



UNIVERSIDADE FEDERAL RURAL DO SEMI-ÁRIDO
PRÓ-REITORIA DE GRADUAÇÃO
CENTRO DAS ENGENHARIAS
ENGENHARIA MECÂNICA

ALBERT FRANKLIN DE MOURA DANTAS

**ANÁLISE COMPARATIVA ENTRE MODELOS DE TURBULÊNCIA UTILIZANDO
ANSYS-FLUENT PARA OBTENÇÃO DOS COEFICIENTES AERODINÂMICOS DO
PERFIL EPPLER 423**

MOSSORÓ-RN

2017

ALBERT FRANKLIN DE MOURA DANTAS

**ANÁLISE COMPARATIVA ENTRE MODELOS DE TURBULÊNCIA UTILIZANDO
ANSYS-FLUENT PARA OBTENÇÃO DOS COEFICIENTES AERODINÂMICOS DO
PERFIL EPPLER 423**

Monografia apresentada a Universidade Federal Rural do Semi-Árido UFERSA, Campus Mossoró, como requisito para obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecânica.

Orientador: Luís Morão Cabral Ferro.

Co-orientador: Diego de Lima Sousa.

Co-orientador^a: Ingrid Heloisa da Silva Alves.

MOSSORÓ-RN

2017

© Todos os direitos estão reservados a Universidade Federal Rural do Semi-Árido. O conteúdo desta obra é de inteira responsabilidade do (a) autor (a), sendo o mesmo, passível de sanções administrativas ou penais, caso sejam infringidas as leis que regulamentam a Propriedade Intelectual, respectivamente, Patentes: Lei nº 9.279/1996 e Direitos Autorais: Lei nº 9.610/1998. O conteúdo desta obra tomar-se-á de domínio público após a data de defesa e homologação da sua respectiva ata. A mesma poderá servir de base literária para novas pesquisas, desde que a obra e seu (a) respectivo (a) autor (a) sejam devidamente citados e mencionados os seus créditos bibliográficos.

D192a Dantas, Albert Franklin de Moura .
ANÁLISE COMPARATIVA ENTRE MODELOS DE
TURBULÊNCIA UTILIZANDO ANSYS-FLUENT PARA OBTENÇÃO
DOS COEFICIENTES AERODINÂMICOS DO PERFIL EPPLER
423 / Albert Franklin de Moura Dantas. - 2017.
67 f. : il.

Orientador: Dr. Luís Morão Cabral Ferro .
Coorientador: Ms. Diego de Lima Sousa .
Monografia (graduação) - Universidade Federal
Rural do Semi-árido, Curso de Engenharia
Mecânica, 2017.

1. Fluido Dinâmica Computacional (CFD). 2.
Modelos de Turbulência . 3. Perfil de Alta
Sustentação . 4. ANSYS-FLUENT . 5. Aerodinâmica .
I. Ferro , Dr. Luís Morão Cabral , orient. II.
Sousa , Ms. Diego de Lima , co-orient. III.
Título.

O serviço de Geração Automática de Ficha Catalográfica para Trabalhos de Conclusão de Curso (TCC's) foi desenvolvido pelo Instituto de Ciências Matemáticas e de Computação da Universidade de São Paulo (USP) e gentilmente cedido para o Sistema de Bibliotecas da Universidade Federal Rural do Semi-Árido (SISBI-UFERSA), sendo customizado pela Superintendência de Tecnologia da Informação e Comunicação (SUTIC) sob orientação dos bibliotecários da instituição para ser adaptado às necessidades dos alunos dos Cursos de Graduação e Programas de Pós-Graduação da Universidade.

ALBERT FRANKLIN DE MOURA DANTAS

**ANÁLISE COMPARATIVA ENTRE OS MODELOS DE TURBULÊNCIA
UTILIZANDO ANSYS-FLUENT PARA OBTENÇÃO DOS COEFICIENTES
AERODINÂMICOS DO PERFIL EPPLER 423**

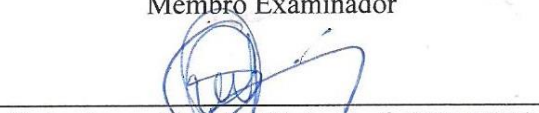
Monografia apresentada a Universidade
Federal Rural do Semi-Árido UFERSA,
Campus Mossoró, como requisito para
obtenção do título de Bacharel em
Engenharia Mecânica.

Defendida em: 22 / 05 / 2017.

BANCA EXAMINADORA


Luís Morão Cabral Ferro, Prof. Dr. (UFERSA)
Presidente


Ingrid Heloisa da Silva Alves, Prof.^a (UFERSA)
Membro Examinador


Gutemberg Ferreira Diniz, Prof. (UFERSA)
Membro Examinador

AGRADECIMENTOS

Primeiramente gostaria de agradecer aos meus pais, Francisco de Paiva Dantas e Francineide F. Moura Dantas, as minhas avós Jandira Dantas de Paiva e Teresinha Saraiva de Moura, por serem minha base, meus pilares, meus exemplos de ética, moral e principalmente minha maior motivação para chegar onde cheguei. Sou profundamente grato a vocês por estarem sempre presentes nos momentos difíceis, por sempre me darem forças e por todos os conselhos, incentivos e palavras de afago, motivação, amor e carinho. A vocês deixo aqui minha gratidão eterna por sempre acreditarem na minha capacidade e ressalto ainda que palavras são poucas para agradecer por tudo que sempre fizeram e fazem por mim.

Quero agradecer também imensamente a essa grande pessoa que na minha caminhada árdua, sempre me deu apoio, principalmente em momentos difíceis, momentos esse, que outrora seriam motivo para desistir desse sonho que é a graduação, e mesmo em situações como essa, se fez um dos meus pilares e motivação, pela qual busquei força para chegar até este momento. Também agradeço fortemente pela grande contribuição realizada neste trabalho. E é a você Daniela dos Santos Melo meus mais sinceros agradecimentos, principalmente por nunca ter deixado de acreditar que era possível.

As minhas irmãs, Klicia de Moura Dantas e Anna Lívia Moura de Paiva Dantas, muito obrigado. Aos meus avós Manoel Felipe e Saturnino Moura (*in memoria*) Aos meus tios, Saturnino de Moura, Sandecio Moura, Francisca Telma, Rivanaldo Paiva, Felícia Paiva, Ruth Paiva, Miguel (*in memoria*), Aldeni de Paiva e Seu esposo Zé Américo, Elisabete Soares, Thallis Sousa, aos meus padrinhos Lazaro Dantas e Teresinha Cortez. Agradeço também a minha tia Marize Dantas por sempre mostrar preocupação com meus estudos e de forma direta e indireta ajudar a construir essa realização profissional. A todos vocês meus agradecimentos.

Também agradeço a Dinalva Pereira dos Santos e sua mãe Lindalva Pereira dos Santos, pois à essas duas mulheres me faltam palavras para agradecer, com certeza sem o apoio e a fé que tanto depositaram em mim, seria muito difícil estar realizando esse sonho, e dessa forma sou muito grato e espero poder retribuir todo esse amor, carinho e confiança a mim depositado. A vocês Dinalva e Lindalva, só tenho a agradecer.

Quero agradecer aos meus colegas de residência acadêmica, aos colegas da engenharia, aos meus amigos de Patu-RN que sempre acreditaram no meu potencial e a aos meus demais colegas que contribuíram direta ou indiretamente para que fosse possível chegar a essa fase da

minha graduação, deixo aqui meus sinceros agradecimentos. Quero agradecer a Paula Caminha por ter contribuído diretamente com esse trabalho, sempre prestativa em ajudar a resolver os problemas adversos. Ao meu grande amigo Luiz Wagner, por todas as dicas profissionais e pela grande contribuição neste trabalho. Agradeço também ao grande amigo Assis Junior pelas caronas e pelos conselhos profissionais, a todos vocês muito obrigado.

Quero agradecer ao colega e ex-orientador do projeto Calango Voador, Márcio Furukava, pela dedicação, disponibilidade, contribuições e incentivo no início da graduação. A todos os colegas que passaram pelo projeto Calango Voador, algo enriquecedor na minha formação, em especial meus agradecimentos a Jefferson Campos vulgo GG, Joseane Azevedo, Jairo Luiz, João Porfírio, Bruna Ravana, Andrezza Coutinho e Eduardo Guerra.

Quero agradecer ao orientador deste trabalho, Luís Morão Ferro que disponibilizou tempo e dedicação para me orientar, pelas contribuições dadas para o engrandecimento deste trabalho, pelo incentivo, deixo aqui meus sinceros agradecimentos.

A todos os servidores da UFERSA Angicos que contribuíram direta e indiretamente, em especial Francisca Marrocos mais conhecida como cabelo, Branco, Leonardo, Marcos Arame pelas histórias de pescador que muitas vezes arrancavam gargalhadas mesmo nas piores horas e também a seu Dedé.

Aos professores que muito contribuíram para a minha formação acadêmica durante esses cinco anos de formação, só tenho agradecer.

A todos os meus familiares, amigos e demais pessoas que por algum descuido esqueci de citar, mas que de certa forma contribuíram e torceram por minha vitória, deixo aqui minha gratidão.

A todos vocês, meu muito obrigado!

“Há mais pessoas que desistem, do que pessoas
que fracassam”

Henry Ford.

RESUMO

A determinação dos coeficientes aerodinâmicos de perfis em regimes de baixo Reynolds, utilizando métodos computacionais vem ganhando grande espaço nas últimas décadas devido necessidade de reduzir tempo e custo com teste em túneis de vento. Assim, esse trabalho aborda um comparativo dos dados aerodinâmicos fornecido em testes experimentais do perfil Eppler 423 em relação aos dados obtidos por meio de uma análise fluidodinâmica, computacional. Dentre os estudos, é apresentado uma análise comparativa da eficiência dos métodos de turbulência em prever a separação da camada limite e respectivamente o estol para elevados ângulos de ataque. Para a obtenção dos dados propostos neste trabalho, utilizou-se o *software* ANSYS® com *solver Fluent*, na qual foi realizado um breve estudo de malha variando-se o número de nós até obter um valor constante para o cl , assim considerando como malha ideal para análise. O trabalho abordará os métodos dos volumes finitos, onde os três modelos em estudo, foram os Spalart-Allmaras, $k-\epsilon$ *Realizable* e SST $k-\omega$, selecionados a partir da sua eficácia em solucionar problemas de fluido dinâmica a baixo Reynolds. Os resultados revelaram que o modelo $k-\epsilon$ *Realizable* obteve resultados mais coerentes com os dados experimentais, porém necessitando de um tempo de análise até duas vezes maior que o modelo Spalart-Allmaras. Observou-se que Spalart-Allmaras, entre os modelos, foi único que apresentou o estal para o mesmo ângulo dos dados experimentais, e com menos iterações do que os outros dois modelos em estudo. Ao fim do trabalho é apresentado as considerações finais e sugestões para trabalhos futuros como forma de melhorar cada vez mais o estudo da fluidodinâmica computacional.

Palavras-chave: Fluido Dinâmica Computacional (CFD). Modelos de Turbulência. Perfil de alta sustentação. ANSYS®-FLUENT. Aerodinâmica.

ABSTRACT

The determination of the aerodynamic coefficients of profiles in low Reynolds regimes using computational methods has been gaining great space in the last decades due to the need to reduce time and cost with wind tunnel testing. Thus, this work addresses a comparison of the aerodynamic data provided in experimental tests of the Eppler 423 profile in relation to the data obtained through a computational fluid dynamics analysis. Among the studies, a comparative analysis of the efficiency of the turbulence methods is presented in predicting the separation of the boundary layer and, respectively, the stall at high angles of attack. To obtain the data proposed in this work, the ANSYS® software with FLUENT solver was used, in which a brief mesh study was performed, varying the number of nodes until a constant value was obtained for the c_l , thus considering as ideal mesh for analysis. The work will address finite volume methods, where the three models under study were the Spalart-Allmaras, k- ϵ Realizable and SST k- ω , selected from their effectiveness in solving low dynamic Reynolds fluid problems. The results showed that the k- ϵ Realizable model obtained results that were more consistent with the experimental data, but requiring an analysis time up to two times higher than the Spalart-Allmaras model. It was observed that Spalart-Allmaras, among the models, was unique that presented the stall at the same angle of the experimental data, and with less iterations than the other two models under study. At the end of the paper, the final considerations and suggestions for future work are presented as a way to improve the study of computational fluid dynamics.

Keywords: Dynamic Computational Fluid (CFD). Turbulence Models. High lift profile. ANSYS®-FLUENT. Aerodynamics.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1: Geometria de um Perfil.....	22
Figura 2: EPPLER 423: Espessura 0.1252, Raio do bordo ataque 0.0333, Camber 0.0548. .	23
Figura 3: Representação da componente de pressão e da componente tangencial de esforço de cisalhamento sobre uma superfície aerodinâmica	25
Figura 4: Resultante das forças aerodinâmica e momento no perfil.....	25
Figura 5: Representação do efeito do escoamento do ar em alguns tipos de superfícies	28
Figura 6: Influência da circulação no deslocamento do ponto de estagnação traseira	30
Figura 7: Aceleração Tangencial do Elemento Fluido	31
Figura 8: Variação da espessura da camada limite ao longo da distância	32
Figura 9: Comparação das espessuras da camada limite	33
Figura 10: Transição da camada limite em um perfil aerodinâmico.	34
Figura 11: Perca de sustentação devido a inclinação da asa.....	35
Figura 12: Análise do desprendimento da camada limite em um perfil aerodinâmico	35
Figura 13: A Tarefa do Método numérico.....	43
Figura 14: Etapas para realização de uma análise computacional.....	51
Figura 15: Criação da geometria do perfil.....	53
Figura 16: Dimensões da geometria do domínio computacional	53
Figura 17: Detalhamento da malha estruturada próxima a superfície do perfil E423.....	54
Figura 18: Malha do domínio computacional com 254262 nós para ângulo de ataque =0°	55
Figura 19: Detalhamento das regiões de fronteira do domínio fluido.....	56
Figura 20: Ilustração da separação da camada limite obtidas pelos três modelos de turbulência.	58
Figura 21: Ilustração da turbulência no perfil com a ocorrência do estol para um ângulo de 12,79°, modelo Spalart-Allmaras.	59
Figura 22: Ilustração da turbulência no perfil com a ocorrência do estol para um ângulo de 14,12°, modelo k-ε Realizable.....	59

LISTA DE GRÁFICOS

Gráfico 1: Estudo da influência do número de nós no valor do cl	54
Gráfico 2: Comparativo entre os métodos computacionais e valores experimentais.....	57
Gráfico 3: Comparativo entre o valor experimental do cd em relação aos modelos analisados.	61
Gráfico 4: Comparação da polar de arrasto entre dados experimentais e os modelos estudados.	62

LISTA DE TABELAS

Tabela 1: Parâmetros de entrada para determinação do número de Reynolds.	52
Tabela 2: Condições de contorno aplicados ao domínio fluido.....	56
Tabela 3: Resultados de C_l x α , obtidos da simulação do perfil Eppler 423	60
Tabela 4: Resultados de C_d , obtidos da simulações do perfil Eppler 423.....	61

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

CFD	<i>Computational Fluid Dynamics</i> – Dinâmica dos Fluidos Computacional
CL	Camada Limite
MEF	Método dos Elementos Finitos
MDF	Método das Diferenças Finitas
MVF	Método dos Volumes Finitos
NACA	Comitê Consultivo Nacional para Aeronáutica
NASA	Agência Espacial Norte-Americana
RANS	<i>Reynolds Averaged Navier-Stokes</i>
RNG	<i>Renormalization Group</i>
SST	<i>Shear-Stress Transport</i>
VC	Volume de Controle

LISTA DE SÍMBOLOS

P = Pressão

V = Velocidade do escoamento ou velocidade da aeronave

$\bar{C}$ – Corda média aerodinâmica do perfil coeficiente de arrasto induzido

c_l – Coeficiente de sustentação do perfil

G – Aceleração gravitacional

M – Momento

C_d – Coeficiente de arrasto do perfil

F_L = Força de Sustentação

F_D – Força de arrasto

Vestol – Velocidade de estol.

Re – Número de Reynolds

C_{di} = Coeficiente de arrasto induzido do perfil

c_m = Coeficiente de momento do perfil

A = Área superficial do aerofólio

R = Raio de curvatura

S_W = Área molhada

X_{ac} = Posição do centro aerodinâmico

C_f = Coeficiente de atrito

q = Força dinâmica

S = Termo fonte total

$S_{coriolis}$ = Termo fonte de Coriolis

$S_{cetrifuga}$ = Termo fonte cetrifuga

G_k = Representa a geração de energia cinética de turbulência

G_b = Geração de energia cinética turbulenta

Y_M = Contribuição da dilatação flutuante em turbulência

α = Ângulo de ataque

v = Velocidade relativa do escoamento

μ = Viscosidade dinâmica do ar

ρ = Densidade do fluido

τ = Tensão de cisalhamento

Γ = Circulação de Kutta-Juokoski

Γ' = Coeficiente de difusão

$\bar{\mu}$ = Viscosidade Dinâmica

μ_t = Viscosidade Turbulenta

ϕ = Transporte médio de energia

ϕ' = Quantidade flutuante de energia.

σ_k e σ_ϵ = Números de Prandtl turbulentos.

SUMÁRIO

1.	INTRODUÇÃO.....	17
1.1.	Justificativa	18
1.2.	Objetivos do Trabalho.....	19
1.2.1.	Objetivo Geral.....	19
1.2.2.	Objetivos específicos	19
2.	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	20
2.1.	Aerodinâmica	20
2.2.	Perfis aerodinâmicos.....	21
2.3.	Geometria de um perfil	22
2.4.	Perfil Eppler	23
2.5.	Forças atuantes em torno de um aerofólio	24
2.5.1.	Força de Sustentação	24
2.5.2.	Força de arrasto.....	26
2.5.2.1.	Arrasto de Pressão ou Arrasto de Forma	28
2.5.2.2.	Arrasto de Perfil.....	28
2.5.3.	Circulação e sustentação pela fórmula de Kutta–Joukowski	29
2.5.4.	Pressão em Torno do Perfil.....	30
2.6.	Viscosidade e Camada Limite.....	32
2.6.1.	Transição da Camada Limite	33
2.6.2.	Separação da Camada Limite em Aerofólios.....	34
2.7.	Número de Reynolds.....	36
2.8.	Escoamentos compressível e incompressível	36
2.9.	Fluidodinâmica computacional	37
2.9.1.	Modelagem Matemática	38
2.9.1.1.	Conservação de massa	39
2.10.	Método dos volumes finitos.....	42
2.10.1.	Acoplamento Pressão/Velocidade	44
2.10.2.	Modelo Sparllat-Allmaras.....	45
2.10.3.	Modelo Realizable k- ϵ	47
2.10.4.	Modelo SST k- ω	48
3.	METODOLOGIA.....	51
3.1.	Criação da geometria.....	52
3.2.	Geração da malha computacional	53
3.3.	Especificação dos parâmetros de simulação	55

4.	RESULTADOS E DISCUSSÕES	57
5.	CONCLUSÃO	63

1. INTRODUÇÃO

Atualmente no desenvolvimento de novas aeronaves, é imprescindível uma análise profunda das diversas áreas que compõem um projeto aeronáutico, sendo as principais, aerodinâmica, aeroelasticidade, estabilidade e controle, desempenho e motor propulsor, entre outros subsistemas (DINIZ, 2013). Dentre as áreas citadas, o estudo específico da aerodinâmica é um dos principais fatores que influenciam para o grande avanço do setor. Entende-se por aerodinâmica como sendo o estudo dos fluidos gasosos relativos às suas propriedades e características, e as forças que exercem em corpos sólidos neles imersos (MIRANDA, 2013).

A partir do entendimento desse fenômeno é possível por meio de equacionamento matemático modelar de forma aproximada escoamentos sobre superfícies sólidas e assim obter resultados aproximados com os modelos reais. A partir desses modelos matemáticos é possível entender como perfis aerodinâmicos são utilizados na obtenção da forma geométrica da asa, e como essa gera a sustentação suficiente para erguer a carga requisitada no projeto.

Segundo Miranda (2013), “um perfil aerodinâmico é uma superfície projetada com a finalidade de gerar uma força a partir de uma reação aerodinâmica oriunda do escoamento do fluido ao seu redor”. O estudo desse componente é de suma importância dentro da aviação, assim como em outras aplicações como no projeto de geradores eólicos ou turbo máquinas. Segundo Diniz (2013, p.01), os estudos dos perfis aerodinâmicos “[...] iniciaram por volta do ano de 1800, e vem sendo até os dias atuais um dos maiores objetos de estudo, não somente no ramo da Aeronáutica, mas na Engenharia em geral.”. McCormick (1995), relata que muito desse trabalho foi desenvolvido pelo Comitê Consultivo Nacional para Aeronáutica (NACA), que antecedeu a atual Agência Espacial Norte-Americana (NASA).

A análise e seleção de perfis para um projeto dependem de características intrínsecas a estes, propriedades essas que estão associadas a cada tipo de geometria nas quais determinam sua capacidade de geração de força de sustentação com menor penalidade de arrasto, momento de rotação causado pelas forças aerodinâmicas e a determinação do ângulo na qual o perfil não irá mais gerar sustentação (ângulo de estol). Segundo Diniz (2013) outro fator importante dentro do desenvolvimento ou de escolha de novos perfis, é a eficiência dos mesmos. A eficiência é a razão entre a força de sustentação e a força de arrasto aerodinâmico, e essa razão quanto maior, menor será o consumo de combustível em um voo.

A fim de mensurar as forças envolvidas na dinâmica dos fluidos, se faz imprescindível a utilização de modelos matemáticos atrelados a computadores, na busca pela resolução dos

problemas que o presente trabalho se propõem. Dessa forma, com o grande avanço tecnológico, proporcionando um significativo surgimento de novos processadores cada vez com maior velocidade de processamento, é possível modelar problemas cada vez mais complexos. Porém para realização deste trabalho, procura-se o mínimo de exigência dos computadores, devido a limitações computacionais disponíveis. Dessa maneira o trabalho abordará três métodos distintos, sendo eles Sparllat-Almaras, $k-\epsilon$ *Realizable* e SST- $k-\omega$, todos disponíveis no pacote comercial ANSYS® - FLUENT. A par dos dados fornecidos na simulação, serão discutidos os resultados obtidos para os coeficientes de sustentação e arrasto do perfil Eppler 423, assim como sua polar de arrasto.

1.1. Justificativa

É notória a evolução das aeronaves ao longo do tempo, em questões de economia de combustível, redução de poluentes, autonomia e também custo final do projeto. Grande parte dessas melhorias estão associados ao avanço das simulações computacionais que permitiram aos engenheiros reduzir custos com túneis de vento e tempo de preparação de modelos. Logo a simulação computacional se faz de extrema importância no desenvolvimento de um projeto e, principalmente na indústria aeronáutica.

O estudo dessas superfícies aerodinâmicas utilizando simulação numérica, a exemplo do CFD (*Computational Fluid Dynamics*), se tornou de grande importância no projeto aeronáutico, principalmente na fase do desenvolvimento dos elementos geradores de sustentação (asa). O método CFD proporciona a indústria aeronáutica uma alternativa ao uso de túneis de vento para a simulação de escoamento externo como foi comentado, logo havendo uma redução de custos no desenvolvimento de novos projetos. Os métodos numéricos podem reduzir sensivelmente o tempo de desenvolvimento de um produto, podendo levar a aproximações de condições reais, com boa confiabilidade. Entretanto é de extrema importância a escolha adequada do método numérico para a solução do problema, pois o mesmo pode afetar diretamente a precisão da aproximação e inviabilizar o uso da ferramenta. A escolha influencia na complexidade de desenvolver o método de solução, acarretando em um tempo maior de projeto, necessidade de maior capacidade computacional assim como aumento dos custos finais.

1.2. Objetivos do Trabalho

1.2.1. Objetivo Geral

O objetivo do presente trabalho é traçar um comparativo entre os dados aerodinâmicos do perfil E423 obtidos em testes de túnel de vento para baixo número de Reynolds, com os valores obtidos por simulação computacional (CFD), utilizando-se de três métodos de turbulência, Sparllat-Almaras, $k-\varepsilon$ *Realizable* e SST- $k-\omega$, todos fornecidos no *software* ANSYS® inseridos no pacote FLUENT.

1.2.2. Objetivos específicos

- ✓ Analisar os fenômenos de transição da camada limite laminar para a região turbulenta, para os diferentes métodos de turbulência do pacote Ansys Fluent como, Sparllat-Almaras, *Realizable* $k-\varepsilon$, SST- $k-\omega$;
- ✓ Determinar a malha adequada que diminua os valores de resíduos, garantindo uma maior precisão dos dados
- ✓ Especificar o melhor método para a análise de um perfil aerodinâmico do tipo Eppler 423 com base na determinação dos coeficientes aerodinâmicos e da polar de arrasto.
- ✓ Realizar uma breve Avaliação do custo computacional dos métodos citados, com relação ao tempo de processamento da solução.

2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1. Aerodinâmica

O grande avanço em pesquisas voltadas a indústria aeronáutica e a concorrência de mercado, aliado a métodos computacionais cada vez mais precisos, exigiram do setor aeronáutico um posicionamento diferenciado com relação a outros setores industriais, sempre buscando maior excelência nos seus produtos assim como menor preço de mercado. Boa parte desse grande avanço se deu por conta do melhor entendimento da dinâmica dos fluidos ou simplesmente aerodinâmica. Anderson (1997), define aerodinâmica como sendo o ramo da dinâmica que trata do movimento de ar e outros fluidos gasosos e das forças que atuam sobre corpos em movimento em relação a tais fluidos.

No decorrer dos anos, com a necessidade de projetos mais eficientes e com a necessidade de se atingir velocidades cada vez maiores, resultando em efeitos que não podiam ser mais ignorados, exigiu-se então que o estudo aerodinâmico assim como qualificação dos engenheiros e pesquisadores da área tivessem uma maior relevância dentro do projeto como um todo, afim de entender os fenômenos envolvidos nos escoamentos sobre as superfícies aerodinâmicas.

Dentre os mais variados tipos de estudos sobre aerodinâmica de aeronaves, o aerofólio é um dos assuntos de maior relevância para os engenheiros. Para Raymer (1992), o aerofólio em diversos aspectos, é o coração das aeronaves, pois é a partir desse elemento que constituinte a asa que se obtém a força necessária para o voo. Este elemento é responsável por gerar as forças de sustentação e arrasto, assim como outras características importantes dentro do projeto. Os aerofólios aerodinâmicos são estudados por diversos ramos de pesquisa, sendo aplicado em diversos tipos de projetos, por exemplo pás de turbinas, pás de ventiladores em pás de turbinas eólicas, porém o foco deste trabalho será voltado em perfis utilizados na aviação.

No primeiro item a ser tratado na revisão bibliográfica deste trabalho será sobre princípios de aerodinâmica de perfis, que será dividido em subitens como: características de um perfil aerodinâmico, número de Reynolds, forças e momentos em perfis aerodinâmicos, perfis da família de alta sustentação. Em seguida serão abordados os métodos computacionais utilizados para modelar os aerofólios e obter os coeficientes aerodinâmicos.

2.2. Perfis aerodinâmicos

O perfil aerodinâmico tem uma longa história e envolve vários nomes que contribuíram para o desenvolvimento e aperfeiçoamento desse componente, visando torna-los cada vez mais eficiente. Segundo Miranda (2013), os termos mais comuns para especificar essas superfícies que geram a sustentação nas asas das aeronaves são aerofólios e perfis aerodinâmicos. O perfil aerodinâmico é uma das partes essenciais no desempenho de uma aeronave, pois esse dispositivo é o responsável por promover as forças necessárias para que o voo de um objeto mais pesado que o ar seja possível. Miranda (2013) define perfil aerodinâmico como sendo uma superfície projetada com a finalidade de se obter uma reação aerodinâmica a partir do escoamento do fluido ao seu redor.

O estudo desses componentes aerodinâmicos iniciou-se no século XX, a partir de observações de como o ar se comportava ao passar por corpos ditos como aerodinâmicos, assim abrindo caminho para teorias e formulações matemáticas que representassem os efeitos estudados em túnel de vento. Os primeiros perfis desenvolvidos eram superfícies que estavam longe de serem consideradas como perfis de alto desempenho, e só no começo da década de 1920, a NACA iniciou um grande projeto experimental, o qual tinha o principal intuito de desenvolver perfis com grande capacidade aerodinâmica e que facilitassem a construção das asas. Além disso, a NACA tinha como um dos objetivos, criar e classificar todas as famílias de aerofólios, e mostrar os efeitos associados para cada tipo de geometria específica (NASA, 2017).

Cada perfil recebeu uma nomenclatura e foi classificado e separado para melhor organização. A separação das geometrias se iniciou pela família de quatro dígitos, NACA 4412 e todo o desenvolvimento da NACA foi baseado na definição da geometria da distribuição de espessuras do perfil e da sua linha média (ROSA, 2006).

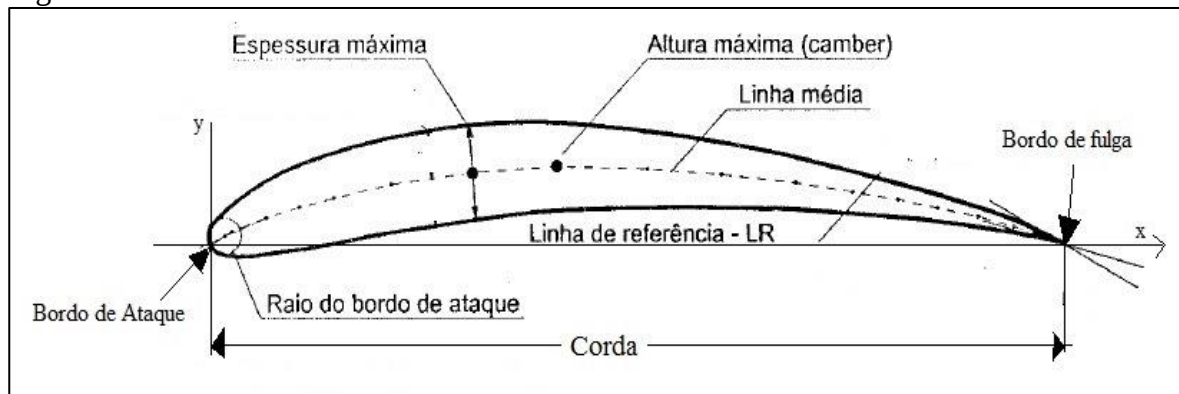
A partir da década de 70, com o grande avanço dos computadores, foi possível aumentar a velocidade das análises de perfis aerodinâmicos com geometrias de diversos formatos. Esse avanço permitiu mudanças, na qual as pesquisas começaram a seguir uma linha de procedimento chamada de método reverso. Segundo Rosa (2006) esse método utiliza uma distribuição de pressão para cada uma das duas superfícies, é a partir deste dado que a geometria do perfil pode ser criada. A partir desse método foi possível se chegar a uma grande quantidade de perfis com várias características e aplicações diferentes. O método revolucionou o progresso da criação de perfis sendo usado até hoje para o desenvolvimento de perfis aerodinâmicos de

alto desempenho. Algumas dessas famílias de perfis podem ser citadas, como por exemplo, *Drela, Eppler, Hepperle, Larrabbe, Liebeck, Lissaman, Selig, Wortmann* entre outras.

2.3. Geometria de um perfil .

Para realizar o estudo de perfis aerodinâmico é de essencial importância conhecer a sua geometria, por meios de seus parâmetros e características associadas. De acordo com Rosa (2006) a lista dos principais parâmetros de um perfil é mostrada na Figura 1.

Figura 1: Geometria de um Perfil.



Fonte: Adaptado de Rosa (2006).

- Espessura máxima: é a relação entre altura máxima e o comprimento da corda. Essa espessura é medida perpendicularmente à corda.
- Altura máxima (camber): é o ponto na qual a linha média tem a maior altura devido ao arqueamento da linha média.
- Linha média: é a linha de arqueamento médio do perfil, que representa o ponto médio entre os pontos que estão contidos entre a linha superior e a linha inferior do perfil.
- Corda: é o seguimento do comprimento do centro de referência até a outra extremidade, a qual é denominada bordo de fuga do perfil.
- Raio do bordo de ataque: é o raio no qual se determina a curvatura do bordo de ataque do perfil, e esse raio é medido em porcentagem da corda.

A geometria do perfil é função exclusivamente da corda, dessa maneira todos os seus parâmetros são função em porcentagem do comprimento da corda (c). Segundo Rosa (2006), normalmente considera-se corda unitária, com os pontos iniciando no bordo de fuga, seguindo pela superfície superior e retornando pela superfície inferior, desta forma percorrendo um sentido anti-horário.

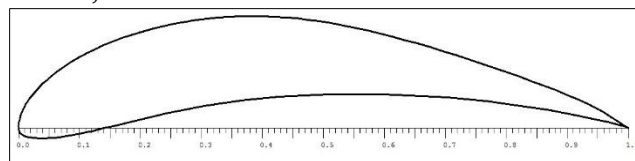
As famílias de perfis são classes que diferenciam os mais variados tipos, e assim agrupa de forma organizada cada um deles. Tais famílias iniciaram com a pesquisa sistematizada sobre diferentes geometrias, inicialmente de uma forma empírica e progressivamente adotando critérios mais científicos (ROSA, 2006).

O desenvolvimento contínuo de vários engenheiros, mostrou o caminho para as novas famílias de perfis de alto desempenho. De acordo com Rosa (2006), as primeiras classes de aerofólios desenvolvidos foram as das séries Göttingen e Clark, este último pode ser encontrado nas series K; V; W; X; Y ; Z ; Y; YH; YM15; YM18; YS. Esses são só alguns dos perfis mais usados até hoje em alguns projetos de asas de aeronaves de pequeno porte. A principal linha de pesquisa para o desenvolvimento de aerofólios de alto desempenho era realizada pela NACA, e assim os aerofólios tiveram sua família batizada com esse nome, segundo (DISOCOVERY BRASIL, 2016).

2.4. Perfil Eppler

Segundo Rosa (2006) estes perfis se destacam por gerar um coeficiente de sustentação elevado para valores de números de Reynolds baixos, alguns perfis podem chegar a valores de Cl_{max} da ordem de 2,2, considerado valor elevado para análise dos mesmos. Também são caracterizados por uma linha média com grande curvatura e o ponto de máximo deslocamento para frente, na qual têm intenção de gerar um pequeno momento. Porém, essa classe também apresenta a característica de coeficiente de arrasto consideravelmente alto, o que torna uma desvantagem para a utilização em diversas aplicações, principalmente nos casos que se trabalham com grandes velocidades. Segundo Selig (1996), outro fator relevante no estudo dessas superfícies, é o fato de produzirem uma separação elevada da camada limite próximo ao flanco do perfil, ocorrendo de forma prematura, antecipando a perda de sustentação estol, característica essa encontrada nessas configurações de perfil. O perfil com essa característica é ilustrado na Figura 2.

Figura 2: EPPLER 423: Espessura 0.1252, Raio do bordo ataque 0.0333, Camber 0.0548.



Fonte: Autoria própria (2017)

2.5. Forças atuantes em torno de um aerofólio.

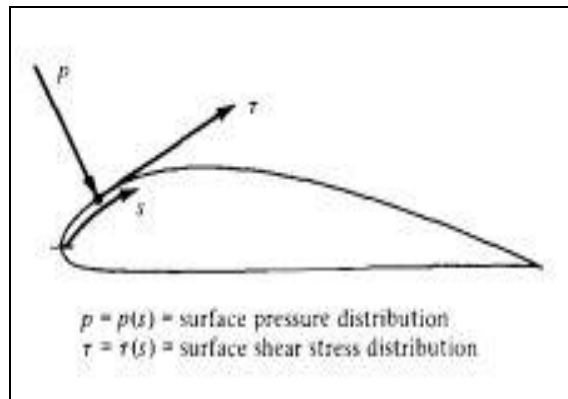
Para se chegar a escolha do perfil mais adequado para o projeto de uma asa, destinada a ser utilizada em um projeto aeronáutico, primeiramente é necessário conhecer todas as forças atuantes na dinâmica de voo, como os fenômenos associados ao escoamento externo em corpos rígidos. As forças atuantes geradas em um perfil são provenientes da reação que o ar gera ao entrar em contato com um corpo sólido em movimento. Essas reações são as responsáveis por gerar pressões em torno da superfície inferior e superior do perfil, e dessa forma podemos calcular a força de sustentação, arrasto e momento, sendo todas essas provenientes da pressão gerada em torno do perfil.

2.5.1. Força de Sustentação

Segundo Waltham (1998), a partir da aceleração radial do fluido e da adesão que o fluido tem com a superfície do corpo cria-se interações moleculares, inerentes aos escoamentos viscosos, que para Oliveira (2009) é conhecido como Efeito Coanda e resulta no aparecimento de duas componentes de força. Çengel (2007) completa que devido a esse efeito, origina-se uma força de pressão normal à superfície e uma força de cisalhamento paralelas à superfície ao longo da fronteira externa do corpo. Essa força que age normal à direção de escoamento, é a componente de sustentação White (2011).

Segundo Anderson (1997), inicialmente o estudo da sustentação pode parecer complexo, isso porque em geral, a o escoamento do ar em diversos componentes que compõem uma aeronave ou automóveis assim como outros veículos que experimentam as forças oriundas da dinâmica do fluido. O autor também afirma que a origem das forças aerodinâmicas e momento gerado, são unicamente oriundas de duas fontes básicas, sendo a primeira da distribuição de pressão sobre a superfície superior do corpo, no caso de aerofólio o (extradorso) e a segunda os esforços de cisalhamento na superfície do corpo. A representação dessas forças básicas descritas pelo autor é encontrada abaixo, sendo P a resultante da distribuição de pressão e τ a força de cisalhamento. A complexidade da geometria do corpo não é um fator predominante, as forças aerodinâmicas e momentos no corpo ocorrem devido exclusivamente as duas fontes básicas supracitadas (Figura 3).

Figura 3: Representação da componente de pressão e da componente tangencial de esforço de cisalhamento sobre uma superfície aerodinâmica

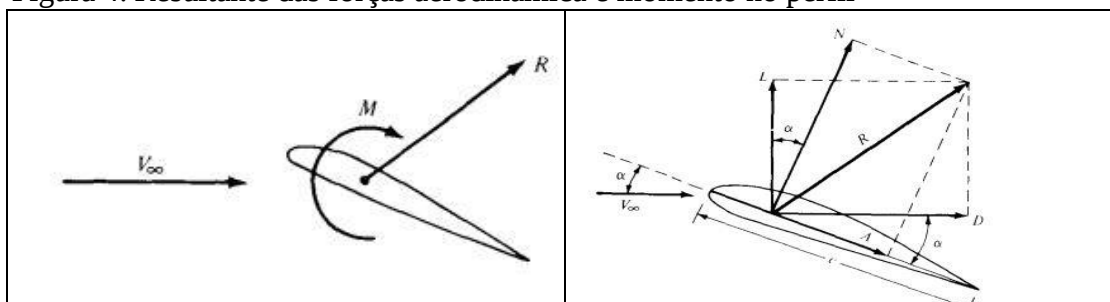


Fonte: Anderson (1997)

Dessa forma a pressão p e o esforço de cisalhamento τ segundo Anderson (1997), são tangenciais à superfície, na qual esforço de cisalhamento é devido à ação de tracionar a camada fluida paralela ao corpo que tem velocidade crescente a V_∞ , em relação a camada colada na superfície com velocidade nula, causando uma fricção entre o corpo e o ar.

Ainda segundo Anderson (1997) é necessário integrar a distribuição p e τ para se obter a força aerodinâmica R e o momento M no corpo, conforme esboçado na Figura 4. Assim podemos dividir a resultante em duas componentes supracitada por Çengel (2007), sendo ela L e D . Portanto, segundo Anderson (1997), define que V_∞ do fluxo livre é também chamado de velocidade de *freestream*.

Figura 4: Resultante das forças aerodinâmica e momento no perfil



Fonte: Anderson (1997)

Segundo Anderson (1997) e Çengel (2007) as forças de pressão e cisalhamento agindo sobre uma área infinitesimal dA na superfície são PdA e $T_w dA$, respectivamente. A força de sustentação agindo sobre dA no escoamento bidimensional é de acordo com a Equação 1:

$$dF_L = -PdA \sin \theta - \tau dA \cos \theta \quad (1)$$

Assim segundo Anderson (1997) e Çengel (2007), a força total e as forças de sustentação agindo sobre o corpo são determinadas integrando a equação 2 sobre toda a superfície do corpo, sendo F_L a força de sustentação.

$$F_L = \int_A dF_L = F_L = - \int_A (P \sen \theta + \tau_w \cos \theta) dA \quad (2)$$

Conforme Çengel (2007) essas são as equações usadas para estimar as forças livres de arrasto e sustentação sobre corpos quando o escoamento é simulado em um computador. Porém ao se fazer testes experimentais, o autor enfatiza que, a Equação 2 não é tão prática devido ao fato que a distribuição detalhada das forças de pressão e cisalhamento são difíceis de obter por medição, logo os métodos computacionais podem ser uma alternativa para resolução de problemas de mecânica dos fluidos, assim reduzindo o uso de testes em túnel de vento.

As forças sustentação depende da densidade ρ do fluido, da velocidade a montante V_∞ e do tamanho da corda, forma e orientação do corpo, entre outros parâmetros (ÇENGEL, 2007). Logo, pode-se usar uma forma mais geral para analisar superfícies com geometrias diferentes, pois segundo Anderson (1997) e Çengel (2007) é mais conveniente trabalhar com números adimensionais. Waltham (1998) e Çengel (2007) enfatizam que a partir da teoria dos perfis aerodinâmicos é possível se chegar ao coeficiente de sustentação c_l , representados pela Equação 3:

$$c_l = \frac{F_L}{\frac{1}{2}\rho V^2 A} \quad (3)$$

A obtenção desse coeficiente a partir de modelos matemáticos, *softwares* ou túneis vento, ajudam a prever o quanto de força será gerada em função da inclinação que o perfil realiza em relação a uma linha imaginária do vento relativo, assim chamado de ângulo de ataque (α). Segundo Ribeiro (2011), o coeficiente de sustentação c_l é adimensional e é função do modelo do perfil e do número de Reynolds e também do ângulo de ataque.

De acordo com Anderson (1997) outra forma conveniente de determinar a força em um perfil, é utilizar o conceito da circulação de Kutta-Joukowski, apresentada na secção 2.5.3.

2.5.2. Força de arrasto

A força de arrasto é gerada a partir dos mesmos efeitos que resultam a força de sustentação, porém a força de arrasto tem sua componente oposta a direção do deslocamento.

Segundo Houghton (2013), o arrasto é convencionalmente definido como a força que corresponde a taxa de diminuição da quantidade de movimento na direção do fluxo externo sem ser perturbado.

O arrasto é uma força indesejável que os projetistas tentam reduzir ao máximo, pois sua presença traz ineficiência ao projeto e assim sendo um dos parâmetros mais importantes a ser analisado na escolha do perfil, a diminuição do arrasto implica também em aumentar a autonomia, ou seja, menor quantidade de energia necessária para o deslocamento no meio fluido.

Para Miranda (2013), a análise de desempenho de um avião durante todas as fases de projeto, envolvem as análises de perfil até sua fase final, com o arrasto sendo a mais importante quantidade aerodinâmica a se estimar, porém sendo uma das tarefas mais difíceis.

Para a determinação do arrasto nos perfis podemos usar *softwares*, que simulem o escoamento do ar, assim como para a determinação do coeficiente de sustentação. Para Abbou (1959), é conveniente expressar as forças de arrasto em torno do perfil em termos de coeficientes adimensionais assim como realizado com força de sustentação na seção 2.5.1. A determinação do coeficiente de arrasto, pode ser quantificada por meio da Equação 4:

$$F_D = \int_A dF_D = F_D = \int_A (-P \cos \theta + \tau_w \sin \theta) dA \quad (4)$$

Da mesma maneira que, para realizar a obtenção do dF , é necessário modelar a força infinitesimal do arrasto na superfície do corpo de acordo com a Equação 5,

$$dF_D = -PdA \cos \theta + \tau dA \sin \theta \quad (5)$$

Na qual resolvendo-se a integral, tem-se então a força de arrasto total, por meio da Equação 6:

$$c_d = \frac{F_D}{\frac{1}{2}\rho V^2 C} \quad (6)$$

A Equação 7 expressa a força de arrasto como sendo:

$$F_D = \frac{1}{2}\rho V^2 C \cdot c_d \quad (7)$$

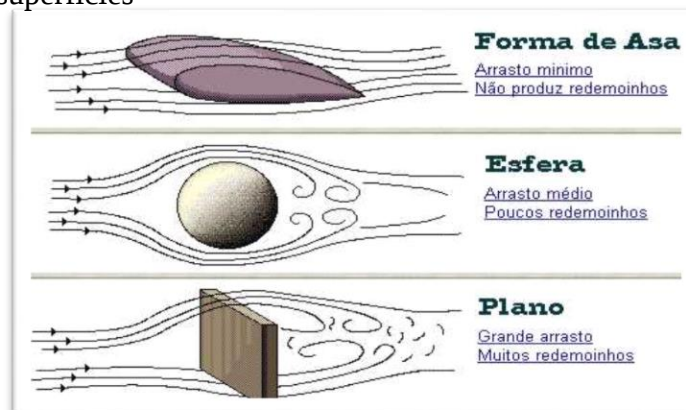
Onde: F_D representa a força de arrasto que o perfil gera devido ao atrito com o ar em movimento e ρ representa a densidade do ar, V é a Velocidade da aeronave, $\bar{C}$: é o comprimento da corda média do perfil e c_d o coeficiente de arrasto.

Conforme Miranda (2013), só existem exclusivamente dois tipos característicos de arrasto, o arrasto de pressão que incide devido ao desbalanceamento de pressão existente sobre a face exterior da aeronave e o arrasto de atrito que é proveniente das tensões de cisalhamento que atuam na superfície da aeronave.

2.5.2.1. Arrasto de Pressão ou Arrasto de Forma

Segundo Miranda (2013), o arrasto de pressão é provocado devido a uma diferença de pressão em função da separação do escoamento no perfil, proveniente do choque do ar com o bordo de ataque do perfil promovendo uma mudança brusca da direção das partículas de ar. Isto é observado quando um escoamento em superfícies não aerodinâmicas em que o ar passa ao longo de um objeto e em certo ponto afasta-se dele. Segundo Spindola (2003), este tipo de arrasto produz turbilhões de ar que subtraem energia do objeto e retardam seu movimento. A Figura 5 ilustra o exemplo dos tipos de arrasto em função da geometria do corpo.

Figura 5: Representação do efeito do escoamento do ar em alguns tipos de superfícies



Fonte: Plantier¹ (2016)

2.5.2.2. Arrasto de Perfil

Segundo Miranda (2013), o arrasto de perfil é a soma de dois arrastos, sendo o arrasto de atrito com o arrasto de pressão. Segundo Spindola (2003), o arrasto de atrito é considerado o arrasto proveniente do deslizamento de uma camada de fluido sobre a outra camada, resultando no movimento das moléculas de ar da camada limite que tem seu movimento em

¹ Disponível em: <<http://www.meioambiente.culturamix.com/natureza/arrasto-aerodinamico-caracteristicas-gerais>>. Acesso em: 15 jan. 2017.

vias regulares paralelas à superfície; ou vias irregulares. Dessa forma, o arrasto de perfil é usualmente utilizado quando se trata de um escoamento em duas dimensões, aplicando-se perfeitamente para análise de perfis aerodinâmico.

2.5.3. Circulação e sustentação pela fórmula de Kutta–Joukowski

Conforme Weltner *et al* (2002), a sustentação e a circulação estão relacionadas, como mostraram pela primeira vez Kutta e Joukowski no início do século XIX. Segundo Pope (1951) e Fox (1997) *apud* Kliwer (2012) a circulação, é relacionada com a vazão de um fluido circulando ao redor de um corpo, na qual a partícula fluida movimenta-se tangencialmente a superfície. O movimento das partículas gera uma modificação do campo de pressão e velocidades, resultando na obtenção das forças ao redor da geometria.

Sabe-se então que a circulação é essencial para mensurar a força de sustentação no perfil aerodinâmico. Conforme Anderson (1997) a sustentação em um perfil bidimensional pela teoria da circulação é determinada pela Equação 8:

$$F_L = F = \rho \cdot v \cdot \Gamma \quad (8)$$

Sendo F a força da sustentação, ρ a densidade do ar, v a velocidade relativa do escoamento e Γ a circulação, que a partir das deduções realizadas por Weltner *et al* (2002), resulta no termo da circulação em função da integral de linha da velocidade que percorre o caminho ds de uma superfície fechada, a circulação é então definida pela Equação 9:

$$\Gamma = \oint \vec{v} \cdot \overrightarrow{ds} \quad (9)$$

Segundo Weltner *et al* (2002), as equações de Euler possibilitam compreender que a circulação não depende do caminho de integração, tem-se então a Equação 10:

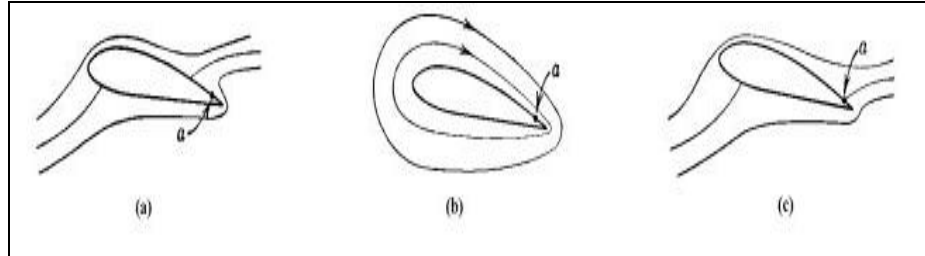
$$v = \frac{\Gamma}{2\pi \cdot R} \quad (10)$$

Percebe-se então que a velocidade é função do raio R , e dessa maneira nota-se que a velocidade é proporcional ao inverso da distância R ao centro da circulação tendo a direção perpendicular ao raio, (WELTNER *et al*, 2002). Ainda segundo os autores, é possível mostrar que todas as superposições de escoamentos potenciais com escoamentos circulares são soluções das equações de Euler.

A Figura 6.a, ilustra o ajuste que o modelo de Kutta-Joukowski realiza para que o ponto de estagnação no extradorso se desloque para o ponto a. Já na Figura 6.b, tem-se apenas a

aplicação dos métodos de circulação e na Figura 6.c, tem-se o ponto de separação da camada limite no ponto desejado pelo método.

Figura 6: Influência da circulação no deslocamento do ponto de estagnação traseira



Fonte: Kliewer (2012).

Dessa forma ao satisfazer todas as restrições, desenvolve-se o escoamento, sendo possível reproduzir as velocidades e consequentemente determinar as distribuições de pressão, a partir das quais calcula-se a sustentação (WELTNER *et al*, 2002).

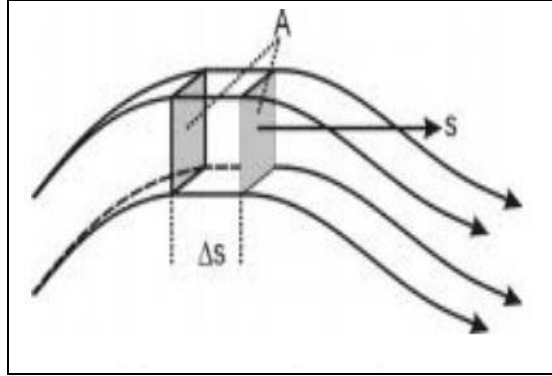
2.5.4. Pressão em Torno do Perfil

O estudo de como a distribuição de pressão de um perfil se comporta, possibilita aos engenheiros a análise prévia para a melhor compreensão do seu comportamento (RIBEIRO, 2011).

Conforme Anderson (1991), a pressão é resultado de uma força por unidade de área, onde se tem a força exercida sobre um ponto de um fluido ou de um ponto sobre uma superfície sólida, ou seja, a força exercida no infinitesimal de área, na qual pode variar de um ponto para outro. A partir desse entendimento, obtém-se variação de pressão entre as superfícies do perfil.

A diferença de pressão entre as superfícies de um perfil é resultado do aumento da velocidade no extradorso, Weltner *et al* (2002), explica que, a aceleração tangencial causa uma diferença de pressão na direção do movimento, na qual uma aceleração positiva indica que a pressão é maior na face posterior do que na anterior do elemento fluido. Dessa forma, resultando no aumento da velocidade na região de baixa pressão. Entende-se então, pelo que foi exposto, que a baixa pressão resulta no aumento de velocidade e não o contrário.

Figura 7: Aceleração Tangencial do Elemento Fluido



Fonte: Weltner (2002)

Matematicamente é possível demonstrar a relação entre pressão e velocidade, partindo-se da aplicação da segunda lei de Newton, dada pela Equação 11:

$$F = \Delta m \cdot a \quad (11)$$

Na qual sabe-se segundo a Equação 12

$$a = \frac{dv}{dt} \quad (12)$$

A força é orientada na direção s conforme a Figura 7, dessa forma é possível escrever a Equação 13

$$F = -A \cdot \Delta p = -A \cdot \frac{dp}{dt} \cdot \Delta s \quad (13)$$

Segundo Weltner *et al* (2002), para que a força seja positiva, é necessário que a pressão diminua, logo explica o sinal negativo na Equação 13. Define-se então o elemento massa na Equação 14:

$$\Delta m = \rho \cdot A \cdot \Delta s \quad (14)$$

Fazendo a substituição das Equações 13 e 14 em 11 e dividindo-se o resultado por $A \cdot \Delta s$, e substituindo v por $v = \frac{ds}{dt}$ tem-se então a integração entre dois pontos do elemento de volume, ou seja, pode ser feito entre um inicial e final, assim chega-se a Equação 15

$$-\int_1^2 dp = \rho \int_1^2 v \cdot dv \quad (15)$$

A resolução dessa integral, resulta na equação de Bernoulli, como mostrada abaixo:

$$p_1 - p_2 = \frac{\rho}{2} (v_2^2 - v_1^2) \quad (16)$$

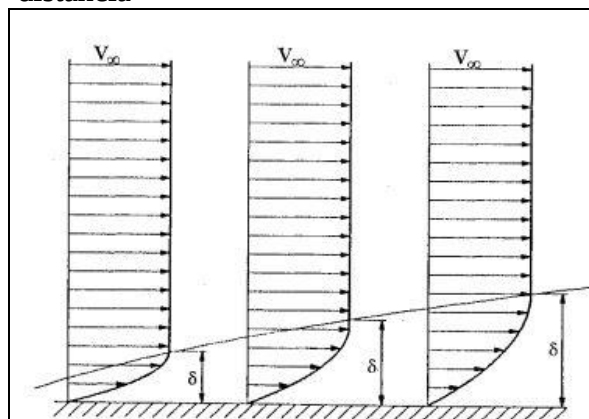
Weltner *et al* (2002), ressalva que essa abordagem tem uma vantagem fundamental, na qual ela deixa mais evidente que a velocidade maior, é sempre a consequência da redução de pressão. Logo, para se chegar a uma variação de pressão entre as superfícies do perfil, é necessário que se tenha uma variação da aceleração das partículas de ar normal ao escoamento.

2.6. Viscosidade e Camada Limite

A camada limite é um dos fenômenos oriundos do deslocamento do fluido próximo a superfície do corpo, sendo um efeito intrínseco ao escoamento de fluidos viscosos. Fox (1998), define a camada limite como sendo a região adjacente a uma superfície na qual as forças viscosas são importantes. Ainda segundo o autor, o efeito das forças viscosas na superfície de um corpo é retardar o escoamento, no qual a vazão em massa, paralela à superfície é menor que passaria na corrente livre. Rosa (2006) explica que o fluido tem velocidade zero na superfície do perfil, de maneira que se forma um forte gradiente de velocidade em uma fina camada de fluido junto a superfície, essa camada varia de zero até a velocidade do fluxo distante do corpo, sendo essa, chamada de camada limite.

Conforme Fox (1998, p.273) a espessura dessa camada limite ou é definida como “[...] a espessura de perturbação, δ , e é usualmente definida como a distância da superfície ao ponto em que a velocidade é 99% da velocidade da corrente livre”. Segundo Rosa (2006) em geral está espessura é muito pequena, da ordem de alguns milímetros ou centímetros. Na Figura 8 é possível visualizar a distribuição de velocidade da CL.

Figura 8: Variação da espessura da camada limite ao longo da distância



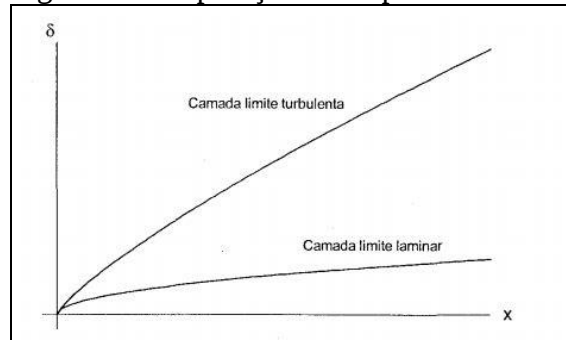
Fonte: Rosa (2006)

Conforme Rosa (2006), dentro da camada limite o escoamento pode ser laminar (com baixo Re) ou turbulento (alto Re) e o intermédio entre os dois escoamentos é o escoamento de transição. O escoamento de transição nada mais é que a transição que o escoamento realiza antes de passar de laminar para turbulento.

Na Figura 9, nota-se que a espessura da camada limite turbulenta é bem superior a espessura da CL laminar, e assim podemos associar o crescimento da espessura da CL na contribuição do aumento do coeficiente de atrito. Rosa (2006) associa o aumento desse

coeficiente de atrito, devido o gradiente de velocidade normal a superfície, que no caso de escoamentos turbulentos esse gradiente é superior em comparação aos de casos laminares. Esse aumento do coeficiente de atrito se deve ao fato que na camada limite turbulenta, ocorre uma diferença de velocidade entre as moléculas, fazendo com que haja um maior atrito entre as moléculas e consequentemente o aumento do atrito entre fluido e superfície.

Figura 9: Comparação das espessuras da camada limite



Fonte: Rosa (2006)

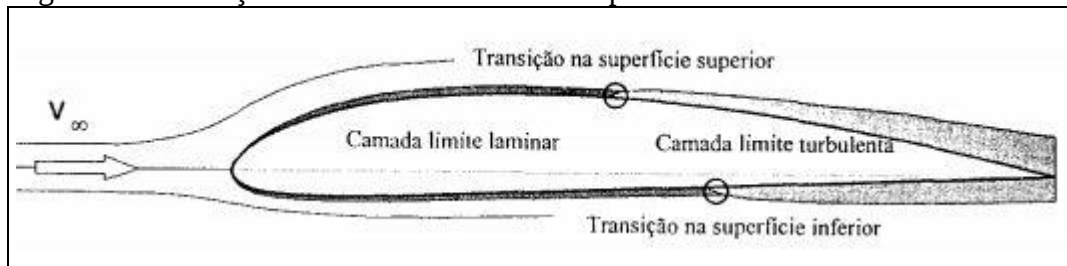
2.6.1. Transição da Camada Limite.

Segundo Oliveira (2009) a transição de uma camada limite do escoamento laminar turbulento é um processo extremamente complexo, mesmo em geometrias simples e com escoamento externo bastante calmo. White (2007), ressaltam que são vários fatores que são influência no processo de transição de camadas limites.

- Intensidade turbulenta da corrente livre
- Gradiente de pressão
- Rugosidade da Parede
- Curvatura de linhas de corrente (da superfície);
- Número de Mach
- Aquecimento ou resfriamento da parede

Tanto a rugosidade, como a própria incidência de fluxo turbulento são ditos como um dos principais fatores para geração de uma transição de laminar para turbulenta, (ROSA, 2006). Ainda segundo o autor, para aplicações como em perfis aerodinâmicos, a transição acontece nas duas superfícies, porém tem locais diferentes para a separação da camada limite isso porque o extradorso e o intradorso tem velocidades diferentes. Na Figura 10 é possível identificar pontos de transição sobre as duas superfícies inferior e superior.

Figura 10: Transição da camada limite em um perfil aerodinâmico.



Fonte: Rosa (2006)

2.6.2. Separação da Camada Limite em Aerofólios

Conforme Rosa (2006), o fenômeno do desprendimento da CL, deve ser evitada sempre que possível, pois leva a consequências como perda brusca de sustentação no perfil, ocorrendo o que os engenheiros chamam de estol ou estol. A região do estol ou desprendimento da camada limite, ocorre devido a falta de energia suficiente para vencer o gradiente de pressão adverso que ocorre após o ponto de máxima espessura do perfil, logo tem-se a máxima velocidade e mínima pressão, porém após esse ponto a velocidade na camada limite desacelera, caracterizando-se como perda de sustentação (MIRANDA, 2013; ROSA, 2006).

Miranda (2013) ressalta que o estudo do estol representa um componente de fundamental importância para o projeto de um avião, uma vez que proporciona a determinação de parâmetros importantes de desempenho, alguns exemplos da importância, são a determinação da mínima velocidade da aeronave e a determinação dos comprimentos de pista necessários ao pouso e decolagem.

O estol está inteiramente ligado à velocidade, de tal forma que um dos principais fatores para que ele aconteça é reduzir a velocidade abaixo da velocidade mínima de voo prevista em projeto. Para compreender melhor esse fenômeno, pode-se analisar seu efeito no ponto B da Figura 11.

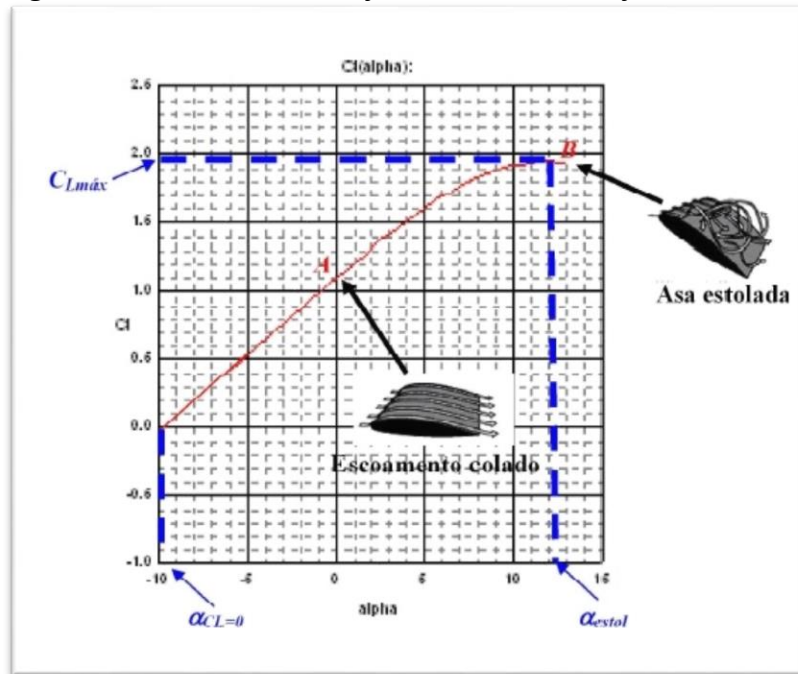
O desprendimento da CL na superfície superior do perfil, ocorre como mostra a figura no ponto B, segundo Rosa (2006) isso ocorre devido a uma distribuição de velocidades que indica o início da separação da camada limite.

Rosa (2006) enaltece que no ponto C, já se tem uma grande porcentagem de escoamento reverso, caracterizado por uma zona turbulenta, sendo essa zona a principal causa da formação de uma esteira e grande consumo de energia.

No caso dos perfis aerodinâmicos, quanto mais se aumenta α , mais a região da separação tende a crescer de tal forma que a transição que ocorre no ponto B, começa a se

movimentar na direção do ponto A aumentando a área da separação, conforme Rosa (2006). A separação da CL pode ocorrer tanto com uma camada limite laminar ou turbulenta.

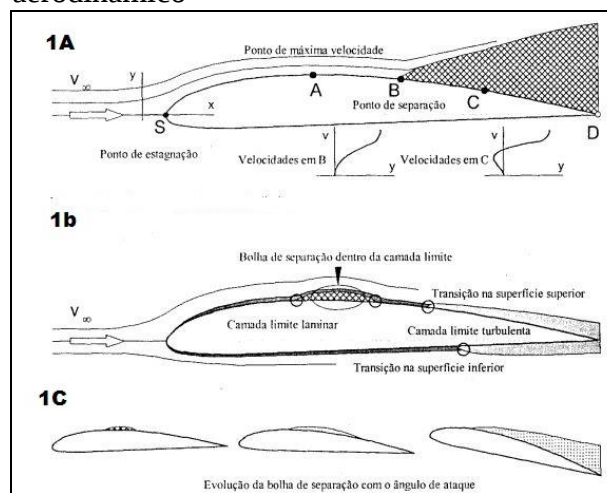
Figura 11: Perca de sustentação devido a inclinação da asa.



Fonte: Miranda (2013)

O efeito de separação da CL ocorre em muitos casos, porém o mesmo geralmente ocorre dentro da camada limite, na qual se formam a chamada bolha de separação. A Figura 16.1A ilustra a separação da camada limite sobre um perfil, a Figura 16.1b apresenta o surgimento da bolha de ar próximo ao perfil e a Figura 16.1C a evolução da bolha de separação variando-se o ângulo de ataque.

Figura 12: Análise do desprendimento da camada limite em um perfil aerodinâmico



Fonte: Rosa (2006)

2.7. Número de Reynolds

O número de Reynolds é utilizado para determinar a qual tipo de escoamento o corpo estará sujeito. O seu nome é em homenagem ao físico e engenheiro Irlandês Osborne Reynolds.

Segundo Fox, (1998), os regimes de escoamentos viscosos são classificados em laminar ou turbulento. O regime laminar, é caracterizada pelo movimento suave em lâminas ou camadas, já a estrutura do escoamento no regime turbulento é caracterizada por movimentos tridimensionais aleatórios de partículas fluidas (FOX, 1998). Segundo Brunetti (2008), Reynolds analisou que a ocorrência do movimento ser laminar ou turbulento depende do valor número adimensional dado pela Equação 17:

$$Re = \frac{V \rho C}{\mu} \quad (17)$$

Sendo V a velocidade de escoamento, ρ a densidade do ar, C o comprimento da seção em 2D do perfil, chamada de corda e μ é viscosidade dinâmica.

Segundo Miranda (2013), geralmente o escoamento do fluxo de ar em aeronaves se tornam turbulentos na ordem de 1×10^7 e para valores a baixo deste citado o fluido se comporta de forma laminar. Normalmente, valor elevado de corda media associado a grandes velocidades fazem com que o valor do número de Reynolds se aproxime do valor de escoamento em regime turbulento.

2.8. Escoamentos compressível e incompressível

O escoamento na qual a variação da massa específica é considerado desprezível, é denominado *incompressível*, e para variação de massa específica não desprezíveis, o escoamento é definido como *compressível*, segundo (FOX, 1998). Os dois tipos de escoamentos são usualmente utilizados na mecânica dos fluidos, e são também essenciais para a análise do escoamento em perfis, sendo preciso se avaliar a qual tipo de regime de escoamento o perfil vai estar submetido, e assim possam ser analisados todos os efeitos envolvidos.

A forma como se estabelece o fluido é compressível ou incompressível, é escrita por uma equação matemática do número de Mach, que é a razão do escoamento fluido no corpo imerso pela velocidade do som no meio. A Equação 18 determina o número de Mach.

$$M_{ach} = \frac{V}{c} \quad (18)$$

O termo V é a velocidade do escoamento no meio não perturbado e c é a velocidade do som também no meio não perturbado, logo o número de Mach é adimensional. Segundo Fox (1998) para $M < 1$, tem-se um regime subsônico, enquanto aqueles para os quais $M > 1$ é denominado regimes supersônicos, e no caso de campos onde o escoamento possui as duas situações, subsônicas e supersônicas e são chamadas de regimes transônicos, este último regime ocorre para números de Mach entre 0.9 e 1.2.

2.9. Fluidodinâmica computacional

O uso de técnicas numéricas para a solução de problemas complexos da engenharia e da física hoje é uma realidade, graças ao vertiginoso desenvolvimento de computadores de alta velocidade e de grande capacidade de armazenamento (MALISK, 2014). Dessa forma com o grande avanço tecnológico, proporcionando um significativo surgimento de novos processadores cada vez com maior velocidade de processamento, é possível modelar problemas cada vez mais complexos. Segundo Maliska (2014), essa área de estudo tem recebido grande atenção dos analistas numéricos, engenheiros e pesquisadores, aumentando cada vez mais o número de usuários dos métodos CFD.

Nos últimos quarenta anos após a chegada dos computadores digitais, o conceito de dinâmica dos fluidos começou a ser abordada de uma terceira forma, sendo ela a fluidodinâmica computacional que tem uma poderosa ferramenta utilizada na investigação dos fenômenos associado ao escoamento em torno dos corpos rígidos (FORTUNA, 2000). Para Maliska (2014) a simulação numérica, praticamente não apresenta restrições, podendo resolver problemas complexos com condições de contorno gerais, definidos em geometrias também complexas e apresentando resultados com uma rapidez muito grande.

As soluções CFD resolve os problemas utilizando um modelo matemático fundamentado nas equações da mecânica dos fluidos, de forma que essas equações descrevem a conservação de massa, quantidade de movimento e energia, a partir de considerações feitas conhecidas como (condições de contorno). Essas equações são conhecidas na mecânica dos fluidos como as equações de Navier-Stokes, resultado de soluções diferenciais parciais e que não são solucionadas analiticamente.

Percebe-se que o emprego de métodos numéricos para solução de problemas complexos se faz necessário, assim como é importante escolher de forma apropriada o tipo de aplicação

que se pretende analisar, de maneira a obter resultados com valores aproximados ao modelo real.

Para a solução numérica desse sistema de equações diferenciais, necessita-se de métodos robustos a fim de se realizar uma discretização do problema, sendo eles, métodos das diferenças finitas (MDF), método dos volumes finitos (MVF) e método dos Elementos Finitos (MEF) segundo (VERGEL, 2013). Essas técnicas permitem a linearização das equações algébricas, resolvendo por meio de diferentes métodos numéricos, nas quais podem ser facilmente encontrados nos pacotes comerciais como o ANSYS *Fluent*.

De acordo com Maliska (2014), o MVF obtém equações aproximadas através do balanço da conservação no volume elementar, e em seguida a conservação das propriedades é satisfeita no nível de todos os volumes elementares.

Podem-se encontrar diversos pacotes comerciais para simulação CFD sendo o programa ANSYS *Fluent* um dos mais utilizados para esse propósito. No pacote comercial está disponível os principais métodos utilizados atualmente para resolução de problemas como o de escoamentos externos em perfis, sendo eles os métodos de turbulência. Tratada através da proposição de modelos de turbulência como fechamento das equações médias espaciais e temporais de Navier-Stokes, denominado RANS (Reynolds Navier-Stokes *Equations*) (MALISKA, 2014).

Também entre os mais difundidos métodos nessa classe, podem ser utilizados os que usam duas equações diferenciais parciais adicionais, como o $k-\epsilon$ e suas variantes $k-\omega$ e o SST (*Shear Stress Transport*).

2.9.1. Modelagem Matemática

A modelagem matemática busca por meio de equações, representar a realidade de um fenômeno físico. Assim a fidelidade do modelo matemático com relação ao problema físico é de extrema importância, e com intuito de abordar de forma mais completa a forma com que os *softwares* trabalham matematicamente para gerar a solução. Esta seção apresentará os conceitos e equações que estão envolvidos neste processo.

Inicialmente para uma modelagem matemática de qualquer problema de fluido dinâmica é necessário primeiramente compreender as equações de Navier-Stokes. Segundo Santos (2012), são equações diferenciais utilizadas para descrever a quantidade do movimento, continuidade e energia, sucedido a partir da tensão de cisalhamento que ocorre no fluido devido

a uma combinação dos termos difusivos viscosos, gerado a partir dos gradientes de velocidade e de pressão.

A solução numérica obtida das equações de Navier-Stoker resulta em um campo de escoamento ou velocidades, descrevendo a velocidade do fluido num determinado ponto no espaço e no tempo. Pássaro (2015) ressalta que a partir dessas soluções do campo de velocidade é possível obter outras quantidades como a distribuição de pressão ou fluxos mássicos. Porém, o acoplamento entre pressão e a velocidade, resulta em um dos problemas mais complexos quando se trata de escoamento de fluidos, mais que com técnicas computacionais é possível chegar a soluções satisfatórias (SANTOS, 2012).

Os sistemas referenciais de coordenadas são definidos geralmente como sistemas de coordenadas cartesianas x, y, z para o espaço R^3 e para o tempo t . Peixoto (2009), define o campo de velocidade v , em função de suas três componentes cartesianas nos vetores u, v, w , referidas respectivamente às coordenadas x, y, z . Logo, também está compreendido entre o conjunto de variáveis a densidade ρ e a temperatura T ou pressão p .

2.9.1.1. Conservação de massa

A conservação da massa nada mais é, que a soma de todas as massas entrando e saindo do sistema por unidade de tempo e volume, na qual a essa parcela de variação de massa relativa deve ser igual à variação de densidade por unidade de tempo (PEIXOTO, 2009). Dessa maneira é possível derivar a equação da continuidade sendo expressa como mostrado na Equação 19:

$$\frac{D\rho}{Dt} + \rho \nabla \vec{v} = 0 \quad (19).$$

Para o caso em que o fluido é incompressível, tem-se o termo do lado esquerdo igual à zero, resumindo a Equação 20:

$$\frac{D\rho}{Dt} = 0 \quad (20)$$

Dessa maneira chega-se a Equação 21:

$$\nabla \vec{v} = 0 \quad (21)$$

Entende-se então, que para o caso em que se tem fluidos incompressíveis o campo é não divergente. Para casos gerais as equações de quantidade de movimento são representadas para uma das direções de seu sistema coordenado como segue na Equação 22:

$$\frac{\partial v}{\partial t} + \nabla \cdot (v \cdot \vec{v}) = -\nabla p - \nabla \cdot \tau + \rho \vec{g} + \sum S \quad (22)$$

Separando os dois termos é possível observar que do lado esquerdo tem-se os termos correspondentes aos termos convectivos e do lado direito aparecem os termos correspondentes aos gradientes de pressão, difusão e momento devido a forças viscosas que atuam no escoamento, assim como a força gravitacional e os termos fontes que são expressos como forças externas que interagem sobre o fluido.

De outro modo, quando é considerado um escoamento sob um sistema de referência rotativa, deve-se acrescentar o termo responsável pelas forças centrífugas e de Coriolis na Equação 23 aparecendo como termo fonte S , na equação de transporte de momentum e conservação de massa (VERGEL, 2013).

$$S = S_{coriolis} + S_{centrifuga} \quad (23)$$

A derivação das equações de movimento, Navier-Stokes, é principiada com a aplicação da segunda Lei de Newton ao movimento do fluido ao lado da consideração de que a tensão do fluido é uma combinação do termo de viscosidade difusiva (proporcional ao gradiente de velocidade) junto com o termo de pressão.

Pode-se representar a tensão no fluido pelos termos ∇p e $\nabla \tau$. Estes valores são gradientes de forças de superfície que acabam resultando numa dinâmica de fluidos. O gradiente de pressão ∇p aumenta da parte isotrópica da tensão, transformando-se em movimento ou não (SANTOS, 2012). A parte correspondente a anisotropia da tensão é dada pelo termo $\nabla \vec{\tau}$. De acordo com Santos (2012), o termo do tensor de tensões viscosas τ é dada pela Equação 24.

$$\tau = \mu \left[\nabla \cdot \vec{v} + (\nabla \vec{v})^r - \frac{2}{3} \delta \nabla \cdot \vec{v} \cdot I_{ID} \right] \quad (24)$$

Onde μ é a viscosidade do fluido, e o gradiente de pressão é o termo mais representativo com o escoamento do fluido que se desloca no sentido do ponto de maior pressão para o ponto de menor pressão. O termo I_{ID} representa a matriz identidade da tensão e por fim, o segundo termo da equação simboliza a dilatação do volume.

Dessa forma em posse da equação da continuidade, que segundo Fox (1998) pode ser expressa pela Equação 25:

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho v) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho w) = 0 \quad (25)$$

De tal forma que a equação do movimento pode ser representada em três direções (x, y, z) , porém toma-se como referência apenas as coordenadas cartesianas de x, y para o presente, sendo foco desse trabalho uma análise 2D.

Componentes Horizontais (Equação 26):

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u^2) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho uv) = \frac{\partial}{\partial x} \left[\Gamma' \left(2 \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3} \text{div} \vec{v} \right) \right] + \left[\Gamma \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \right] - \frac{\partial p}{\partial x} \quad (26)$$

Componentes Verticais (Equação 27):

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial y}(\rho v^2) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho uv) = \frac{\partial}{\partial y} \left[\Gamma' \left(2 \frac{\partial u}{\partial y} - \frac{2}{3} \text{div} \vec{v} \right) \right] + \left[\Gamma \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \right] - \frac{\partial p}{\partial y} \quad (27)$$

Nas equações mostradas o termo ρ representa a densidade do fluido, os termos u e v , as componentes de velocidade ao longo do eixo de x e de y respectivamente, e sendo o t a representação do tempo e l a representação das forças de impulsão resultantes dinâmica de escoamento.

Nas Equações 26 e 27 do movimento mostradas anteriormente aparece um termo Γ' , que é o coeficiente de difusão, dado pela Equação 28:

$$\Gamma' = \bar{\mu} + \mu_t \quad (28)$$

De forma que $\bar{\mu}$ representa a viscosidade dinâmica e μ_t é a representação da viscosidade turbulenta.

De acordo com Santos (2012), é necessário utilizar as equações de transporte de Reynolds, isto é, médias obtidas das equações de Navier-Stokes RANS (REYNOLDS *Averaged* Navier-Stokes). Esse método é uns dos mais utilizados para resolução das equações de Navier-Stokes. A partir da decomposição da equação de transporte de Reynolds tem-se a Equação 29:

$$\bar{\Phi} = \Phi + \Phi' \quad (29)$$

Conforme (SANTOS, 2012), o valor instantâneo Φ , é obtido como a soma do valor médio $\bar{\Phi}$ com uma quantidade flutuante Φ' . Substituindo-se os termos de velocidades na direção dos vetores u e v e a densidade, obtém-se a Equação 29.

$$\rho \bar{u} \bar{v} = \rho \bar{u} \bar{v} + \rho u' v' \quad (29)$$

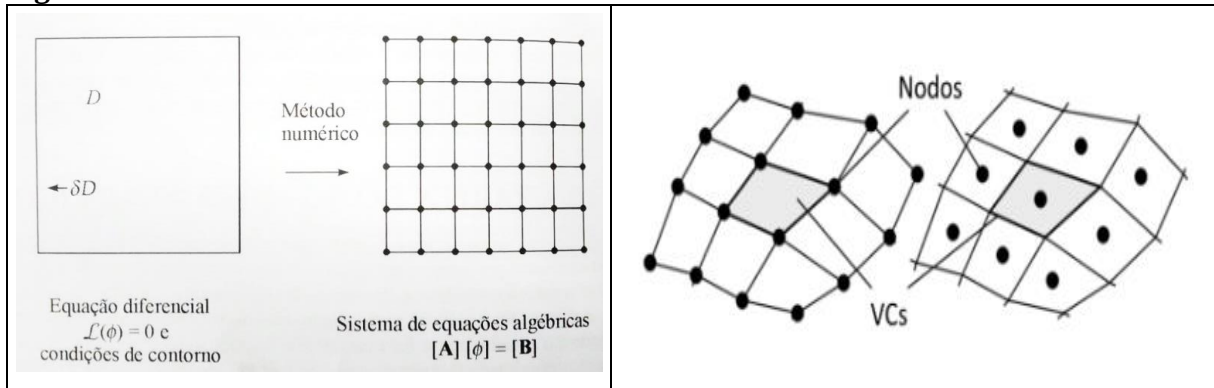
O último termo desta equação tem dimensão da tensão, e é modelado como sendo o produto da viscosidade turbulenta pelo gradiente de velocidade média.

2.10. Método dos volumes finitos

Conforme Maliska (2004), a tarefa deste método é resolver uma ou mais equações diferenciais, substituindo as derivadas existentes por expressões algébricas que envolvem a função incógnita. Quando não é possível a solução analítica, se realiza então uma aproximação numérica da equação diferencial, desse modo, o autor enfatiza que se aceita a solução para um número discreto de pontos, com um determinado erro, e espera-se que, quanto maior for esse número de pontos, mais próximo da solução exata.

Ainda segundo autor, todo e qualquer método que, para alcançar as equações aproximadas, satisfaz a conservação da propriedade em nível de volumes elementares, este estará utilizando o método de volumes finitos ou comumente conhecido como MVF. O ponto de partida é a decomposição do domínio volumes de controle menores VCs (Volumes de Controle), onde as variáveis são alojadas nos nós, na qual esses nós são definidos com uma grade numérica, e dessa forma podendo ser alocados nos vértices ou nos centros, sendo esses os pontos que conta para a solução aproximada do método como ilustra Figura 13.

Após a definição do volume, realiza-se a determinação das equações de conservação de uma forma integral para cada volume finito (MALISKA, 2004), como mostrado na Equação 30.

Figura 13: A Tarefa do Método numérico.

Fonte: Maliska (2004, p.28)

$$\frac{\partial \rho \phi}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{V} \phi) = \nabla \cdot (\Gamma \nabla \phi) + S_\phi \quad (30)$$

Integra-se os dois lados da Equação 30, obtendo-se a Equação 31:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho \phi dV + \oint_A \rho \mathbf{V} \phi \cdot d\mathbf{A} = \oint_A \Gamma \nabla \phi \cdot d\mathbf{A} + \int_V S_\phi dV \quad (31)$$

ϕ é a variável de transporte através de um meio, ρ é a densidade, Γ é a constante de difusão, V é a velocidade e S_ϕ o termo fonte.

Segundo Maliska (2004) a partir da integral mostrada acima, aplica-se o teorema de Gauss para converter as integrais em volume sobre operadores de divergência e gradiente às integrais na superfície é representada pela Equação 32.

$$V_{cell} \cdot \frac{\partial \rho \phi}{\partial t} + \sum_f^{N_{faces}} \rho_f \mathbf{V}_f \phi_f \cdot \mathbf{A}_f = \sum_f^{N_{faces}} \Gamma_\phi \cdot \nabla \phi_f \cdot \mathbf{A}_f + S_\phi \cdot V_{cell} \quad (32)$$

O sistema de equação mostrado acima só resolvido numericamente a partir de um método segregado ou acoplado conforme (MALISKA, 2004).

Ainda segundo o autor, existem dois problemas para modelar a solução para uma análise de escoamento, um em relação a Mecânica dos Fluidos e outro de Transferência de Calor. Os dois casos são de grande complexidade, porém o de mecânica dos fluidos é um caso de extrema delicadeza, pois há uma complexa relação entre pressão e velocidade e outras não linearidades que estão intrínsecas nas equações de conservação de quantidade movimento linear ou equações do movimento (FORTUNA, 2000; MALISKA, 2004).

2.10.1. Acoplamento Pressão/Velocidade

Conforme Maliska (2004), é necessário que cada equação diferencial seja também representada na forma algébrica linear, sendo essas apresentadas nas Equações 33, 34, 35, 36 e 37:

$$A_p u_p = A_e u_E + A_w u_w + A_n u_N + A_s u_s + A_f u_f + A_b u_B - L[P^U] \Delta V + B_p^u \quad (33)$$

$$A_p u_p = A_e u_E + A_w u_w + A_n u_N + A_s u_s + A_f u_f + A_b u_B - L[P^V] \Delta V + B_p^V \quad (34)$$

$$A_p u_p = A_e u_E + A_w u_w + A_n u_N + A_s u_s + A_f u_f + A_b u_B - L[P^W] \Delta V + B_p^W \quad (35)$$

$$\frac{M_p - M_p^0}{\Delta t} + \dot{M}_e - \dot{M}_w + \dot{M}_n - \dot{M}_s + \dot{M}_f - \dot{M}_b = 0 \quad (36)$$

$$P = P(\rho, T) \quad (37)$$

A Equação 37 possibilita o fechamento do problema, sendo ela a equação de estado (MALISKA, 2004). As variáveis u, v, w, P, T e ρ são as três componentes do vetor velocidade, a pressão, a temperatura e a massa específica, respectivamente. Para solução destas equações e pretendendo-se realizar uma análise fluido dinâmica, em escoamentos incompressíveis e nas quais o escoamento a massa específica não é uma função forte da pressão, a solução por acoplamento de pressão-velocidade é o mais indicado segundo (MALISKA, 2004).

As equações apresentadas, mostram que as variáveis u, v, w e T podem ser avançadas pela equação do movimento em cada direção e pela equação da energia, porém para a pressão, esse incremento se torna mais complexo dependendo do escoamento ser compressível, forçando a pressão a ter sua própria equação (MALISKA, 2004). Fortuna (2000) define que um escoamento compressível em termos numéricos, é o escoamento em que a variável ρ tem um aumento significativo em função da variação da pressão. E nos casos em que o escoamento tem a variável ρ variando em função da temperatura, aplica-se a formulação incompressível. Conforme Maliska (2004), para cada um desses problemas envolvendo escoamentos existe uma formulação adequada para a resolução desses.

Um dos problemas segundo Maliska (2004), para se realizar um acoplamento entre a velocidade e a pressão e assim obter uma solução para a Equação 37, é saber que ρ não é função de P , mas que o mesmo é dependente apenas de T e dessa forma sendo escrita como $\rho = \rho(T)$, de maneira que T é determinada pela equação da conservação da energia.

A equação de conservação da massa, não serve como equação evolutiva para nenhuma variável e passa a ser, apenas, uma restrição que deve ser obedecida pelo campo de velocidades

(MALISKA, 2004). Assim o autor mostra que o procedimento para o avanço da solução de t até o instante $t + \Delta t$ é seguindo os seguintes passos:

1. Fornecer os valores iniciais das variáveis dependentes;
2. Calcular T , usando a equação da energia;
3. Calcular ρ , usando $\rho = \rho(T)$;
4. Calcular P , para isso um algoritmo deve ser utilizado;
5. Calcular as componentes do vetor velocidade, usando as equações do movimento;
6. Verificar se as velocidades satisfazem a equação da conservação de massa. Caso não satisfaça, voltar ao item 4 e recalculer a pressão. Realiza-se iterações dentro dos itens 4-5-6 até que a equação da conservação da massa seja satisfeita;
7. Como a temperatura depende das velocidades, voltar ao item 2 e recomeçar o processo;
8. Após a convergência, avançar novo intervalo de tempo, até que o regime permanente seja alcançado ou até atingir-se o tempo de simulação desejado.

2.10.2. Modelo Spalart-Allmaras

Conforme o *ANSYS User's Manual*, o modelo Spalart-Allmaras, é um modelo de ondulação que resolve uma equação de transporte para a viscosidade cinemática turbulenta. Segundo Soares (2013), esse modelo foi desenvolvido principalmente para aplicações da fluidodinâmica computacional na área aeroespacial, onde o escoamento sobre superfícies sólidas é importante. O manual enfatiza que este modelo tem gerado bons resultados para gradientes adversos de pressão, o mesmo tem sido aplicado também em estudos de turbinas, onde ganhou grande popularidade.

De acordo com *ANSYS User's*, este modelo em seu formato original é efetivo em aplicações que o número de Reynolds é baixo, dessa maneira se faz necessário a realização do cálculo da camada limite, pois como já foi visto a camada limite aumenta conforme o Reynolds diminui.

O manual *ANSYS User's* ainda complementa que o refinamento da malha próximo ao corpo pode ser medido a partir de um parâmetro adimensional chamado y^+ . Esse parâmetro y^+ é o valor da altura da camada da malha, perpendicular à parede em sua direção normal. Assim, para aplicações do modelo Spalart-Allmaras, em que se tem malhas refinadas ou de certa forma grosseira, aconselha-se a utilização de um $y^+ \approx 1$, ou preferencialmente, não utilizar valores para y^+ entre 3 e 30, dessa forma fornecendo bons resultados de coeficientes de cisalhamento de parede e coeficientes de calor.

Este modelo é bastante efetivo para análise de escoamentos aerodinâmicos, mas conforme Soares (2013), o modelo não é aplicável para escoamentos industriais em geral,

estando sujeito a erros relativamente grandes para alguns escoamentos cisalhantes livres, especialmente para escoamentos em jatos circulares ou planos.

De maneira geral, Soares (2013) define o modelo proposto por Spalart e Allmaras como tendo a finalidade de resolver as equações de transporte, para uma quantidade que é uma configuração modificada da viscosidade cinemática turbulenta, utilizando-se apenas de uma equação.

As equações que permitem analisar a viscosidade turbulenta e sua taxa de dissipação ε podem ser obtidas a partir da Equação 38:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\tilde{v}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\tilde{v}u_i) = \frac{\partial}{G_v} + \frac{1}{G_{\tilde{v}}} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ (\mu + \rho\tilde{v}) \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right\} + G_{b2\rho} \left(\frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right)^2 \right] - Y_v S \tilde{v} \quad (38)$$

G_{b2} e k são constantes e S é uma medida escalar da deformação do tensor. Por padrão no ANSYS *Fluent*, como no modelo original proposto por Spalart- Allmaras, S é da do pela Equação 39

$$S \equiv \sqrt{2\Omega_{ij}\Omega_{ij}} \quad (39)$$

Em que a rotação do tensor é definida pela Equação 40:

$$\Omega_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) \quad (40)$$

Com base na magnitude da vorticidade, define-se então a taxa de deformação média (Equação 41):

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (41)$$

As constantes são apresentadas como C_{b1} , C_{b2} , $\sigma_{\tilde{v}}$, C_{V1} , C_{w1} , C_{w2} , C_{w2} , k sendo

$$C_{b1} = 0,1355, C_{b2} = 0,622, \sigma_{\tilde{v}} = \frac{2}{3}, C_{V1} = 7,1$$

$$C_{w1} = \frac{C_{b1}}{k^2} + \frac{1+C_{b2}}{\sigma_{\tilde{v}}}, C_{w2} = 0,3, C_{w2} = 2,0, k = 0,4187$$

2.10.3. Modelo *Realizable* k- ε

O software *ANSYS Fluent* apresenta diversos tipos de modelos de turbulência, e entre eles pode-se encontrar o modelo *Realizable* k- ε que é uma versão melhorada da versão *Standard* do modelo k- ε . Esse modelo segundo o ANSYS (2013) difere de duas maneiras:

- A primeira é que o modelo *Realizable* k- ε contém uma formulação alternativa para viscosidade turbulenta.
- A outra é que se tem uma equação de transporte modificada para a taxa de dissipação ε , na qual foi derivada de uma equação exata para o transporte da flutuação de vorticidade média-quadrada

Segundo Soares (2013), o termo *Realizable*, é dado com relação a possibilidade de o método satisfazer algumas restrições coerentes com física dos escoamentos turbulentos, a exemplo das restrições das tensões de Reynolds, na qual nem o modelo padrão nem o RNG (*Renormalization Group*) conseguem solucionar. Portanto, o modelo *Realizable* k - ε , apresentado em *ANSYS User's* e originalmente formulada por Shih, tem objetivo de corrigir as deficiências do modelo original em dois pontos. O primeiro ponto seria adotando um novo equacionamento para a viscosidade nas paredes considerando a variável C_μ – inicialmente proposta por Reynolds. E em segundo lugar assumir uma nova equação para dissipação ε baseada na equação da dinâmica da flutuação quadrática média da vorticidade.

Conforme o manual *ANSYS User's*, uma das limitações está na produção de viscosidade turbulentas não físicas, situações onde o domínio computacional possui áreas de fluido tanto em turbulentas quanto estacionárias. Segundo Soares (2013), isso é uma das consequências no método do modelo *Realizable*, que compreende os efeitos da rotação média na definição da viscosidade turbulenta.

Os efeitos de rotação capturados neste modelo se mostraram mais coerentes do que no modelo padrão *Standard* k- ε .

As equações que permitem analisar a energia cinética turbulenta k e sua taxa de dissipação ε no modelo *Realizable* k- ε .

Assim para o termo k , tem-se a Equação 42:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho k u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{u_t}{\sigma k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M + S_k \quad (42)$$

E para ε , tem-se a Equação 43 :

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho\varepsilon u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{u_t}{\sigma\varepsilon} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + \rho C_1 S_\varepsilon - \rho C_2 \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{\nu\varepsilon}} + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} C_{3\varepsilon} G_b + S_\varepsilon \quad (43)$$

Onde:

$$C_1 = \max \left[0,43, \quad \frac{\eta}{\eta + 5} \right], \eta = S \frac{k}{\varepsilon}, S = \sqrt{2S_{ij}S_{ij}}$$

G_k representa a geração de energia cinética de turbulência, G_b é a geração de energia cinética turbulenta devido à flutuabilidade, Y_M representa a contribuição da dilatação flutuante em turbulência compressível, utilizado apenas em modelos de compressibilidade. C_1 e C_2 são constantes, σ_k e σ_ε são os números de Prandtl turbulentos em k e ε . Por fim S_k e S_ε são termos de origem em função do tipo de análise.

Normalmente nos modelos RNG e *Standard*, a viscosidade é calculada como (Equação 44):

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{K^2}{\varepsilon} \quad (44)$$

Conforme o ANSYS *User's*, o modelo *Realizable* difere dos demais, devido ao fato que C_μ não é uma constante, sendo calculado a partir da Equação 45:

$$C_\mu = \frac{1}{A_0 + A_s \frac{kU^*}{\varepsilon}} \quad (45)$$

As constantes são dadas como:

$$C_{1\varepsilon} = 1,44, C_2 = 1,9, \sigma_k = 1, \sigma_\varepsilon = 1,2$$

O modelo de turbulência $k-\varepsilon$, é um dos modelos que exige um menor esforço computacional e também obtém resultados satisfatório com relação a precisão dos fenômenos próximo a superfície do modelo.

2.10.4. Modelo SST $k-\omega$

O *Shear-Stress Transport* (SST) $k-\omega$ foi desenvolvido por Menter e utiliza as equações de transporte de energia cinética turbulenta k e da taxa de dissipação ou frequência de turbulência ω , tendo como principal característica segundo o ANSYS *User's* a aplicação de uma formulação precisa e robusta do modelo $k-\omega$ na região mais próxima da parede do corpo, mantendo uma independência para o escoamento mais distante da parede, semelhante a

formulação utilizada no k- ϵ . Para conseguir isto, o modelo k- ω é convertido numa formulação k- ϵ .

O modelo segundo Santos (2012), tem algumas vantagens, como aproximação junto das paredes e a previsão de forma mais precisa do comprimento característico dos turbilhões em zonas com gradientes de pressão adversa, alcançando melhores resultados de tensões de corte junto das superfícies. O modelo SST k- ω é semelhante ao modelo k- ω padrão, porém difere em alguns pontos conforme descrito em ANSYS *User's*:

- Mudanças gradual do modelo k- ω padrão dentro da camada limite para a parte externa da CL na qual se aplica o modelo k- ϵ modificado;
- O modelo SST incorpora um termo derivado de difusão cruzada amortecido na equação;
- A definição da viscosidade turbulenta é modificada para considerar o transporte de cisalhamento turbulento estresse;
- As constantes de modelagem são diferentes.

O aperfeiçoamento para SST k- ω , quando comparado com o modelo *Standard* k- ω , resultou em um modelo mais preciso e confiável para uma vasta classe de escoamentos. São exemplos destes escoamentos, os gradientes de pressão abruptos, perfis e ondas de choque transônicas. Abaixo é apresentada sua formulação conforme descrito no manual ANSYS *User's*:

As difusividades efetivas para o modelo SST k- ω são apresentadas na Equação 46 e 47:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho k u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k + S_k \quad (46)$$

E para o termo ω tem-se (Equação 47):

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \omega u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \quad (47)$$

O termo G_k representa a produção de energia cinética de turbulência e o G_ω representa a geração de ω , calculada conforme descrito para o modelo k- ω padrão; Γ_k e Γ_ω representam a difusividade efetiva de k, e ω ; Y_k e Y_ω representam a dissipação de k e ω devido à turbulência; D_ω representa o termo de difusão cruzada e S_ω e S_k são termos de origem definidos pelo usuário.

Nas Equações 48 e 49 são mostrados os equacionamentos da difusidade efetiva:

$$\Gamma_k = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \quad (48)$$

$$\Gamma_\omega = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \quad (49)$$

Onde σ_k e σ_ω são os números de Prandtl turbulentos para k e ω . A viscosidade turbulenta, μ_t , é calculada da seguinte forma (Equação 50):

$$\mu_t = \frac{\rho k}{\omega} \frac{1}{\max\left[\frac{1}{\alpha^*}, \frac{S F_2}{\alpha_1 \omega}\right]} \quad (50)$$

As constantes são definidas abaixo:

$$\sigma_{k,1} = 1.176, \sigma_{\omega,1} = 2, \sigma_{k,2} = 1, \sigma_{\omega,2} = 1.168,$$

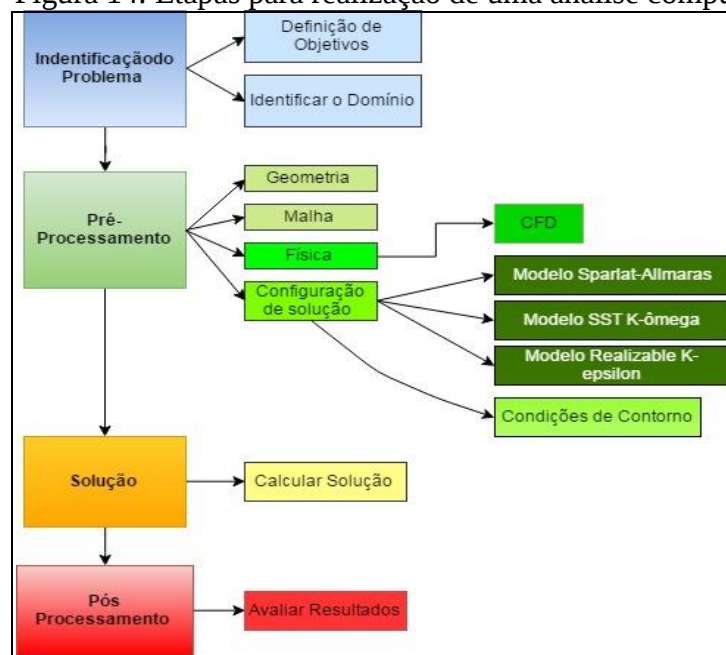
$$\alpha_1 = 0.31, \beta_{i,1} = 0.075, \beta_{i,2} = 0.0828.$$

3. METODOLOGIA

Inicialmente foi realizada uma pesquisa bibliográfica a fim de se obter embasamento teórico sobre o assunto abordado. Posteriormente foi feita a escolha do perfil que foi objeto do presente estudo. O critério de escolha utilizado foi a facilidade de construção e sua característica aerodinâmica mencionada na literatura *Low-Speed Airfoil Tests* por Selig *et al* (1996). Porém foi preciso um tratamento utilizando o *software* GetData Graph Digitizer®, com intuito de extrair os valores das polares fornecido nos gráficos com formato JPEG. Posteriormente exportando os valores para o Excel®.

Para análise fluido dinâmica proposta no trabalho, foi necessário o auxílio de uma ferramenta computacional, possibilitando a obtenção dos resultados e posteriormente uma comparação dos dados experimentais com os resultados obtidos no emprego de três métodos fornecidos pelo *software* ANSYS®. E de forma a garantir a eficácia das simulações, é conveniente que se siga uma sequência de etapas conforme descrito no próprio manual *Ansys User's*, e que está dividido em quatro etapas principais.

Figura 14: Etapas para realização de uma análise computacional



Fonte: Autoria própria (2017)

O estudo desenvolvido neste trabalho, utilizou-se do módulo *Fluent* fornecido pelo *software* ANSYS®, que está inserido na plataforma do *Workbench*. O *software* utiliza o método matemático de volumes finitos para discretizar a região do fluido, de maneira a criar um número finito de volumes de controle. Dessa forma, objetivo dos métodos empregado no *software* é realizar a solução das equações de conservação de massa, movimento e de energia, para cada

volume infinitesimal criado, na qual este processo é caracterizado como a etapa de construção da malha.

3.1. Criação da geometria

Para especificação do valor da velocidade, foi necessário conhecer o valor do número de Reynolds para o perfil Eppler 423, tomado como base para comparação neste trabalho os dados das polares aerodinâmicas disponível em Selig *et al* (1996). Portanto para avaliação dos coeficientes aerodinâmicos o Re utilizado é da ordem de 3×10^5 e assim o valor da velocidade que satisfaz essa condição é obtido conforme a Tabela 1 mostrada seguir.

Tabela 1: Parâmetros de entrada para determinação do número de Reynolds.

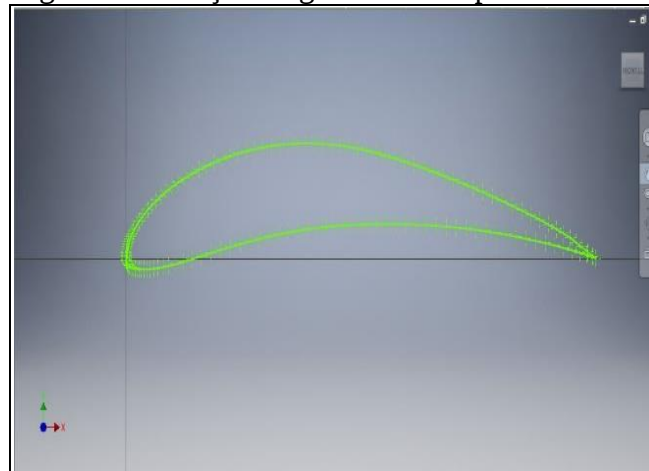
Entrada	valor	und	Resultado	und
C (corda)	0,229	m	V = 19,65066	m/s
μ (dinâm)	1,8375E-05	kg/ms		
ρ (densi.)	1,225	kg/m ³		
Re	300000			
Press. Atn	1	atm		

Fonte: Autoria própria (2017)

Então é obtido as coordenadas geométricas do perfil no plano x e y, com intuito de realizar a criação da geometria e posteriormente a elaboração do domínio computacional ao redor do aerofólio. As coordenadas foram retiradas do site Airfoiltools², posteriormente importadas no *software* AUTODESK INVENTOR®, na qual realizou-se o procedimento de criação da geometria do perfil a partir das coordenadas, criando-se uma linha do tipo *spline* como mostra a Figura 15.

²Disponível em: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=e423-il>; Acesso em : 10 de abril. 2017

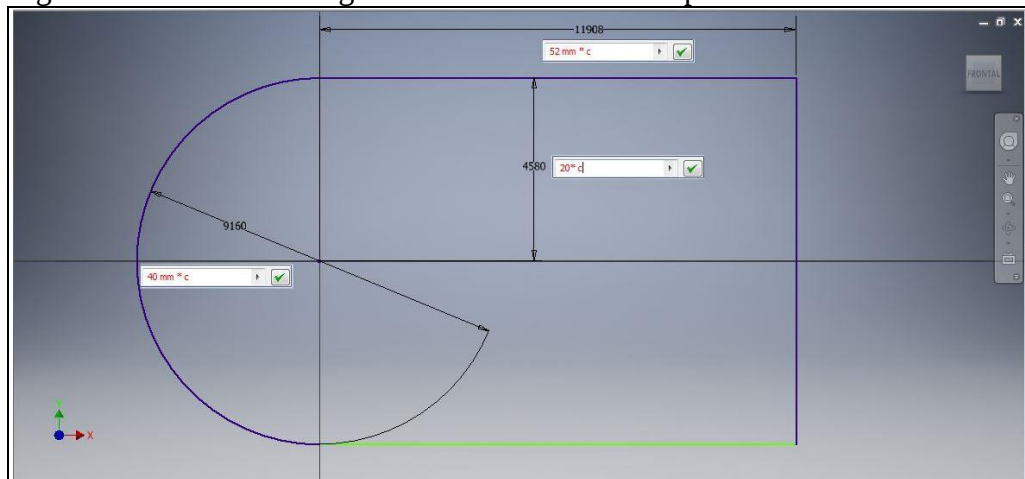
Figura 15: Criação da geometria do perfil



Fonte: Autoria própria (2017)

A partir da criação do perfil, então determinou-se o tamanho do domínio, de tal forma que as dimensões utilizadas foram adotadas em relação a corda do perfil c , admitindo-se um valor unitário, dessa forma o domínio possui de raio frontal, 40 vezes a corda, distância essa entre o bordo de ataque do perfil e a extremidade frontal do volume de controle, possui 29 vezes o comprimento da corda à jusante do bordo de fuga. A região do *far-field* estão com dimensões 20 vezes o comprimento da corda em relação alinhada média da corda.

Figura 16: Dimensões da geometria do domínio computacional



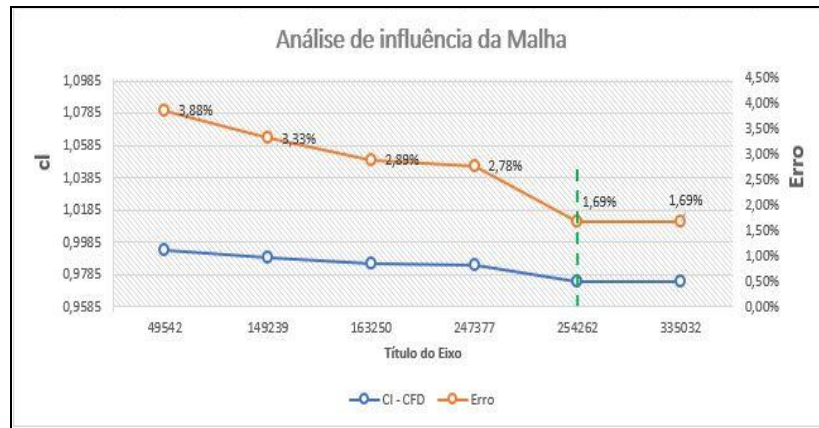
Fonte:

3.2. Geração da malha computacional

O passo seguinte é realizar a exportação do domínio para o *software* ANSYS® para a criação da malha computacional, essa etapa foi definida realizando-se o procedimento de refinamento da malha, posteriormente realizando algumas simulações até que o c_l se mantivesse constante, conforme é apresentado no Gráfico 1. Segundo o manual ANSYS *User's*,

essa análise é necessária para que se possa chegar a um padrão de malha eficiente, na qual possibilite resultado próximo ao esperado, e obtendo-se o melhor desempenho computacional, já que o gráfico mostra que o aumento do número de nós demasiadamente, não influenciaria no resultado obtido para o coeficiente de sustentação.

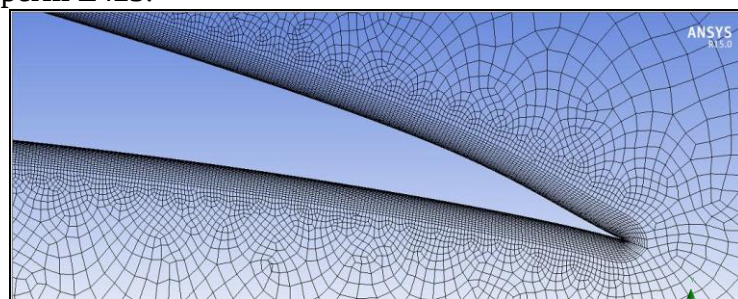
Gráfico 1: Estudo da influência do número de nós no valor do c_l .



Fonte: Autoria própria (2017).

Conforme mostrado no gráfico, o parâmetro para configuração da malha com maior eficácia, foi a adoção de uma zona de malha estruturada *boundary layer mesh* na zona próxima do perfil com número de divisões *Sizing edge* igual a 850, também foi aplicado um *inflation* com *Firt Layer Thickness* e *Fisrt Layer Height* para um Reynolds de 3×10^5 , que resultou em y^+ para região de parede igual a $3,2 \times 10^{-5}$. Ainda neste procedimento, adotou-se um número de camadas igual a 20, seguindo recomendações do manual e com *Growth Rate* igual a 1,1. O resultado pode ser observado na Figura 17, onde se percebe o refinamento da malha conforme os parâmetros inseridos.

Figura 17: Detalhamento da malha estruturada próxima a superfície do perfil E423.

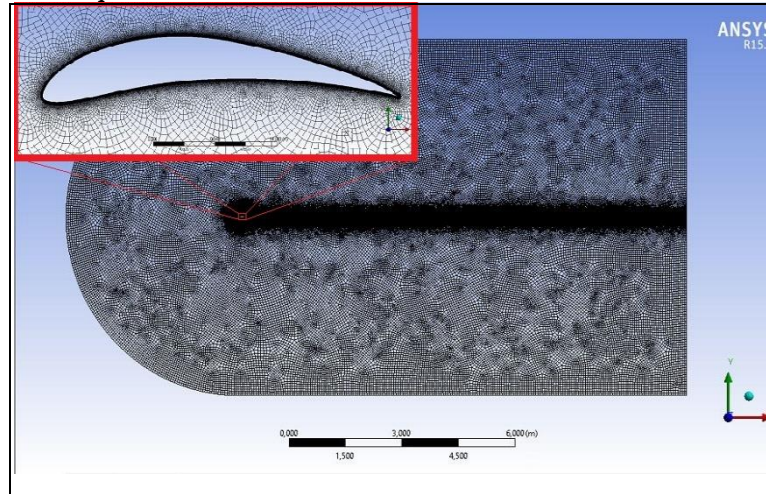


Fonte: Autoria própria (2017)

Para o restante do volume de controle, foi criado uma malha não estruturada, pois nessa região não há a necessidade de uma malha tão refinada. Os parâmetros utilizados foram *Growth*

Rate igual a 1,1 com *Element Sizing* igual a 6mm, com tamanho máximo de 60mm e mínimo de 0,3mm. A Figura 18 ilustra a malha utilizada na simulação.

Figura 18: Malha do domínio computacional com 254262 nós para ângulo de ataque $=0^\circ$



Fonte: Autoria própria (2017).

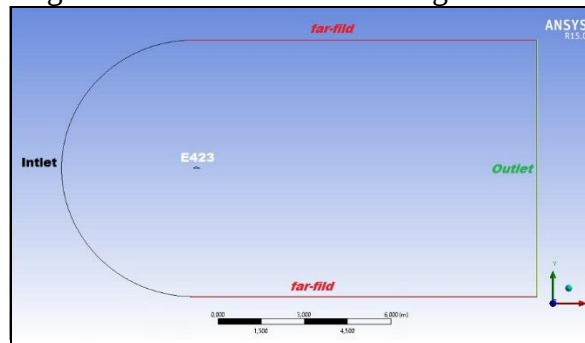
3.3. Especificação dos parâmetros de simulação

Na última fase do pré-processamento, foi importada a malha para o ANSYS *Fluent* de maneira a inserir os parâmetros de condição de contorno e seleção dos métodos empregados no estudo. Ao realizar a importação é necessário definir os parâmetros do *solver*, determinando o método empregado nas simulações, que neste trabalho tem como objetivo a análise de três métodos distintos, sendo eles:

- Modelo Sparlt-Allmaras
- Modelo *Realizable* $k-\varepsilon$
- Modelo SST $k-\omega$

As regiões de contorno devem ser especificadas conforme ilustrado na Figura 19 e na Tabela 2

Figura 19: Detalhamento das regiões de fronteira do domínio fluido.



Fonte: Autoria própria (2017)

Tabela 2: Condições de contorno aplicados ao domínio fluido

FRONTEIRA	CONDIÇÃO
Intlet	Velocity-intlet ($v=19,65\text{m/s}$) constante, com direção determinada em $x=1$ e $y=0$
Outlet	pressure-outlet (constante, com direção determinanda em $x=1$ e $y=0$)
Frezone	pressure-far-fild (número de mach = 0)
Eppler 423	wall (parede estacionaria, sem escorregamento)

Fonte: Autoria própria (2017)

Ainda nessa fase é preciso definir as propriedades físicas do ar utilizadas na simulação. Foi considerado para o modelo em estudo o ar como incompressível, a temperatura de 288,15K ou 15°C, valor da temperatura ao nível do mar em condições padrões atmosféricas, a densidade é de $1,225\text{kg/m}^3$ e a viscosidade igual a $1,8375 \times 10^{-5} \frac{\text{kg}}{\text{m.s}}$.

Ainda com relação configuração do solucionador, é utilizado esquema *Coupled* todos com aproximações de segunda ordem, exceto *Turbulent Kinetic Energy*, *Turbulent Dissipation Rate e Energy*. Esses citados utilizam padrão *First Order Upwind*, com gradiente do tipo *Green-Gauss Nod Based*. O critério de convergência adotado para os resíduos é 4×10^{-5} ou 15000 iterações.

Todos os parâmetros adotados até aqui são reproduzidos para diferentes ângulos de ataque do perfil, variando de 0° a 18° com incremento de aproximadamente 2° . O domínio do fluido se mantém estacionário enquanto incrementa-se uma rotação no perfil conforme supracitado. Com base no que foi exposto nesta metodologia, o pré-processamento está completo e dessa maneira inicia-se a solução numérica até atingir a convergência pré-determinada. O solver *Fluent*, permite acompanhar a geração dos gráficos de resíduos e valores de c_l para cada iteração bem como outras informações sobre a solução. Os resultados podem ser visualizados pelo módulo *FLUENT-RESULTS*.

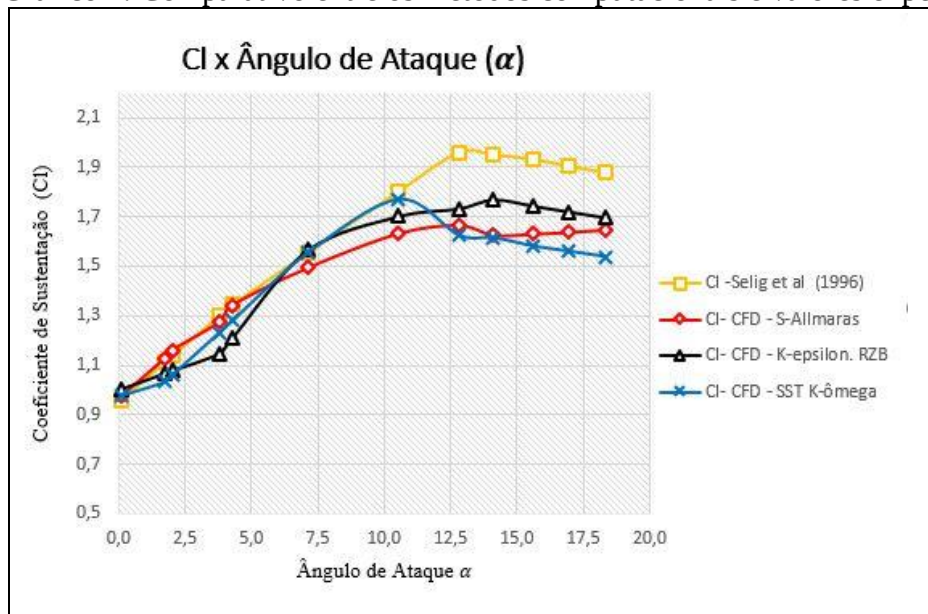
4. RESULTADOS E DISCUSSÕES

Nesta seção serão apresentados os resultados obtidos na fase de pós-processamento, relacionando os resultados dos três métodos de turbulência supracitados, com os dados experimentais fornecidos por Selig *et al* (1996). Dessa forma será avaliado a eficiência dos métodos computacionais em fornecer os coeficientes aerodinâmicos c_l , c_d e a polar de arrasto do perfil Eppler 423 para uma variação do ângulo de ataque, mantendo-se constante a velocidade e as propriedades físicas do ar.

Pode-se perceber que os três métodos avaliados nesse trabalho tiveram boa aproximação dos coeficientes de sustentação c_l para uma faixa de 0 a aproximadamente 7 graus, cujo o valor médio do erro foi de 3,56%, ou seja, esse valor é a diferença média entre os valores de coeficientes dos três métodos em relação ao experimental.

Porém, ao continuar aumentando o ângulo de ataque para um valor de aproximadamente 10,53°, percebe-se que o método SST-k- ω antecipa estol no perfil, apesar de capturar de forma eficiente os efeitos do escoamento para valores de α até aproximadamente 10°. O método supracitado, acaba criando uma zona com vórtice acentuado no bordo de fuga em relação ao método spalart-Allmaras e k - ϵ *Realizable*, resultado esse do desprendimento da CL, ocasionando a perda de sustentação repentina devido aos efeitos viscosos e turbulentos da separação, conforme é observado no Gráfico 2. A separação da CL para o valor de α aproximadamente 10° é vista também na Figura 20 para os três modelos simulados.

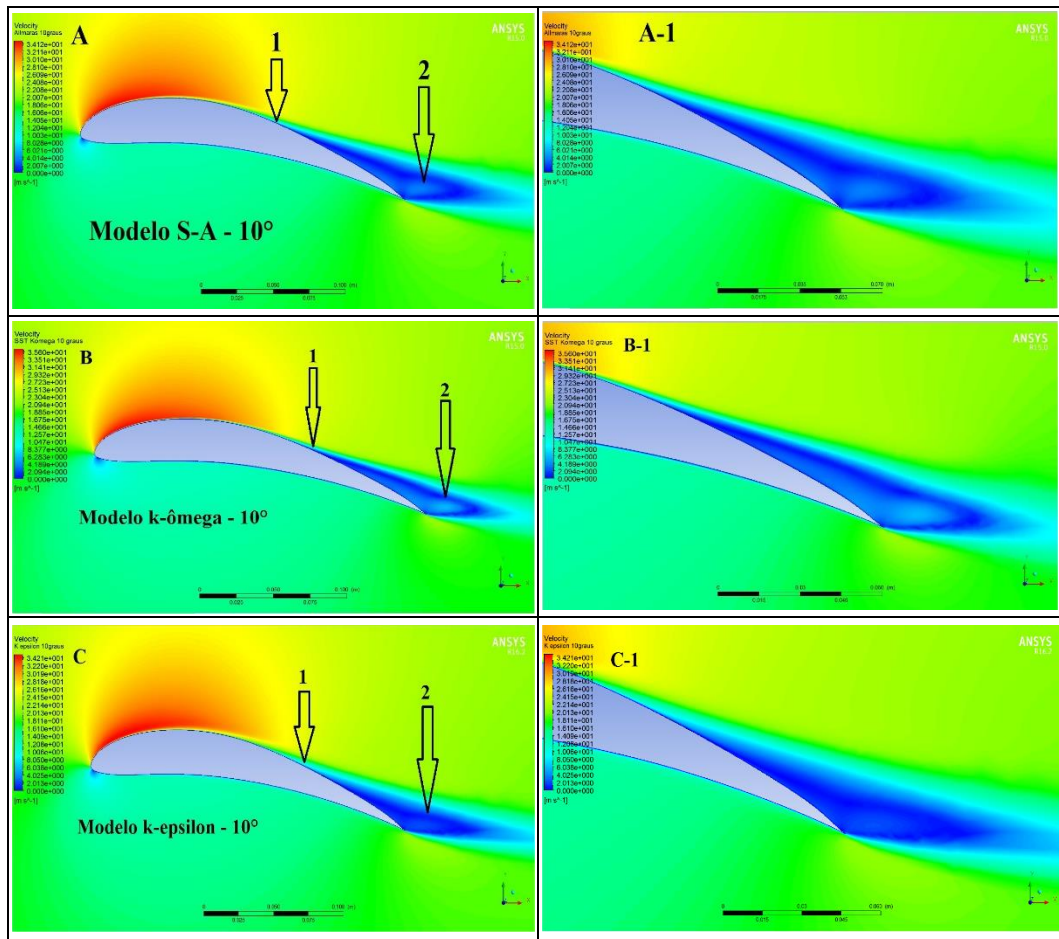
Gráfico 2: Comparativo entre os métodos computacionais e valores experimentais.



Fonte: Autoria própria (2017).

Os pontos marcados 1 e 2 apresentados para cada modelo de turbulência (Figura 20), indicam os fenômenos de vorticidade do ar, mais conhecido com turbulência, em cada método percebe-se sua capacidade de representar a zona de esteira turbulenta, a partir da separação da CL. Também é possível visualizar regiões de estagnação seguidas de regiões com velocidade, o que caracteriza zonas instáveis e regiões de imprecisão dos métodos aplicados.

Figura 20: Ilustração da separação da camada limite obtidas pelos três modelos de turbulência.



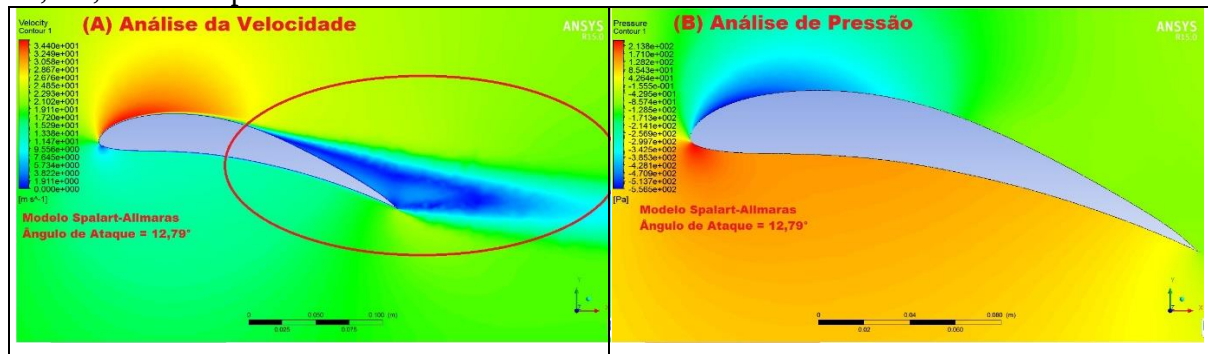
Fonte: Autoria própria (2017)

O Spalart-Allmaras em relação ao método SST- $k-\omega$, apresenta um decréscimo do coeficiente de sustentação a partir de $7,5^\circ$, porém ocorrendo o estol apenas a um ângulo de $12,79^\circ$. Quando comparado com os dados experimentais, esse método se mostra preciso com relação a previsão do ângulo de sustentação máxima, porém a diferença do c_l em relação ao experimental foi de 14,98%, um valor relativamente alto para uma análise CFD. No gráfico 2 é mostrado a região turbulenta oriunda da inclinação do perfil resultando no cl_{max} , e posteriormente estol.

Uma vantagem desse modelo em relação aos demais, é em relação ao tempo para obtenção dos dados, pois o maior número de iterações realizadas para um determinado ângulo

de ataque, principalmente aquele próximo a região do estol, não superou 11 mil iterações, logo bem inferior aos outros dois métodos que requisitaram um maior esforço computacional para obter os mesmos resultados. Os efeitos de desprendimento da CL para o ângulo de estol obtido no modelo Spalart-Allmaras, é visto na Figura 21.

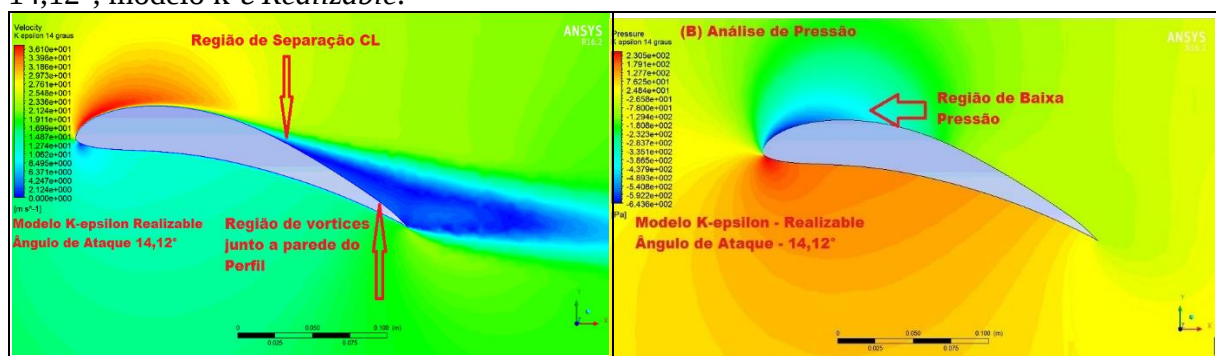
Figura 21: Ilustração da turbulência no perfil com a ocorrência do estol para um ângulo de $12,79^\circ$, modelo Spalart-Allmaras.



Fonte: Autoria própria (2017).

O método $k-\epsilon$ *Realizable* conforme mostrado anteriormente no Gráfico 2, se mostrou mais eficaz do que os outros modelos avaliados em relação a análise do coeficiente de sustentação, pois o mesmo para todos os ângulos estudados, obteve valores de c_l mais próximos do experimental, apesar desse retardar o estol, ocorrendo em aproximadamente 14° . Percebe-se na Figura 22, que a região de separação da CL apresenta menor vorticidade (região mais clara) junto ao bordo de fuga e na superfície superior do perfil, o que por sua vez reflete diretamente na boa aproximação obtida no Gráfico 2.

Figura 22: Ilustração da turbulência no perfil com a ocorrência do estol para um ângulo de $14,12^\circ$, modelo $k-\epsilon$ *Realizable*.



Fonte: Autoria própria (2017).

O valor de coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque é apresentado na Tabela 3. Ainda na tabela, em amarelo é destacado os valores de c_l para o ângulo de ataque correspondente ao estol.

Tabela 3: Resultados de Cl x α , obtidos da simulação do perfil Eppler 423

Alpha	Cl-Selig <i>et al</i> (1996)	CFD		
		Cl- CFD - S-Allmaras	Cl- CFD - K-epsilon. RZB	Cl- CFD - SST K-ômega
0,115	0,959	0,975	1,006	0,978
1,739	1,115	1,127	1,069	1,033
2,014	1,138	1,160	1,080	1,060
3,789	1,301	1,274	1,149	1,231
4,287	1,344	1,343	1,211	1,279
7,128	1,556	1,495	1,565	1,553
10,532	1,803	1,634	1,701	1,768
12,799	1,961	1,667	1,732	1,625
14,120	1,951	1,627	1,769	1,614
15,625	1,933	1,632	1,743	1,581
16,935	1,906	1,639	1,721	1,560
18,323	1,879	1,648	1,697	1,539

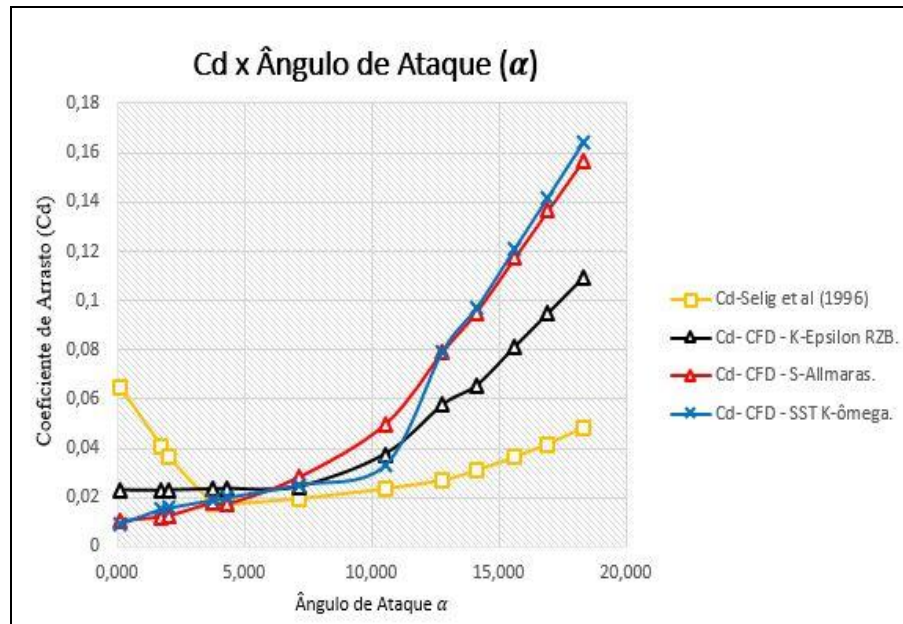
Fonte: Autoria própria (2017)

Com relação ao coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque, os métodos empregados no presente trabalho não tiveram resultados tão satisfatórios como os que foram apresentados na análise do c_l .

Os três métodos aqui discutidos tiveram boa aproximação entre 3,7 e 7,1°, porém, para valores entre 0 e aproximadamente 3,7° e para valores de α maiores 8°, apresentaram dificuldades de prever o c_d , nessa faixa de valores citada, a diferença entre o experimental e coeficiente de arrasto calculado pelos métodos se tornou relativamente alto. Esse fenômeno pode estar associado a dificuldade que o método tem de estimar a energia cinética turbulenta resultante dos efeitos viscosos próximo a parede do perfil. Outro fator também que pode dificultar a análise, é em relação ao número de Reynolds ser relativamente baixo, o que resulta em um adiantamento da CL dificultando aplicação dos métodos de forma eficaz. Porém, vale salientar que, para fins de estudos acadêmicos os valores obtidos são aceitáveis já que entre 4 e 10° o erro médio dos três métodos obtiveram um valor menor 5%, já para aplicações específicas é aconselhado um estudo mais detalhado a fim de reduzir esse erro.

Ainda com relação ao estudo do coeficiente de arrasto, deve-se atentar sobre o modelo $k-\epsilon$ *Realizable*, apresentado no Gráfico 3, o modelo em comparação com os outros dois modelos citados aqui nesse trabalho, tem melhor aproximação em relação ao experimental, isso porque o modelo como comentado anteriormente, utiliza duas equações. Próxima a parede, usa-se de equacionamento para representar a taxa de cisalhamento k e para região na qual o fluido se torna totalmente turbulento uma equação de dissipação ϵ , assim aumentado a eficiência do método já que essa é uma forma melhorada do modelo RNG, que utiliza duas formulações para representar dois efeitos distintos, assim capturando de forma precisa os efeitos de viscosos junto a parede, consequentemente o arrasto.

Gráfico 3: Comparativo entre o valor experimental do c_d em relação aos modelos analisados.



Fonte: Autoria própria (2017)

Assim como na sustentação valor de coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque pode ser visto na tabela 4. Em amarelo é destacado os valores de c_d para o ângulo de ataque correspondente ao estol.

Tabela 4: Resultados de C_d , obtidos da simulações do perfil Eppler 423.

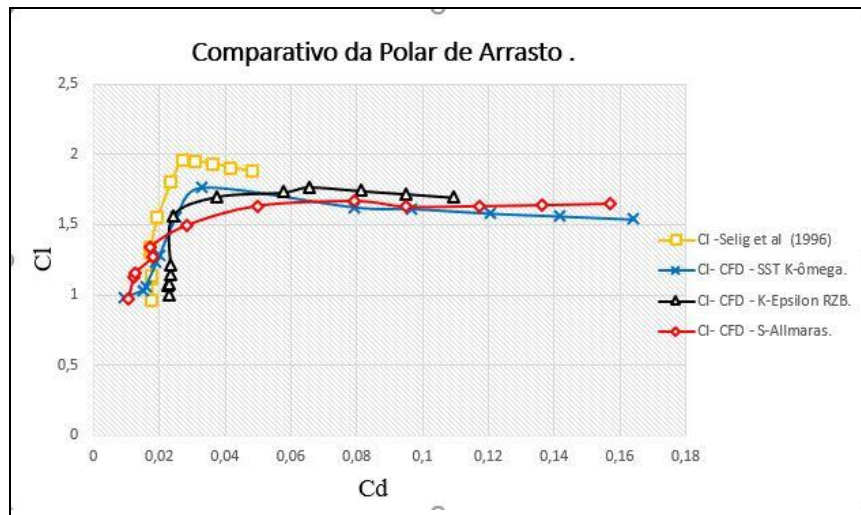
Alpha	Cd - Selig et al (1996)	CFD		
		Cd- CFD - S-Allmaras	Cd- CFD - K-epsilon. RZB	Cd- CFD - SST K-ômega
0,115	0,0644	0,011	0,023	0,009
1,739	0,0409	0,012	0,023	0,015
2,014	0,0365	0,013	0,023	0,016
3,789	0,0174	0,018	0,023	0,019
4,287	0,0173	0,017	0,024	0,020
7,128	0,0195	0,028	0,024	0,025
10,532	0,0235	0,050	0,038	0,033
12,799	0,0270	0,079	0,058	0,079
14,120	0,0310	0,095	0,066	0,097
15,625	0,0363	0,117	0,081	0,121
16,935	0,0417	0,137	0,095	0,142
18,323	0,0482	0,157	0,110	0,164

Fonte: Autoria própria (2017).

A partir dos coeficientes de sustentação e arrasto obtidos pelos modelos em estudo no presente trabalho, determina-se então a polar de arrasto para o perfil em questão. Também munido da polar de arrasto experimental do próprio perfil, pode-se fazer um comparativo, assim como é mostrado no Gráfico 4.

Percebe-se, conforme o Gráfico 4, que o método $k-\varepsilon$ *Realizable* tem uma melhor aproximação como evidenciado na polar de arrasto assim como mostrado nos gráficos anteriores. Apesar do método Spalart-Allmaras e SST- $k-\omega$ apresentarem bons resultados quanto a sustentação, esses métodos não apresentaram um coeficiente de arrasto tão satisfatório como o modelo *Realizable*. Nesse último comparativo, o $k-\varepsilon$ *Realizable* apresenta um c_l em função do cd constante até um valor de aproximadamente 1,6, quando o arrasto aumenta rapidamente. Esse tipo de característica apresentada é vista em condições reais, pois como percebe-se, a polar de arrasto experimental se comporta com o mesmo padrão. Assim mostra-se a evidência da eficiência do modelo $k-\varepsilon$ *Realizable* em capturar os coeficientes aerodinâmicos.

Gráfico 4: Comparação da polar de arrasto entre dados experimentais e os modelos estudados.



Fonte: Autoria própria (2017).

Não foi alvo desse estudo, porém vale salientar que outro fator que pode ser usado como critério para a escolha dos métodos propostos no trabalho, é o tempo e exigência computacional para se alcançar as soluções. Entre os três modelos apresentados o SST- $k-\omega$ e $k-\varepsilon$ *Realizable* só obtiveram convergência a partir de 13 mil iterações. Para alguns ângulos de ataque, o valor de iterações superou 20 mil. O número de iterações realizado influencia diretamente no tempo de obtenção dos resultados onde, em média, cada simulação para o ângulo de ataque específico, o tempo de simulação chegou a ser maior que 16 horas de simulação, tempo relativamente alto para uma análise 2D.

5. CONCLUSÃO

Para análise do escoamento em torno de um perfil aerodinâmico, o presente trabalho realizou uma metodologia fundamentada na Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD). Tendo como ferramenta para obtenção dos resultados o pacote comercial ANSYS FLUENT, com o qual foi possível obter os resultados apresentados. A partir desses dados, chega-se à conclusão que os resultados finais para os coeficientes de sustentação, para os três modelos apresentam resultados aceitáveis para ângulo de ataque aproximadamente 10° , levando em consideração quando se trata de estudo acadêmicos. A partir desse valor, até o ângulo de 18° os modelos mostraram sofrer dificuldade em capturar com precisão o valor do coeficiente de sustentação c_l , devido à baixa aproximação obtida nas simulações para o coeficiente de arrasto c_d como foi apresentado. Dessa forma com base na literatura do Fox (1998) e Anderson (1991) e no próprio manual do ANSYS, pode-se afirmar que essa dificuldade em representar com precisão os efeitos próximos a região de estol, está relacionado com a ocorrência do desprendimento da camada limite a partir de 7° , oriundos dos efeitos viscosos e turbulentos próximo a parede, e assim sabe-se que cada modelo aborda de forma diferente esse fenômeno, conforme sua modelagem matemática.

Outro fator que influencia diretamente os resultados é a construção da malha, na qual apesar de ter apresentado bons resultado conforme apresentado na metodologia, ainda caberia um estudo detalhado para maximizar os resultados.

Apesar deste trabalho não abordar o custo computacional de forma detalhada, a relação custo/benefício do modelo Spalart-Allmaras ganha posição de destaque nestes resultados. Pois durante o desenvolvimento das simulações os métodos SST-k- ω e k- ϵ *Realizable*, chegaram a um número de iterações bem superiores em relação ao modelo S-A. Logo, aplicação do método dependeria de duas situações, o requisito de tempo necessário para realizar a preparação do modelo e posteriormente a análise, e a outro a eficácia do modelo. No quesito tempo computacional, o modelo S-A se torna mais aplicável que os demais, porém como foi visto anteriormente o modelo *Realizable* tem maior eficácia em relação aproximar-se do valor experimental a baixo número de Reynolds.

Dessa forma além do que já foi apresentado nos resultados, é necessário incluir o custo computacional como um fator de grande relevância na escolha do método empregado nas análises, já que a corrida por desenvolvimento tecnológico tem como um dos seus pilares a otimização do tempo para se chegar no produto final, porém, as configurações da máquina podem ser um fator limitador para determinada aplicação de determinados modelos.

Portanto, com intuito de melhorar os resultados em trabalhos futuros, é necessário um aprofundamento dos modelos de turbulência utilizadas pelo *software* ANSYS FLUENT, assim como adquirir experiência com a ferramenta computacional. Devido a sua complexidade, é necessário ter um grande embasamento para utilizar todas as funções disponíveis no pacote computacional, sendo esse um dos pontos chave para a redução de distorções geradas nas análises, aproximando os resultados obtidos pelo método CFD cada vez mais dos valores experimentais. Além disso torna se necessária a utilização de computadores com maior recurso computacional, que permitam uma malha mais refinada e consequentemente melhores resultados.

REFERÊNCIAS

ABBOTT, I. H.; DOENHOFF, A. E. V. **Theory of wing sections**. 1ed. New York: Mc Graw-Hill Book Company, 1959.

AIRFOIL Tools. **NACA 4 digit airfoil specification**. Disponível em: <<http://www.airfoiltools.com/airfoil/naca4digit>>. Acesso em: 22 fev. 2017.

ANDERSON, John David. **Fundamentals of Aerodynamics**. 5.ed: Nova York: Mc Graw-Hill, 1991.

ANDERSON, John David. **A History of Aerodynamics: And Its impact on Flying Machines**. 1.ed: Cambridge: Cambridge University Press, 1997.

BRUNETTI, F. **Mecânica dos Fluidos**. 2.ed. rev.- São Paulo: Pearson Prentice Hall, 2008.

ÇENGEL, Y. A.; CIMBALA, John M. **Mecânica dos Fluidos**. 1.ed. Nova York: Mc Graw-Hill, 2007.

DINIZ, Bruno da Cunha. **Desenvolvimento de Perfis aerodinâmicos a partir de suas características utilizando redes neurais artificiais**. 2013. 114 f. Dissertação (Mestrado) - Curso de Mestre em Engenharia Mecânica, Pós-graduação, Universidade Federal do Rio Grande do Norte., Natal, 2013.

DISCOVERY BRASIL. **Grandes Missões da NASA - NASA**, 2003. Disponível em: <<http://discoverybrasil.uol.com.br/web/nasa/terra/naca/?Page=1>>. Acesso em: 02 jul. 2016.

FLIGHT WITHOUT BERNOULLI. Vancouver: The Physics Teacher, v. 1, 1998. Trimestral.

FORTUNA, Armando de Oliveira. **Técnicas Computacionais para Dinâmica dos Fluidos Conceitos Básicos e Aplicações**. 1.ed. São Paulo: Universidade de São Paulo, 2000.

FOX, R.W.; McDonald, A.T. **Introdução a Mecânica dos Fluidos**. Livro Técnico e Científico Editora S.A - LTC, 1998.

HOUGHTON, E. L. et al. **Aerodynamics for Engineering Students**. 6.ed. Waltham: Elsevier, 2013.

KLIEWER, David. **Análise de perfis aerodinâmicos Joukowski**. S.D. Disponível em: <http://www.profezequias.net/airfoil_david_kliewer>. Acesso em: 10 abr. 2017.

MIRANDA, R. L. E. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica**. 1.ed. Salto: Cengage, 2013.

MALISKA, R. C. **Transferência de Calor e Mecânica dos Fluidos Computacional**. 2014. 2.ed. Rio de Janeiro. LTC, 2004.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. NASA - NACA – 90 anos depois. Disponível em: https://www.nasa.gov/centers/dryden/news/X-Press/stories/2005/032505_NACA_90th.html. Acesso em 10 ago. 2016.

OLIVEIRA, Pedro Magalhães. **Sustentação aerodinâmica: Denunciando os erros do mecanismo físico**. 2009. Disponível em: <<http://www.sbfisica.org.br/fne/Vol10/Num1/a07>>. Acesso em: 08 abr. 2017.

PÁSSARO, João Pedro A.; “**Desenvolvimento e Otimização de um Sistema de Coleta Térmica Aplicado a Painéis Solares do Tipo PV/T**”. Escola Superior de Tecnologia de Setúbal, 2015.

PLANTIER, Renato Duarte. Publicação de artigo. **Arrasto Aerodinâmico: Características Gerais**, abr. 2013. Disponível em: <http://www.meioambiente.culturamix.com/natureza/arrasto-aerodinamico-caracteristicas-gerais>. Acesso em: 15 jan. 2017.

PEIXOTO, P.S.; WAGNER. G. R.; A. **Noções de Mecânica dos Fluidos com Aplicação em Perfis Aerodinâmicos**. Escola Superior de Tecnologia de Setúbal, 2009.

RAYMER, D. P. **Aircraft Design: A Conceptual Approach**. 2. ed. Washington, DC: AIAA, 1992.

RIBEIRO, FERNANDA. ALVES. **Análise aerodinâmica de perfis de Asa para aeronaves experimentais tipo JN-1**. 2011. 95 f. Dissertação (Mestrado em engenharia Mecânica) – Programa de pós-graduação em engenharia Mecânica, Universidade Federal do Rio Grande do Norte, Natal, 2011.

ROSA, E.; **Introdução ao projeto aeronáutico: uma contribuição à competição SAE Aerodesign**. Santa Catarina: UFSC Centro Tecnológico, 2006.

SANTOS, Alexandre A. Coelho.; “**Simulação Numérica de Perfis Alares Utilizados em Aero geradores de Eixo Vertical**”. Faculdade de Ciência e Tecnologia da Universidade de Coimbra, 2012.

SELIG, Michael Scoot. Et al. “**Summary of Low-Speed Airfoil Data**”. Volume 2. Virginia. University of Illinois, 1996.

SOARES, Renan Francisco. **Estudo Fluidodinâmico computacional (CFD) aplicado à aerodinâmica do esporte automobilístico**. 2013. 149 f. Monografia (Especialização) - Curso de Engenharia Mecânica, Universidade Tecnológica Federal do Paraná, Cornélio Procópio, 2013.

SPINDOLA, J. R. **Aerodinâmica nos Aerofólios**, 2003. Disponível em: <<http://amigonerd.net/exatas/engenharia/aerodinamica-nos-aerofolios>>. Acesso em: 24 nov. 2016.

WELTNER, Klaus et al. A dinâmica dos Fluidos Complementada e a sustentação da asa. **Revista Brasileira de Ensino em Física**, Salvador, v. 23, n. 15, p.429-443, 4 dez. 2001.

WHITE, Frank M.. **Mecânica dos Fluidos**. 6. Ed. New York: Mcgraw-hill Book Company, 2011. 880 p.