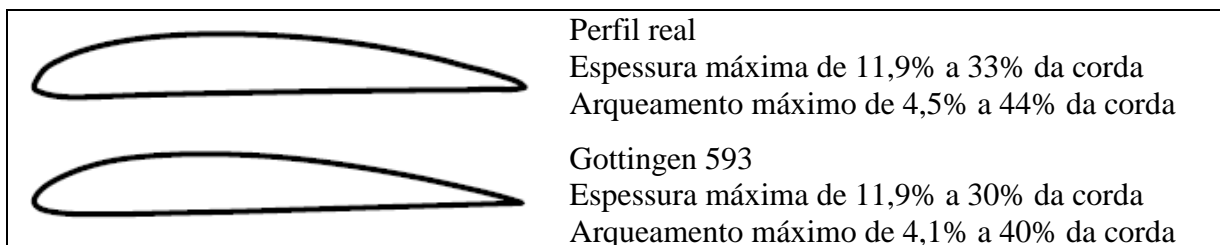
Figura 47 – APC 311 x 95 mm a 50% do comprimento e Gottingen 615



Fonte: o autor (2017)

Nos perfis da Figura 47, apesar dos valores máximos de espessura e arqueamento serem similares, as posições diferem consideravelmente. Os raios dos bordos de ataque possuem algumas divergências, porém nos 2/3 posteriores do perfil, percebe-se uma maior semelhança entres os dois perfis.

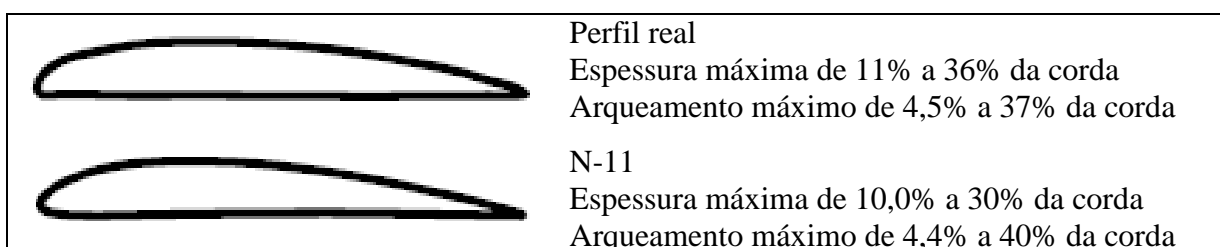
Figura 48 – APC 311 x 95 mm a 75% do comprimento e Gottingen 593



Fonte: o autor (2017)

Os valores de arqueamento e espessura máximos, juntamente com suas respectivas posições, ficaram muito próximos para os perfis analisados na Figura 48. Analisando os raios referentes ao bordo de ataque e o ângulo de saída, percebe-se que as diferenças apresentadas são mínimas, justificando a escolha deste perfil aerodinâmico padronizado.

Figura 49 – APC 311 x 95 mm a 90% do comprimento e N-11

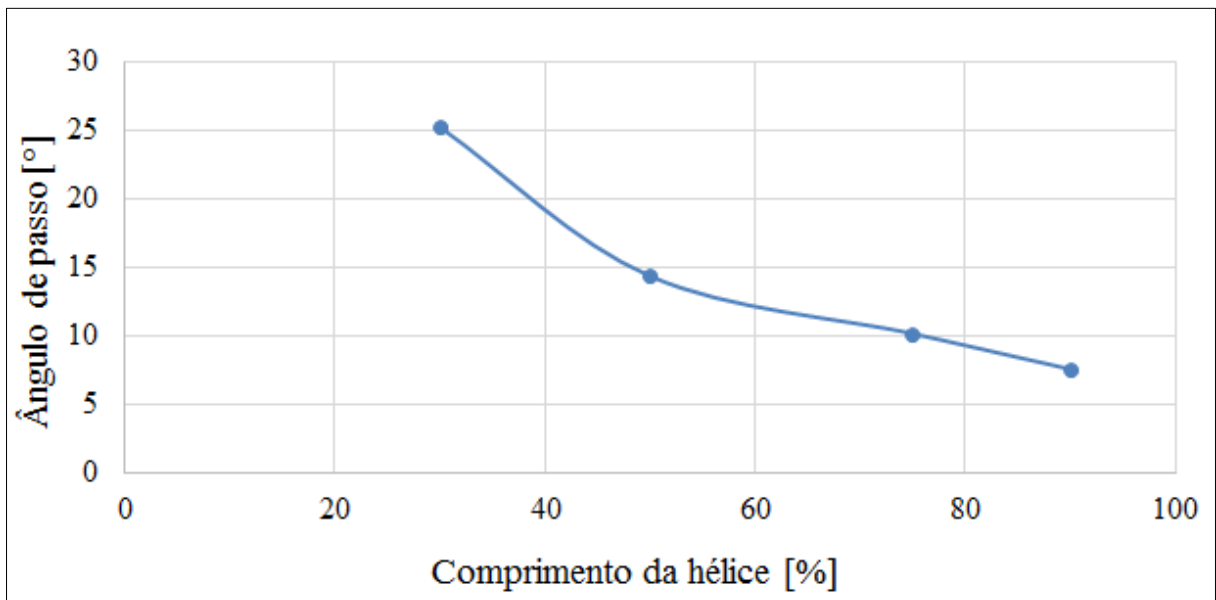


Fonte: o autor (2017)

Para a Figura 49, as diferenças principalmente na parte posterior são atribuídas a problemas de medição. Os valores de espessura e arqueamento máximo se assemelham consideravelmente, juntamente com a posição em que se encontram.

A torção ao longo da pá da hélice é mostrada na Figura 50. Percebe-se que nas regiões mais próximas da raiz, o ângulo de passo é maior e a sua variação é mais abrupta, reduzindo à medida que se aproxima do final. De acordo com Rodrigues (1964), essa característica faz com que a sustentação vá diminuindo ao longo da pá e nos extremos seja praticamente nula. No intervalo analisado, existe uma variação de $17,7^\circ$ no ângulo de passo.

Figura 50 – Variação do ângulo de passo em função do comprimento da hélice



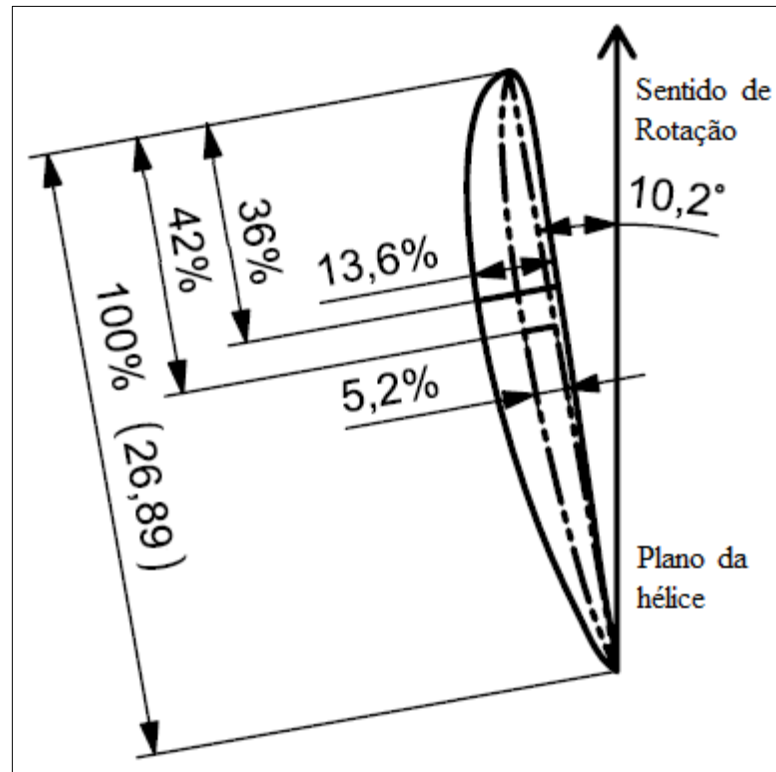
Fonte: o autor (2017)

Complementando este raciocínio e considerando que a espessura de um perfil está ligada diretamente ao seu C_l , sugere-se que a tração na região próxima ao cubo, e portanto de menor velocidade, tenha contribuição também de uma maior espessura e não apenas do maior ângulo de passo.

4.2.2 APC 330 x 102 mm W (13" x 4")

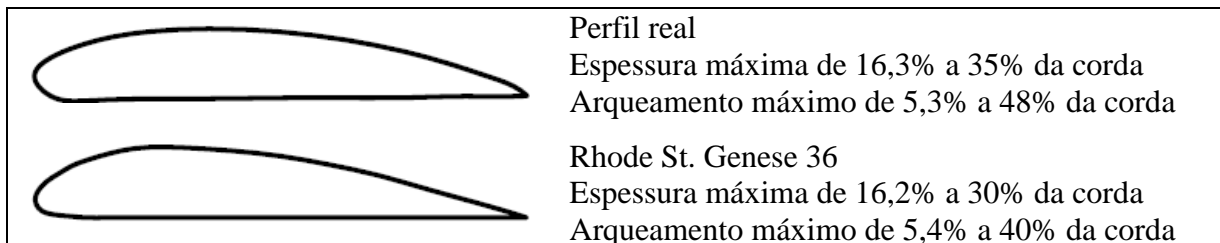
A seguir, as Figuras 51 a 55 apresentam análise semelhante a anterior para a hélice APC 330 x 102 mm W (13" x 4").

Figura 51 – Perfil aerodinâmico a 75% do comprimento da hélice



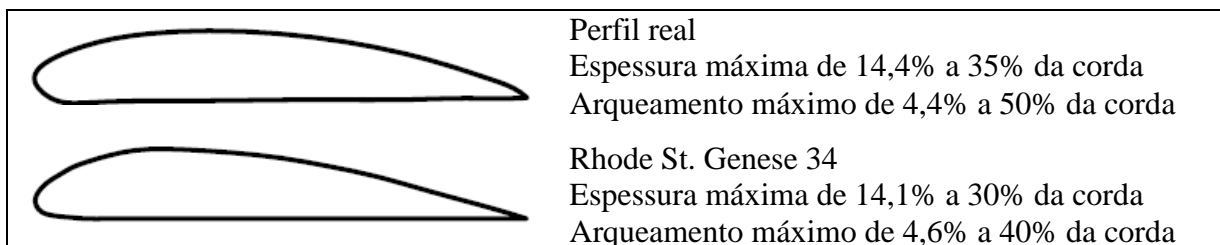
Fonte: o autor (2017)

Figura 52 – APC 330 x 102 mm a 30% do comprimento e Rhode St. Genese 36



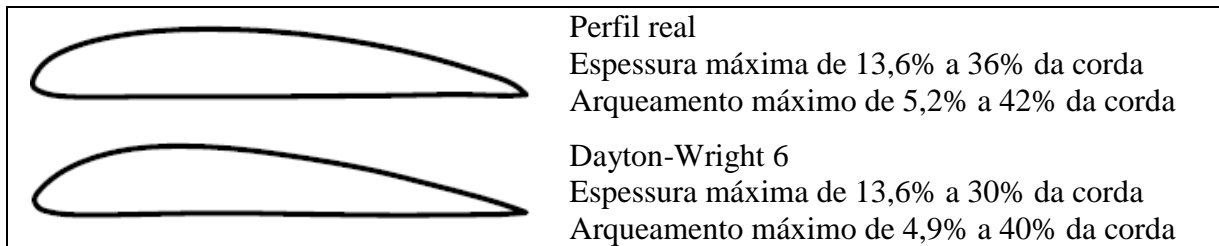
Fonte: o autor (2017)

Figura 53 – APC 330 x 102 mm a 50% do comprimento e Rhode St. Genese 34



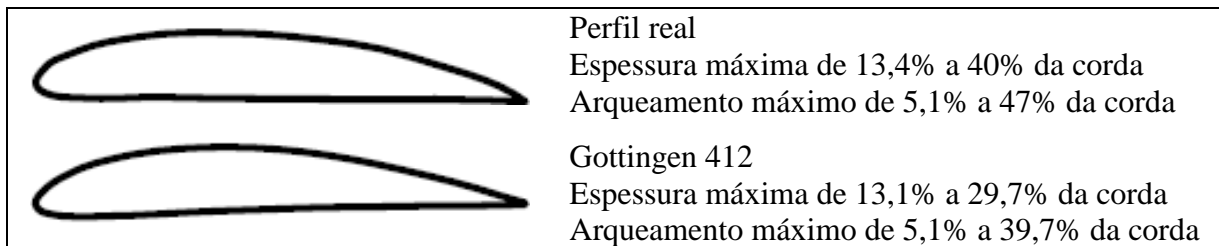
Fonte: o autor (2017)

Figura 54 – APC 330 x 102 mm a 75% do comprimento e Dayton-Wright 6



Fonte: o autor (2017)

Figura 55 – APC 330 x 102 mm a 90% do comprimento e Gottingen 412



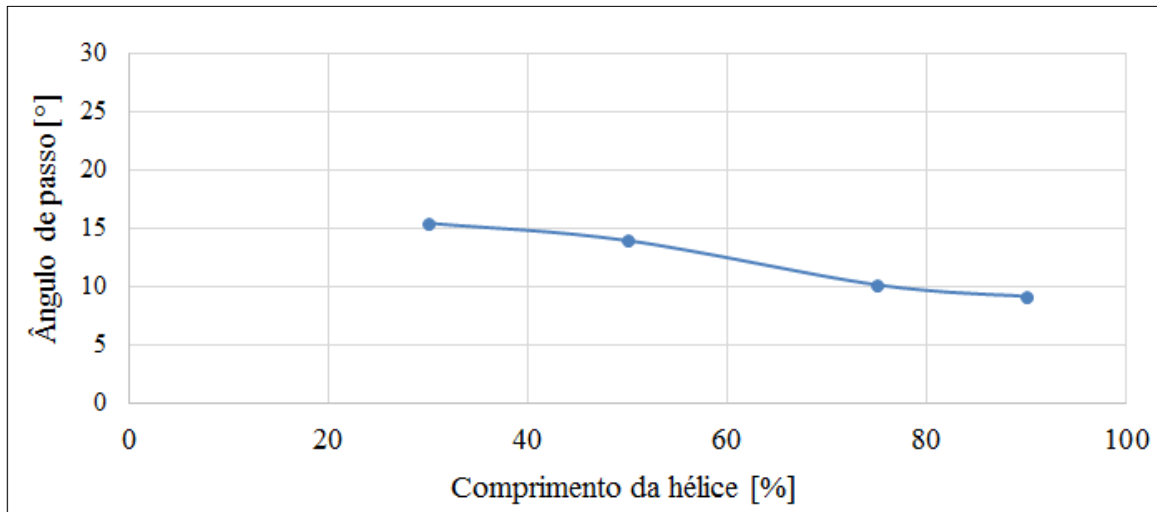
Fonte: o autor (2017)

É perceptível que os perfis aerodinâmicos da hélice APC 330 x 102 mm W se tratam de perfis plano-convexos, com variação de perfil ao longo da hélice. De forma similar ao encontrada da hélice APC 311 x 95 mm (12,25" x 3,75"), o tamanho percentual da corda vai decrescendo ao longo da hélice, possuindo seu valor máximo próximo a raiz.

Algumas diferenças são perceptíveis entre os perfis encontrados nas seções da pá e os padronizados, principalmente nas regiões referentes aos bordos de ataque. Como foi comentado anteriormente, alguns erros de medições podem ter contribuído para essas diferenças. As regiões posteriores dos perfis se assimilaram de forma satisfatória, principalmente nos últimos 2/3 do perfil.

Analisando a Figura 56, é possível verificar a variação do ângulo de passo em função do comprimento da hélice. Ao realizar a caracterização da torção da hélice, foi possível perceber que ela é menor que a encontrada na hélice APC 311 x 95 mm (12,25" x 3,75"), variando 6,3° o ângulo de passo para o mesmo comprimento de hélice analisado, além de possuir uma transição mais suave ao longo da hélice.

Figura 56 – Variação do ângulo de passo em função do comprimento da hélice

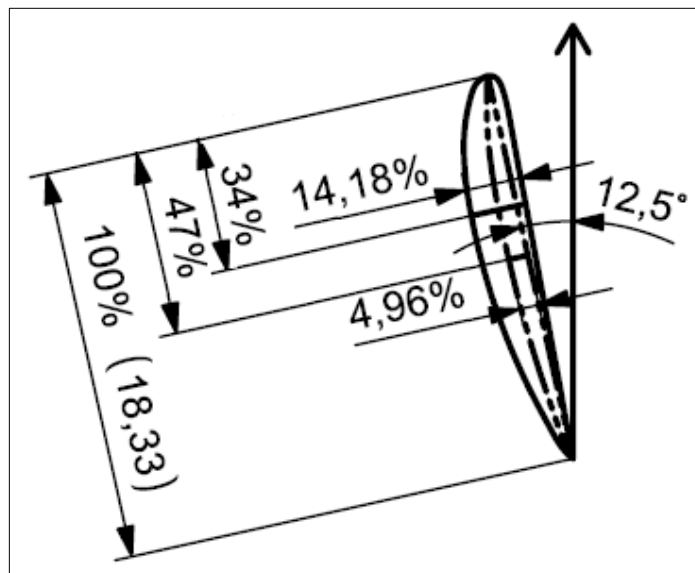


Fonte: o autor (2017)

4.2.3 APC 330 x 152 mm (13" x 6")

De forma análoga ao realizado nas duas hélices posteriores, foi caracterizado o perfil aerodinâmico nominal da hélice APC 330 x 152 mm (13" x 6"), como pode ser visualizado nas Figuras 57 a 61.

Figura 57 – Perfil aerodinâmico a 75% do comprimento da hélice

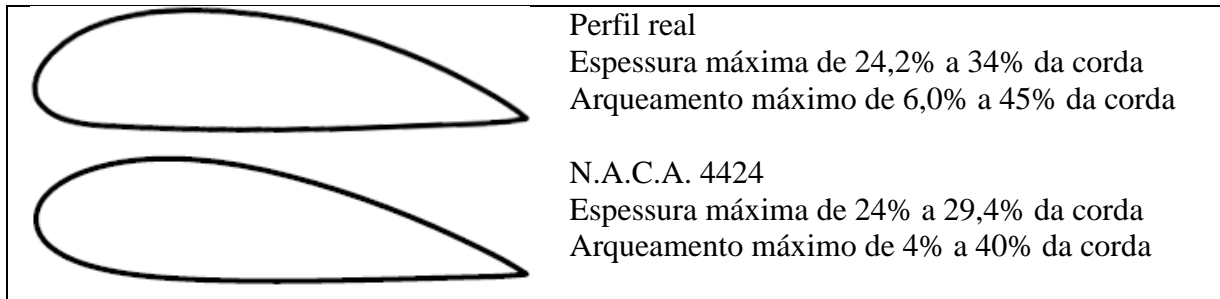


Fonte: o autor (2017)

Analisando a Figura 58, percebe-se que apesar dos perfis possuírem valores próximos para a espessura máxima, existem diferenças consideráveis no arqueamento máximo e sua

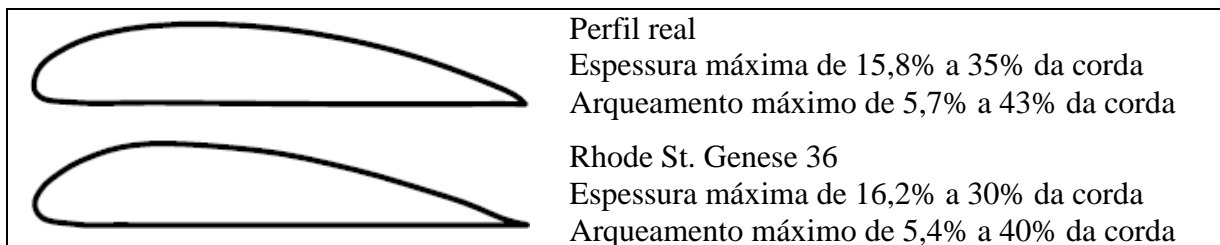
devida posição. O perfil real aparenta ter sido modificado, não existindo perfil equivalente na ferramenta Airfoil Tools (2016) que se assemelhasse mais que o perfil N.A.C.A. 4424.

Figura 58 – APC 330 x 152 mm a 30% do comprimento e N.A.C.A. 4424



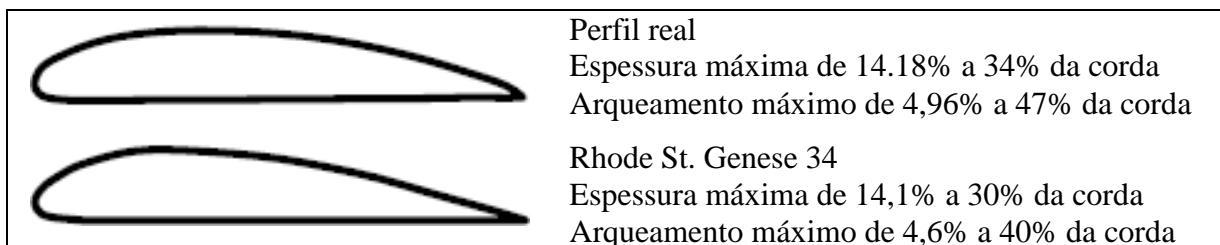
Fonte: o autor (2017)

Figura 59 – APC 330 x 152 mm a 50% do comprimento e Rhode St. Genese 36



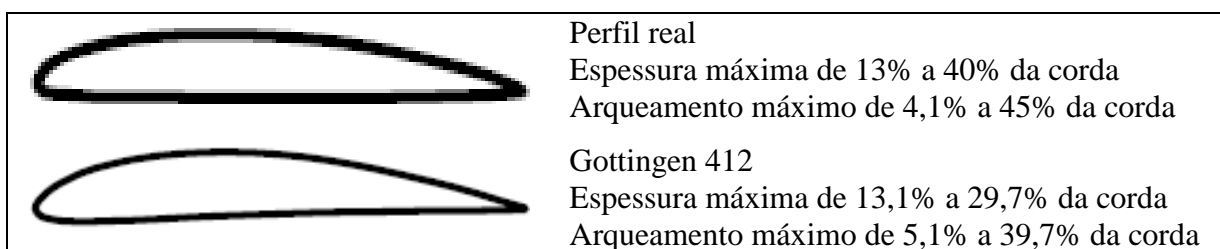
Fonte: o autor (2017)

Figura 60 – APC 330 x 152 mm a 75% do comprimento e Rhode St. Genese 34



Fonte: o autor (2017)

Figura 61 – APC 330 x 152 mm a 90% do comprimento e Gottingen 412



Fonte: o autor (2017)

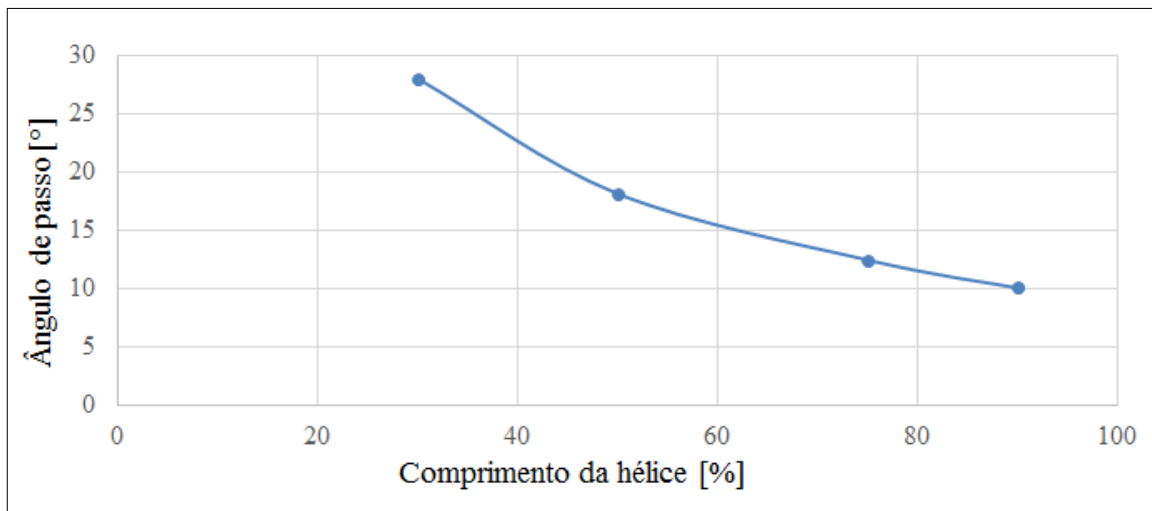
Os perfis reais apresentados nas Figuras 59 a 61 apresentam suas maiores diferenças em relação aos seus devidos perfis padronizados nas regiões próximas aos bordos de ataque.

Os ângulos de saída e as partes posteriores dos perfis se assemelham bem na comparação dos perfis reais com os padronizados.

De forma similar as duas hélices analisadas anteriormente, existe variação de perfil ao longo da hélice. Os valores percentuais para a espessura variam de forma mais abrupta que nas demais hélices, apresentando o mesmo comportamento característico de decrescer o valor percentual da espessura ao longo do comprimento da pá. Nesta hélice os valores percentuais de arqueamento também reduzem conforme se aproximam da extremidade da pá.

Na Figura 62 é possível verificar a variação do ângulo de passo em função do comprimento da hélice, caracterizando a torção da pá. A hélice em análise possui um elevado grau de torção, havendo uma variação de 18° no ângulo de passo no intervalo analisado, apresentando uma torção superior às demais hélices analisadas. De maneira análoga ao que acontece nas outras hélices, há um decréscimo do ângulo de passo à medida que se aproxima da extremidade da pá.

Figura 62 – Variação do ângulo de passo em função do comprimento da hélice

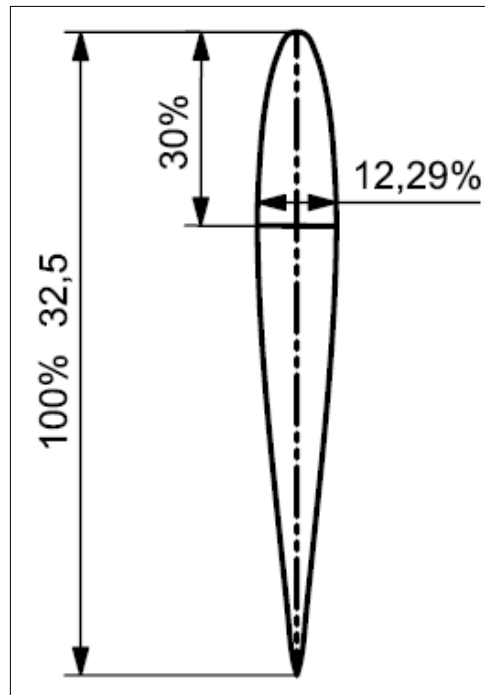


Fonte: o autor (2017)

4.2.4 ALIGN HQ 1060AT

A hélice ALIGN HQ 1060AT, cujo perfil aerodinâmico nominal é apresentado na Figura 63, trata-se de um perfil biconvexo simétrico, e por consequência, não possui arqueamento. Possui uma corda de 32,5 mm, sua espessura equivale a 12,29% do comprimento total da corda e não possui variação do ângulo de passo, característico de uma pá sem torção.

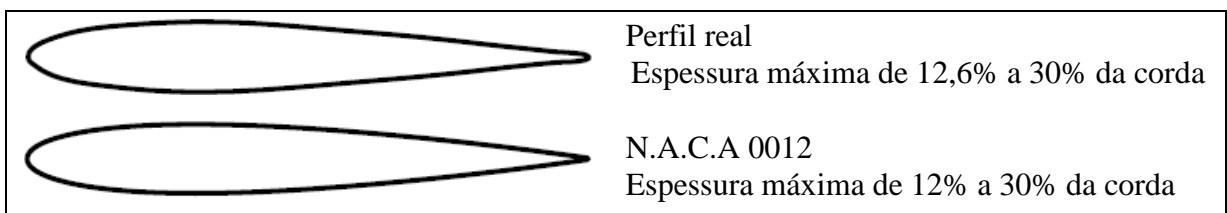
Figura 63 – Perfil aerodinâmico a 75% do comprimento da hélice



Fonte: o autor (2017)

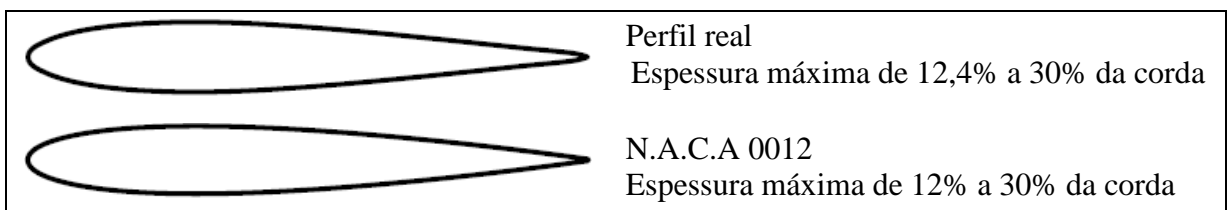
Nas figuras 64 a 67 estão apresentados os perfis aerodinâmicos encontrados nas seções a 30, 50, 75 e 90%, junto com seus perfis aerodinâmicos padronizados, respectivamente.

Figura 64 – ALIGN HQ 1060AT a 30% do comprimento e N.A.C.A. 0012



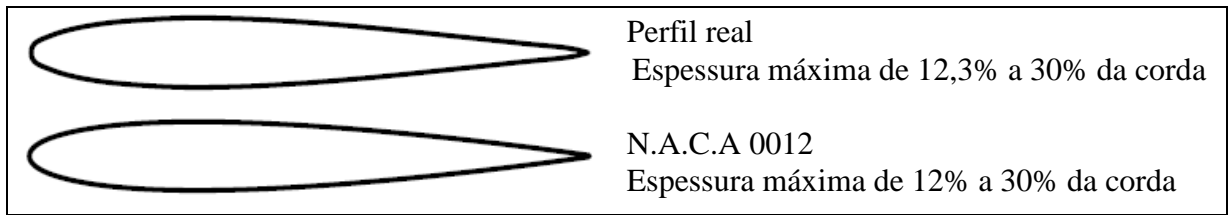
Fonte: o autor (2017)

Figura 65 – ALIGN HQ 1060AT a 50% do comprimento e N.A.C.A. 0012



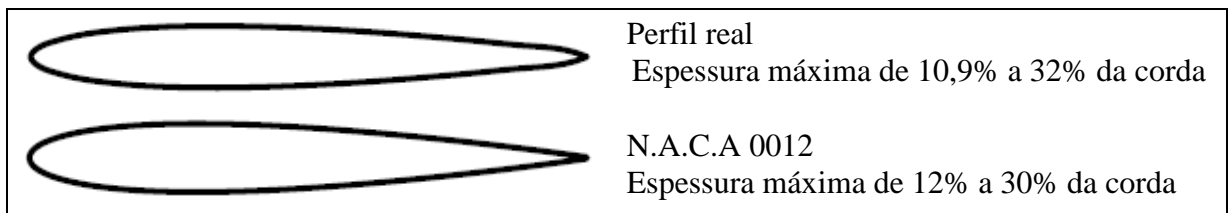
Fonte: o autor (2017)

Figura 66 – ALIGN HQ 1060AT a 75% do comprimento e N.A.C.A. 0012



Fonte: o autor (2017)

Figura 67 – ALIGN HQ 1060AT a 90% do comprimento e N.A.C.A. 0012



Fonte: o autor (2017)

As diferenças entre os perfis reais e padronizados para esta hélice foram menores que nas análises realizadas nas outras hélices. O aerofólio N.A.C.A. 0012 foi o que mais se assemelhou a todos os perfis reais desta pá.

Percebe-se que para todas as seções analisadas, os valores percentuais para espessura e arqueamento máximo variaram pouco ao longo dos perfis, juntamente com suas posições. Isto é um indicativo que ao contrário das demais hélices analisadas, a hélice ALIGN HQ 1060AT não apresenta uma variação de perfil.

5 CONCLUSÃO

Considerando o trabalho realizado conclui-se que tanto os objetivos gerais quanto os específicos foram alcançados.

A simulação fluidodinâmica computacional se demonstrou uma eficiente forma de comparar o desempenho de diferentes modelos de hélices. Da mesma forma que nos resultados experimentais, nas simulações numéricas a hélice APC 311 x 95 mm (12,25" x 3,75") obteve uma tração superior à APC 330 x 102 mm W (13" x 4").

O modelo de turbulência $k-\epsilon$ foi o que mais se aproximou dos resultados experimentais em todas as situações. Os modelos $k-\omega$ e SST também obtiveram resultados satisfatórios, sem apresentar diferenças superiores a 8% em relação aos obtidos utilizando o $k-\epsilon$.

A simulação representou de forma adequada a tração disponível na faixa de velocidade de voo da aeronave, com diferenças de até 10% na decolagem, decrescendo até menos de 3% na máxima velocidade, para o modelo de turbulência $k-\epsilon$.

Quanto à caracterização dos perfis aerodinâmicos, pode-se concluir que as três hélices da fabricante APC[®] Propellers apresentam perfis aerodinâmicos do tipo plano-convexos, havendo variação de perfil ao longo das pás. A hélice APC 330 x 152 mm (13" x 6") é a que possui maior torção de perfil, com uma variação de 18° no ângulo de passo do intervalo entre 30% e 90% do comprimento da pá, seguida pela hélice APC 311 x 95 mm (12,25" x 3,75") com 17,7° e APC 330 x 102 mm W (13" x 4") com 6,3°.

A hélice ALIGN HQ 1060AT foi a única que apresentou um perfil aerodinâmico com simetria, não apresentando torção e praticamente sem apresentar variação de perfil ao longo da pá, tendo suas seções muito similar ao perfil aerodinâmico padronizado N.A.C.A. 0012.

As diferenças entre as análises experimentais e as simulações numéricas podem ter origens de diversos fatores. Podem-se destacar desde erros no processo da medição tridimensional dos modelos, até simplificações que foram necessárias serem realizadas nas hélices virtuais para a geração das malhas com qualidade e sem utilizar tanto processamento computacional.

5.1 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

Realizar o mapeamento da geometria das hélices com o uso de uma tecnologia mais moderna, como por exemplo, o escaneamento virtual, com o intuito de reduzir os erros nesta etapa do projeto.

Utilizar um gerador de malhas mais eficiente que o ANSYS® Meshing 16, utilizado como padrão para o Fluent, a fim de poder representar mais detalhes das pás dos propulsores sem afetar tanto a qualidade da malha gerada.

A partir da caracterização de perfil desenvolvida neste trabalho, propor alterações geométricas nos perfis e simular estas alterações, com o objetivo de aumentar a eficiência e a tração gerada pelo propulsor.

BIBLIOGRAFIA

AEROSUL. **Relatório de desempenho**. Caxias do Sul, 2017.

AIRFOIL TOOLS. **Base de dados**. Disponível em: <<http://www.airfoiltools.com>>. Acesso em 05 out. 2017.

AKWA, J. V. et al. **Analysis and Computational Simulations of the Flow Through Stators Designed for Power Augmentation in Savonius Wind Turbines**. In: INTERNATIONAL CONGRESS OF MECHANICAL ENGINEERING (COBEM), 20, 2009, Gramado, Brazil. **Proceedings...** Gramado: ABCM, 2009. p. 5-10.

ALBUQUERQUE, H. J. **Reprojeto de um mecanismo variador de passo de hélice para um vant de asas fixas radiocontrolado**. 2016. 49 f. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação) - Universidade de Caxias do Sul, Centro de Ciências Exatas e da Tecnologia, Caxias do Sul, 2016.

ANDERSON Jr., J. D. **Introduction to Flight, Its Engineering and History**. 3.ed. New York: McGraw-Hill Book Company, 2012.

ANSYS. **Modeling Turbulent Flows: Introductory FLUENT Training**. 6. ed. Canonsburg, EUA, 2017. Disponível em: <<https://www.ansys.com/services/training-center/fluids/ansys-fluent-turbulence-modeling>> . Acesso em 05 out. 2017.

ANSYS. **Introduction to Ansys Fluent: Introductory FLUENT Training**. 6. ed. Canonsburg, EUA, 2016. Disponível em: <<http://www.ansys.com/services/training-center/fluids/introduction-to-ansys-fluent>>. Acesso em 11 out. 2017.

ARALDI, J. C. **Projeto de um variador de passo de hélice para um aeromodelo radiocontrolado**. 2013. 81 f. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação) - Universidade de Caxias do Sul, Centro de Ciências Exatas e da Tecnologia, Caxias do Sul, 2013.

ARAÚJO, F. N. **Modelagem da Turbulência Aplicada ao Escoamento sobre uma Placa Plana Inclinada**. Dissertação (Mestrado) - Instituto Militar de Engenharia, Rio de Janeiro, 2012.

BUSCARIOLO, F. F. **Estudo de diferentes tipos de solo em túnel de vento através de simulação numérica**. 2009. 125 f. Dissertação (Mestrado), Escola Politécnica da Universidade de São Paulo, São Paulo. 2007.

CARL ZEISS. **Catálogo Técnico Máquina de medição por Coordenadas GAGEMAX**. Oberkochen, 2012.

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

FOX, R. W.; MCDONALD, A. T.; PRITCHARD, P. J. **Introduction to Fluid Mechanics**. 8.ed. Danvers: John Wiley & Sons, 2011.

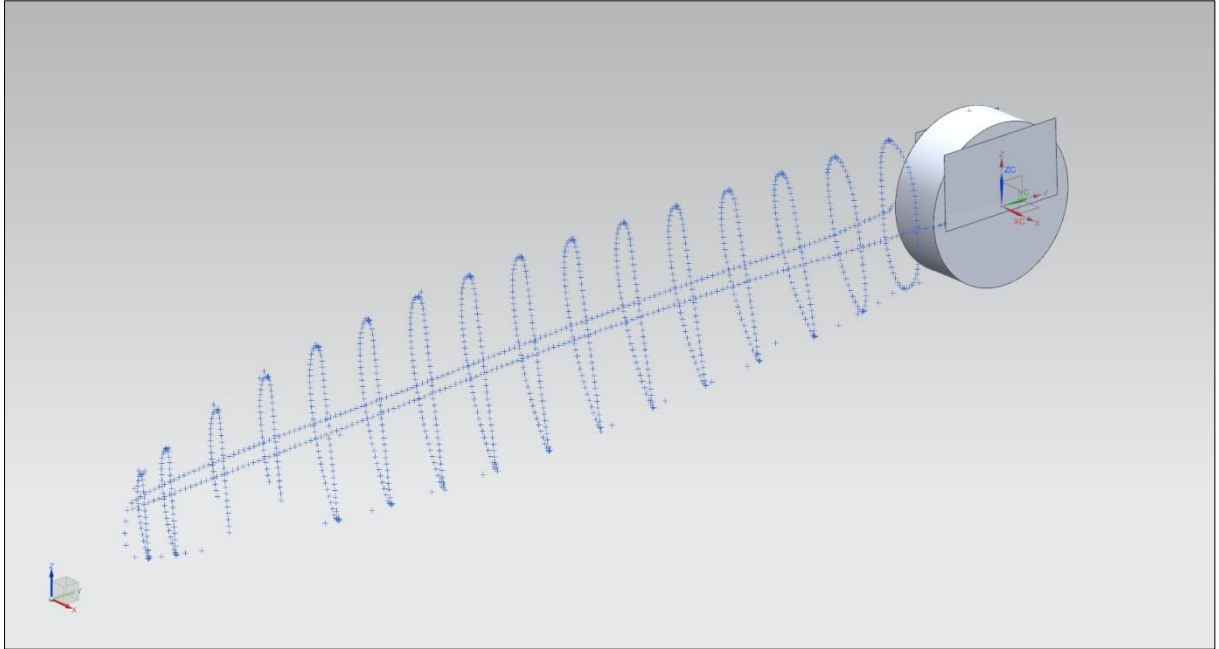
- FREITAS, L. B. **Projeto conceitual de uma hélice de passo variável para aeromodelo.** 2009. 61 f. Estágio Supervisionado (Graduação) - Universidade de Caxias do Sul, Centro de Ciências Exatas e da Tecnologia, Caxias do Sul, 2009.
- HIBBELER, R. C. **Mecânica dos fluidos.** 1.ed. São Paulo: Pearson, 2016.
- KORKISCHKO, I. **Investigação experimental e simulação numérica do escoamento aoredor de um modelo automobilístico: corpo de Ahmed,** TCC (graduação), Universidade de São Paulo, São Paulo, 2006.
- MOSENA, M. **Estudo para proposta de mecanismo de variação de passo da hélice para uma aeronave radiocontrolada.** 2011. 72 f. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação) - Universidade de Caxias do Sul, Centro de Ciências Exatas e da Tecnologia, Caxias do Sul, 2011.
- MOURA, N. R. **Simulação fluidodinâmica computacional de desempenho de um impelidor de um compressor centrífugo.** Dissertação (mestrado) – Universidade Federal do Rio de Janeiro, Rio de Janeiro, 2008.
- OLIVEIRA, R. L. **Reprojeto de um mecanismo variador de passo de hélice aplicado a uma aeronave da competição SAE Brasil Aerodesign.** 2015. 56 f. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação) - Universidade de Caxias do Sul, Centro de Ciências Exatas e da Tecnologia, Caxias do Sul, 2015.
- POTTER, M.; WIGGERT, D. **Mecânica dos fluidos.** São Paulo: Cengage Learning, 2004.
- RAYMER, D. P. **Aircraft design: a conceptual approach.** 2.ed. Washington: AIAA, 1992.
- RECH, G. M. **Análise aerodinâmica de um ônibus rodoviário em escala reduzida, utilizando simulação computacional e comparando com dados experimentais.** 2016. 82 f. Dissertação (Mestrado), Universidade de Caxias do Sul, Caxias do Sul, 2016.
- RHEE, S. H; JOSHI, S. Computational Validation for Flow around a Marine Propeller Using Unstructured Mesh Based Navier-Stokes Solver. **JSME International Journal**, Tokyo, series B, v. 48, n. 3, 2005.
- RODRIGUES, L. E. M. J. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica – Aplicações ao Projeto SAE-Aerodesign.** 1.ed. São Paulo: Cengage Learning, 2014.
- RODRIGUES, J. C. **Aeromodelismo Teórico e Prático.** 1.ed. Lisboa: C.A.L 1964.
- SCHATTSCHEIDER, E. S. **Modelagem Matemática de Controle Aerodinâmico de Turbinas Eólicas de Médio Porte.** 2007. 157 f. Dissertação (Mestrado), Fundação Universidade do Rio Grande, Rio Grande, 2007.
- TALAY, T.; CENTER, L. **Introduction to the aerodynamics of flight.** 1.ed. Washington: National Aeronautics and Space Administration, 1975.
- TORENBEEK, E.; WITTENBERG, H. **Flight Physics: Essentials of Aeronautical Disciplines and Technology, with Historical Notes.** 1.ed. New York: Springer, 2009.

VERSTEEG, H. K.; MALALASEKERA, W. **An introduction to computational fluid dynamics: The finite volume method.** Harlow: Longman Scientific & Technical, 1995.

WILCOX, D. C. **Turbulence Modeling for CFD.** 3.ed. California: DCW Industries, 2006.

APÊNDICE A – NUVENS DE PONTOS E GEOMETRIAS DE REFERÊNCIA

Figura A1 – Exemplo de nuvem de pontos e geometrias de referência



Fonte: o autor (2017)