



UNIVERSIDADE FEDERAL RURAL DO SEMI-ÁRIDO
CENTRO DE ENGENHARIAS
ENGENHARIA MECÂNICA

LARISSA DA SILVA PONTES

**ANÁLISE NUMÉRICA SOBRE A EFICIÊNCIA AERODINÂMICA DOS END
PLATES EM VEÍCULO AÉREO NÃO-TRIPULADO (VANT)**

MOSSORÓ – RN

2018

LARISSA DA SILVA PONTES

**ANÁLISE NUMÉRICA SOBRE A EFICIÊNCIA AERODINÂMICA DOS END
PLATES EM VEÍCULO AÉREO NÃO-TRIPULADO (VANT)**

Projeto de Conclusão de Curso II
apresentado à Universidade Federal Rural
do Semi-Árido – UFERSA,
Departamento de Ciências Ambientais e
Tecnológicas para a obtenção do título de
Bacharel em Engenharia Mecânica.

Orientador: Prof. Msc. Daut de Jesus
Nogueira Peixoto Couras - UFERSA

MOSSORÓ – RN

2018

LARISSA DA SILVA PONTES

**ANÁLISE NUMÉRICA SOBRE A EFICIÊNCIA AERODINÂMICA DOS END
PLATES EM VEÍCULO AÉREO NÃO-TRIPULADO (VANT)**

Projeto de Conclusão de Curso II
apresentado à Universidade Federal Rural
do Semi-Árido – UFERSA, Centro de
Engenharias para a obtenção do título de
Bacharel em Engenharia Mecânica.

APROVADA EM: 19/04/2018

BANCA EXAMINADORA:

Daut de Jesus N. P. Couras

Daut de Jesus Nogueira Peixoto Couras, Prof. Msc. (UFERSA)

Presidente

Fernanda Alves Ribeiro.

Fernanda Alves Ribeiro, Prof. Dr. (UFERSA)

Membro Examinador

Ramsés Otto Cunha Lima

Ramsés Otto Cunha Lima, Prof. Dr. (UFERSA)

Membro Examinador

© 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.

P813a Pontes, Larissa da Silva .
ANÁLISE NUMÉRICA SOBRE A EFICIÊNCIA
AERODINÂMICA DOS END PLATES EM VEÍCULO AÉREO NÃO-
TRIPULADO (VANT) / Larissa da Silva Pontes. 2018.
47 f. : il.

Orientador: Daut de Jesus Nogueira Peixoto
Couras.

Monografia (graduação) - Universidade Federal
Rural do Semi-árido, Curso de Engenharia
Mecânica, 2018.

1. Aerodinâmica. 2. End plates. 3. Dinâmica dos
fluidos computacional (CFD). I. Couras, Daut de
Jesus Nogueira Peixoto , orient. II. 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.

DEDICATÓRIA

Aos meus pais e irmã, aos amigos e a todos que fizeram parte desses cinco anos de graduação, desde a chegada à universidade até a entrega deste trabalho.

AGRADECIMENTOS

Aos meus pais, Josinaldo e Rosilene, e à minha irmã pelo apoio de sempre. Ao Professor Msc. Daut de Jesus Nogueira Peixoto Couras, pela disposição de aceitar e, com dedicação, orientar este trabalho, além da gentileza de compartilhar seus conhecimentos. A Universidade Federal Rural do Semi-Árido, por oferecer sua infraestrutura e oportunidades no decorrer dos últimos cinco anos. A todos os professores da rede pública de ensino, desde o nível fundamental ao superior, que inspiraram e contribuíram para minha educação ao longo de todos os anos contados até a realização deste trabalho. Aos meus amigos Paula Caminha e Rodrigo Ogarou e em especial à Jakson Gomes cuja ajuda foi de extrema importância para a conclusão deste trabalho.

"Os pássaros devem experimentar a mesma sensação, quando distendem suas longas asas e seu vôo fecha o céu... Ninguém, antes de mim, fizera igual."

Alberto Santos Dumont

RESUMO

Ao longo dos anos, diversos experimentos vêm sendo realizados, comprovando que o uso do *end plate* adequado pode contribuir para a diminuição do arrasto, e algumas vezes, proporciona um aumento do coeficiente de sustentação e na estabilidade longitudinal da aeronave. *End plates* são dispositivos de ponta de asa que tem como finalidade diminuir o arrasto sobre a mesma, mais especificamente o arrasto induzido, e consequentemente, aumentar a eficiência aerodinâmica da aeronave como um todo. Por isso seu estudo e implementação é tão importante uma vez que sempre se busca aumentar a eficiência das aeronaves e esse aumento de eficiência implica diretamente em um menor consumo de combustível, contribui de forma que a aeronave atinja maiores alturas de voo além de melhorar seu desempenho em pista e na sua subida. Tendo em vista esses benefícios fornecidos pela utilização desse dispositivo, o presente trabalho tem como proposta realizar simulações com o intuito de verificar se a adição do *end plate* na extremidade da asa diminui o arrasto e, consequentemente, aumenta a eficiência aerodinâmica da asa. Foi testada uma geometria comum de *end plate* e foi verificado se houve uma melhora no desempenho da aeronave, fazendo o comparativo da asa com e sem o *end plate*. Para isso foi utilizado o software ANSYS que é amplamente usado para realizar simulações computacionais sendo possível obter resultados confiáveis se configurado corretamente. A asa que foi objeto de estudo é uma asa retangular que foi utilizada na competição de acesso SAE Brasil *AeroDesign* 2016 pela equipe PegAzuls – *AeroDesign*.

Palavras-chave: Aerodinâmica; *End plates*; Dinâmica dos fluidos computacional (CFD)

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Monoplano	11
Figura 2 – Biplano	11
Figura 3 - Componentes Estruturais da Asa	12
Figura 4 - Principais formas geométricas de asas.....	13
Figura 5 - Exemplos de <i>end plates</i> utilizados em aeronaves comerciais.....	13
Figura 6 - Geometrias de <i>end plates</i>	14
Figura 7 - Escoamento sobre uma asa	16
Figura 8 - Exemplos de veículos aéreos não tripulados	18
Figura 9 – Divisão quanto ao tipo de malha.....	20
Figura 10 - Exemplo de malha ortogonal adaptada a um cilindro	21
Figura 11 - Exemplo de malha não ortogonal adaptada a um cilindro.....	21
Figura 12 - Exemplo de malha estruturada (O-grid) bidimensional de linhas não ortogonais.	21
Figura 13 - Exemplo de malha de bloco estruturada, bidimensional, com coincidência nas interfaces.....	22
Figura 14 - Exemplo de malha de bloco estruturada, bidimensional, sem coincidência nas interfaces.....	22
Figura 15 - Exemplo de malha de bloco estruturada, composta, bidimensional.	23
Figura 16 - Exemplo de Malha não estruturada	23
Figura 17 - Mudança gradual no tamanho das células	24
Figura 18 - Mudança brusca no tamanho das células.....	24
Figura 19 - Relação de aspecto ideal x Alta relação de aspecto.....	25
Figura 20 - Geometria da asa.....	28
Figura 21 - Dimensões da asa utilizada nas simulações	29
Figura 22 - Perfil Selig 1223 modificado	29
Figura 23 - Volume de controle.....	30
Figura 24 – Níveis de refinamento da malha.....	31
Figura 25 - Detalhe da malha ao redor da asa	31
Figura 26 - Número de elementos da malha em função do <i>skewness</i>	32
Figura 27 - Número de elementos da malha em função da relação de aspecto.....	32
Figura 28 - Configuração do <i>inlet</i>	33
Figura 29 - Configuração do <i>opening</i>	33

Figura 30 - Configuração do critério de convergência	34
Figura 31 - Configuração do modelo de turbulência	34
Figura 32 - Coeficiente de sustentação C_l em função do ângulo de ataque α	35
Figura 33 - Coeficiente de arrasto C_d em função do ângulo de ataque α	36
Figura 34 - Coeficiente de sustentação C_l em função do coeficiente de arrasto C_d	36
Figura 35 - Coeficiente de pressão ao longo da corda na ponta da asa	37
Figura 36 - Distribuição do coeficiente de sustentação C_l ao longo da envergadura	38

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Valores de skewness relacionados à qualidade da célula.....	24
Tabela 2 - Configurações da máquina utilizada	28

LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

CFD	<i>Computational Fluid Dynamics</i>
MDF	Método das Diferenças Finitas
MEF	Método de Elementos Finitos
MVF	Método dos Volumes Finitos
NS	<i>Navier-Stokes</i>
SST	<i>Shear-Stress Transport</i>
VANT	<i>Veículo Aéreo Não-Tripulado</i>
VC	Volume de Controle

LISTA DE SÍMBOLOS

3D	Tridimensional
C	comprimento da corda
C_d	coeficiente de arrasto
C_l	coeficiente de sustentação
k	energia cinética turbulenta
$k-\varepsilon$	modelo de turbulência K-épsilon
$k-\omega$	modelo de turbulência K-ômega
Re	número de Reynolds
V	velocidade do escoamento
α	ângulo de ataque
ε	taxa de dissipação
ρ	Densidade
μ	viscosidade cinemática do fluido
∂	derivada parcial

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	8
1.1	JUSTIFICATIVA.....	9
1.2	OBJETIVO GERAL.....	10
1.3	OBJETIVO ESPECÍFICO	10
2	REFERENCIAL TEÓRICO	11
2.1	ASA.....	11
2.1.1	Asa Retangular.....	12
2.1.2	Asa Trapezoidal	12
2.1.3	Asa Elíptica.....	13
2.2	END PLATES	13
2.3	AERODINÂMICA EM AEROPLANOS	15
2.3.1	Força de Sustentação	15
2.3.2	Força De Arrasto	16
2.4	VANT's	17
2.5	COMPONENTES DE UMA SOLUÇÃO NUMÉRICA.....	18
2.5.1	Modelo Matemático	18
2.5.2	Discretização do método.....	19
2.5.2.1	Método dos Volumes Finitos	19
2.5.3	Sistema de Cordenadas de Base Vetorial	20
2.5.4	Malhas Numéricas	20
2.5.4.1	Malhas Ortogonais	20
2.5.4.2	Malhas não-ortogonais	21
2.5.4.3	Malhas Estruturadas (regulares).....	21
2.5.4.4	Malha de Bloco-Estruturada.....	22
2.5.4.5	Malha Não-Estruturada	23
2.5.4.6	Parâmetros de qualidade da malha	23

2.5.5	Aproximações Finitas	25
2.5.6	Método de Solução	25
2.5.7	Critério de Convergência	25
2.6	MODELO DE TURBULÊNCIA PARA ANÁLISE DE ESCOAMENTO	26
2.6.1	Modelos K-Ômega	26
2.6.1.1	Standard k- ω	26
2.6.1.2	SST k- ω	26
3	METODOLOGIA	28
3.1	CONDIÇÕES DE VOO	29
3.2	GEOMETRIA SELECIONADA	29
3.3	MALHA	30
3.4	CONDIÇÕES DE CONTORNO	33
3.5	CONFIGURAÇÃO DO SOLVER	34
4	RESULTADOS E DISCUSSÕES	35
5	CONCLUSÃO	39
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	40

1 INTRODUÇÃO

A fluido dinâmica computacional – CFD (Computational Fluid Dynamics) – é um ramo da Mecânica dos Fluidos que baseia-se na análise, através de simulações computacionais, de sistemas consistentes em escoamento de fluido, transferência de calor e demais fenômenos associados. A técnica é utilizada numa vasta gama de aplicações industriais e científicas como: aerodinâmica veicular e aeroespacial, hidrodinâmica de navios, trocadores de calor, meteorologia, biomedicina, dentre outras (VERSTEEG, 1995).

Atualmente a simulação numérica em mecânica dos fluidos tem sido uma poderosa ferramenta para a resolução de importantes problemas e vem se mostrando muito prática pelo fato de ser possível deixar computadores processando um modelo por um determinado período sem que haja a necessidade constante do monitoramento humano, fato que seria impossível se as simulações fossem feitas em laboratórios.

Caso se faça necessário analisar o escoamento em uma determinada geometria, para que esta análise seja feita em laboratório será necessário a construção de uma bancada de testes (um túnel de vento por exemplo) que demanda uma grande quantidade de recursos tanto materiais como humanos. Neste caso, inicialmente precisa-se de um espaço físico, que dependendo do que se queira analisar o espaço pode ter um tamanho considerável. Depois seria necessário um grande número de sensores e medidores calibrados de forma adequada. E por último seria necessário a contratação de um pessoal especializado, com um devido treinamento, de maneira que estejam aptos a lidar com este tipo de equipamento para que estes sejam devidamente instalados e operados.

Para Lanchester (1897), *end plates* são superfícies verticais adicionados à ponta da asa que, quando instalados, reduzem significativamente os efeitos aerodinâmicos tridimensionais e consequentemente, reduzem o arrasto induzido na asa que está relacionado ao vórtice de ponta de asa. De acordo com Souza (2011), vórtice é um escoamento turbulento giratório em que as linhas de corrente desenvolvem um formato circular ou espiral. Pode ser ainda ser descrito como movimentos espirais ao redor de um centro de rotação que surgem devido a diferença de pressão entre duas regiões vizinhas, que é exatamente o que acontece na parte superior e inferior da asa, onde tem-se uma pressão maior no intradorso e menor no extradorso. Este efeito gerado na ponta da asa é amplamente estudado na indústria aeronáutica, pois isto implica em um aumento no arrasto da aeronave, mais especificamente, o arrasto induzido. Este por sua vez é responsável por diminuir significativamente a eficiência da aeronave, sendo, portanto, um fator

importante a ser levado em consideração no estudo aerodinâmico uma vez que reduzindo o arrasto, também será reduzido o consumo de combustível.

Portanto, o trabalho aqui apresentado visa utilizar a fluido dinâmica computacional para analisar a influência que o *end plate* tem sobre a eficiência aerodinâmica da asa de aeronaves destinadas à competição SAE Brasil *AeroDesign*, que são aeronaves rádio-controladas e não-tripuladas, analisando o quanto de arrasto é diminuído a partir da utilização deste dispositivo e o quanto de sustentação é obtido. Após isso será feita uma comparação da asa com o *end plate* e a mesma asa sem o *end plate*, para então ser analisado se a implementação, nesse caso, será viável ou não, do ponto de vista da eficiência aerodinâmica, não levando em conta fatores como custos de instalação e manutenção, impactos no carregamento e na velocidade de *flutter*, nas deflexões aeroelásticas, aumento de peso, estabilidade e controle, entre outros.

1.1 JUSTIFICATIVA

Desde a construção da primeira aeronave, vários estudos foram desenvolvidos com o intuito de otimizar cada vez mais a construção destas e aumentar sua eficiência, fazendo com que sejam utilizados materiais mais leves e resistentes ao mesmo tempo em que os aviões são projetados para carregar mais peso utilizando o mínimo de combustível possível. Sabe-se que anualmente as linhas aéreas gastam centenas de milhares de dólares apenas em combustível, assim diversos projetistas realizam estudos que visem reduzir o consumo de combustível pois isto implicará diretamente no aumento de sua eficiência e viabilidade econômica.

Segundo Mann e Elsholz (2005) estima-se que desde o início da construção das primeiras aeronaves civis, o consumo de combustível foi reduzido em 70% quando comparada com as aeronaves mais atuais, sendo que desses 70%, 30% foram devidos a evolução no projeto da estrutura e 40% se deve ao aumento da eficiência dos motores. De acordo com Pinto (2004), o arrasto induzido é responsável por 30% a 40% do arrasto total do avião de transporte em condição normal de cruzeiro e a introdução de dispositivos que reduzam este arrasto na aeronave contribuem para que a mesma atinja maiores alturas de voo, consuma menos combustível, voe mais rápido e tenha uma melhoria significativa no seu desempenho em pista e na sua subida.

Num estudo como este, em que sempre se está buscando geometrias novas, materiais novos dentre outros, há a necessidade do teste de diferentes protótipos. Se estes testes forem feitos em laboratório vai existir a necessidade de um tempo para preparação e execução e este tempo poderá ser bem elevado. Uma alternativa viável, que não substitui completamente,

entretanto com ela são obtidos resultados satisfatórios, é o uso da dinâmica dos fluidos computacional que com o advento do avanço tecnológico vem sendo cada vez mais utilizada já que com o passar dos anos a capacidade de processamento dos computadores vem aumentando consideravelmente e cada vez mais estes estão acessíveis.

Outro ponto que favorece o uso da fluidodinâmica computacional é o fato de que as simulações numéricas podem substituir testes de alto grau de periculosidade e eventualmente detectar problemas de segurança, prevenindo graves acidentes. “ É possível inclusive, executar testes numéricos de situações que não poderiam ser reproduzidas em laboratório, como voos de aeronaves nos limites da atmosfera da Terra.” (ANDERSON, 1995).

1.2 OBJETIVO GERAL

Simular uma asa com e sem *end plate* e analisar se este dispositivo aumentou a eficiência aerodinâmica da asa.

1.3 OBJETIVO ESPECÍFICO

- Analisar as vantagens obtidas com a utilização do *end plate*;
- Comparar os resultados sem o *end plate*;
- Construir as curvas que relacionam o coeficiente de sustentação e arrasto com o ângulo de ataque;
- Apresentar o ganho ou a perda de eficiência aerodinâmica;
- Mostrar o ganho ou perda de sustentação ao longo da envergadura.

2 REFERENCIAL TEÓRICO

Os tópicos que serão mostrados a seguir, mostrarão definições necessárias ao entendimento do trabalho que aqui está sendo apresentado.

2.1 ASA

As asas são superfícies sustentadoras unidas a cada lado da fuselagem e representam os componentes fundamentais que suportam o avião no voo. (RODRIGUES,2013). Para cada modelo ou forma, a asa terá um desempenho específico. Quanto à posição da fixação da asa na fuselagem, ela pode ser classificada em alta, média ou baixa e de acordo com o número de par de asas, as aeronaves são classificadas como monoplano (quando possuem apenas um par de asas) ou biplano (quando possuem dois pares de asas). As Figuras 1 e 2 abaixo mostram exemplos de um monoplano e um biplano.

Figura 1 – Monoplano



Fonte: Site For Wall Papers¹ (2017)

Figura 2 – Biplano



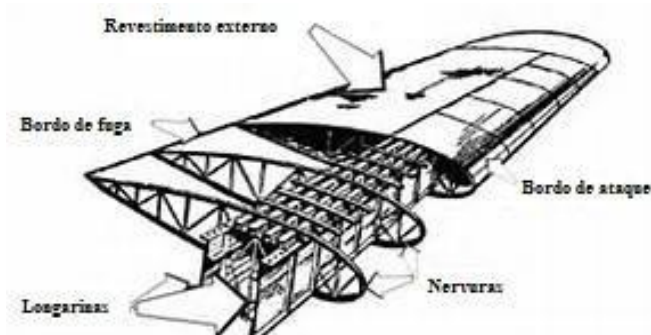
Fonte: El Sitio de Jacres² (2017)

¹ Disponível em <<http://es.forwallpaper.com/wallpaper/1943-howard-monoplane-170701.html>> acesso em out.2017.

² Disponível em <<http://elsitiodejactres.blogspot.com.br/2012/09/un-biplano-legendario-el-waco-upf-7.html>> acesso em out.2017.

Os principais elementos estruturais da asa são longarina, nervuras, bordo de ataque e bordo de fuga. A longarina é o principal componente estrutural da asa porque ela é projetada para suportar a maior parte dos esforços oriundos das cargas aerodinâmicas atuantes durante o voo. As nervuras dão a forma aerodinâmica a asa e auxiliam na transmissão dos esforços do revestimento para a longarina. O bordo de ataque é a parte dianteira da asa e o bordo de fuga é a parte traseira dela. É no bordo de fuga que ficam localizados os ailerons e flapes. Os principais componentes de uma asa podem ser visualizados na Figura 3.

Figura 3 - Componentes Estruturais da Asa



Fonte: Blog Going2 Sky³ (2017)

Quanto à geometria, as asas podem assumir diversas formas dependendo do que objetivo do projeto. Entre os formatos mais comuns estão a asa retangular, trapezoidal e elíptica. No estudo aqui apresentado, será utilizado uma asa retangular.

2.1.1 Asa Retangular

É uma asa que tem baixa eficiência aerodinâmica porque o arrasto de ponta de asa (ou arrasto induzido) é maior neste tipo de asa. Um ponto positivo nesta asa é que a construção dela é bem simples.

2.1.2 Asa Trapezoidal

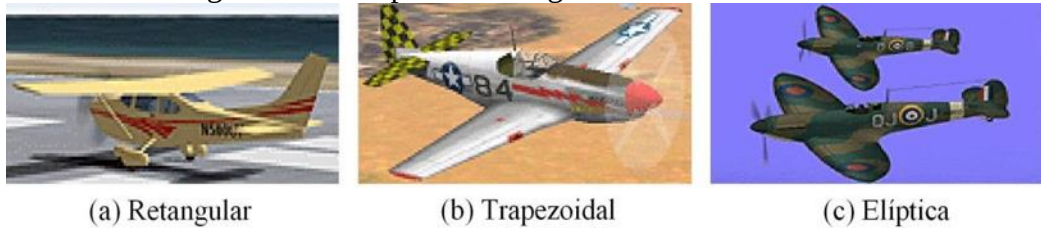
É uma asa que possui uma ótima eficiência aerodinâmica porque nela existe uma redução gradativa da corda entre a raiz e a ponta da asa e com essa redução gradativa da corda, consegue-se um menor arrasto de ponta de asa. Um ponto negativo desta asa é que sua construção é mais complexa que a da asa retangular pois a corda de cada nervura possui dimensões diferentes.

³ Disponível em: <<http://going2sky.blogspot.com.br/2015/05/o-aviao-e-seus-componentes-asa.html>> acesso em out.2017.

2.1.3 Asa Elíptica

Este tipo de asa é o ideal pois é a que tem maior eficiência aerodinâmica, ou seja, a relação entre a força de sustentação e a força de arrasto (L/D onde L é a força de sustentação e D a força de arrasto) é maior quando comparada com a asa retangular e a asa trapezoidal, porém o processo de fabricação é mais complexo e o custo é mais elevado. A Figura 4 mostra aviões com as geometrias de asas abordadas.

Figura 4 - Principais formas geométricas de asas



Fonte: Rodrigues, 2013, p.18.

2.2 END PLATES

Segundo Hemke (1927), testes realizados utilizando *end plates* mostraram que o objetivo deste dispositivo é servir como uma barreira para o fluxo ao longo do espaço e em torno das pontas do perfil aerodinâmico, ao obstruir este fluxo transversal, sua energia cinética é diminuída e, como consequência, o arrasto induzido do perfil aerodinâmico é assim reduzido, sendo assim, o uso deste dispositivo melhora a eficiência aerodinâmica da asa e consequentemente, da aeronave como um todo. Segundo o autor, a forma do *end plate* irá influenciar na redução do arrasto induzido.

A Figura 5 mostra duas geometrias de *end plate* utilizadas em aeronaves comerciais.

Figura 5 - Exemplos de *end plates* utilizados em aeronaves comerciais



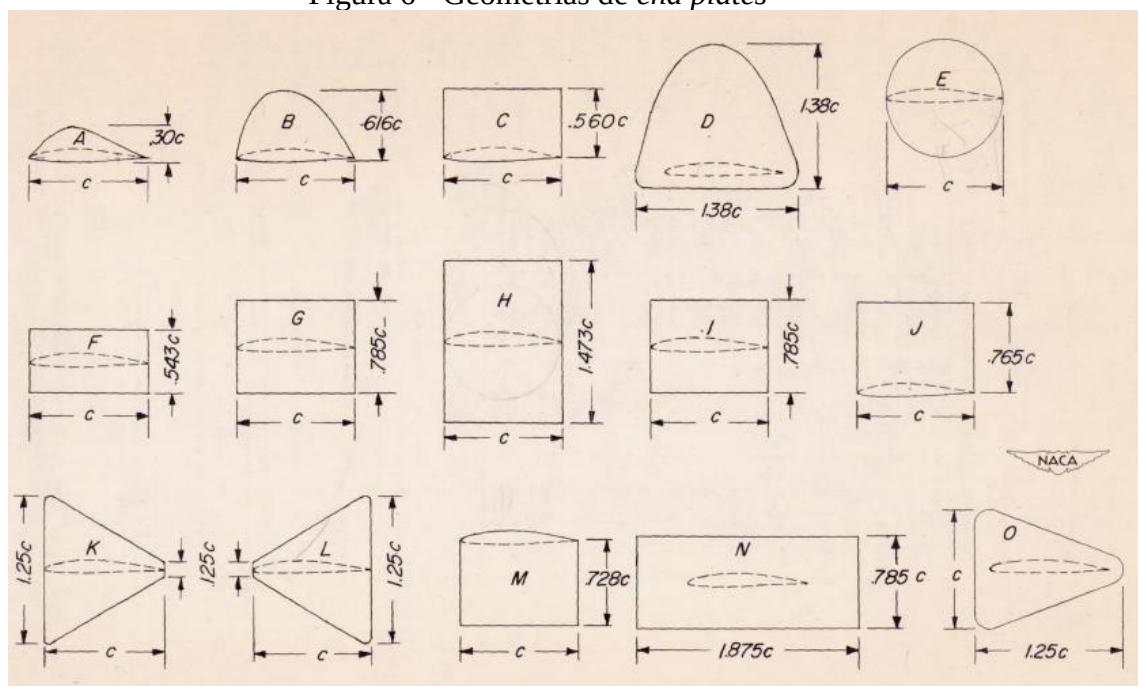
Fonte: Aviation⁴ (2018)

⁴ Disponível em <<https://aviation.stackexchange.com/questions/26720/where-can-i-find-pictures-of-endplate>> acesso em mar.2018.

Estudos realizados por Riebe e Watson (1950) mostraram que a adição de *end plates* na extremidade da asa aumentou a inclinação da curva de sustentação, reduziu a relação de sustentação-arrasto máximo, e na maioria das vezes diminuiu o coeficiente de sustentação máximo e aumentou ligeiramente a estabilidade longitudinal. Seus experimentos mostraram também que a variação do diedro efetivo da asa com coeficiente de elevação foi significativamente reduzido pelo aumento do tamanho do *end plate*.

Riley (1951) realizou experimentos em túnel de vento e a análise de seus resultados mostraram que a adição de *end plates* na asa proporcionou aumentos relativamente grandes na relação sustentação-arrasto para uma gama limitada de área de *end plates*, porém não se pode esperar que a adição de *end plates* produza sempre aumento na sustentação pois nem sempre isso é verificado. Em seus testes ele constatou que o incremento de *end plates* com um determinado formato e área, aumentou o coeficiente de sustentação, porém quando aumentava a área do dispositivo, a sustentação diminuía. Em seus experimentos, Riley (1951) testou diferentes geometrias de *end plates* em uma asa com geometria retangular. A Figura 6 mostra os formatos de *end plates* estudados pelo mesmo. A geometria E foi a utilizada no presente estudo.

Figura 6 - Geometrias de *end plates*



Fonte: Riley (1951)

Os resultados dos experimentos realizados por Riley (1951) mostraram que o *end plate* de geometria do tipo E teve aproximadamente 16% de aumento na sustentação, porém em vez de reduzir o arrasto este sofreu um aumento de 34%. O autor plotou uma curva em que o ângulo de ataque variava de -6° à 18° . Ângulos menores que 4° apresentaram uma eficiência negativa, a partir de 5° o *end plate* apresentou uma eficiência em média de 12%.

2.3 AERODINÂMICA EM AEROPLANOS

“A aerodinâmica é o estudo do movimento de fluidos gasosos, relativo às suas propriedades e características, e às forças que exercem em corpos sólidos neles imersos.”(RODRIGUES,2013).O estudo dos fenômenos que envolvem aerodinâmica é de fundamental importância para o projeto total do aeroplano porque muitas características para definir a melhor configuração aerodinâmica do avião serão muito utilizados para uma análise mais refinada do desempenho, da estabilidade da aeronave e para o cálculo estrutural da mesma.

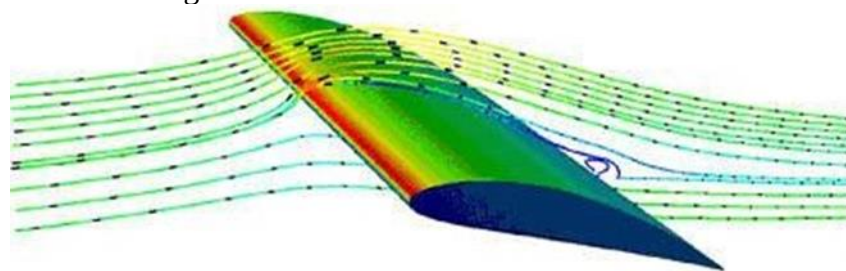
2.3.1 Força de Sustentação

“A força de sustentação representa a maior qualidade que uma aeronave possui em comparação com os outros tipos de veículos e define a habilidade de um avião se manter em voo.”(RODRIGUES,2013). De uma forma geral, é a força de sustentação que vence a força peso fazendo com que uma aeronave que é mais pesada que o ar, possa voar.

Para entender como a força de sustentação é criada, deve-se citar principalmente a terceira lei de Newton que diz que para qualquer força de ação aplicada existe uma reação de mesma intensidade, direção e sentido oposto e o princípio de Bernoulli que é definido como: "Se a velocidade de uma partícula de um fluido aumenta enquanto ela escoar ao longo de uma linha de corrente, a pressão dinâmica do fluido deve aumentar e vice-versa".

Quando a aeronave está em voo a sua asa está se deslocando através do ar e o escoamento em torno do aerofólio será de tal forma que, uma parte desse escoamento se direciona para a parte superior do aerofólio e a outra parte vai para o inferior do aerofólio, como podemos observar na Figura 7.

Figura 7 - Escoamento sobre uma asa



Fonte: Rodrigues, 2013, p.27.

A partir da terceira lei de Newton e do princípio de Bernoulli pode-se então constatar que, na parte superior da asa a velocidade do ar é maior (as partículas percorrem uma distância maior no mesmo intervalo de tempo quando comparadas à superfície inferior da asa), logo, a pressão estática na superfície superior é menor do que na superfície inferior, o que acaba por criar uma força de sustentação de baixo para cima.

Para se determinar a força de sustentação necessária ao voo é preciso conhecer os coeficientes de sustentação, segundo Abbott (1959), é conveniente que esse coeficiente seja expresso em termos adimensionais, que são funções principalmente da postura da asa. Dessa maneira a sustentação é expressa na Equação 1:

$$L = \frac{1}{2} \rho \cdot v^2 \cdot C \cdot C_l \quad (1)$$

Onde L representa a força de sustentação que o perfil pode gerar, ρ representa a densidade do ar, lembrando que a densidade do ar é função da altitude, v é a velocidade da aeronave, C é o comprimento da corda do perfil e C_l é o coeficiente de sustentação.

2.3.2 Força De Arrasto

A força de arrasto é gerada a partir dos mesmos efeitos que resultam na força de sustentação a diferença é que a força de arrasto tem sua componente oposta à direção do deslocamento. “O arrasto é definido como a força que corresponde à taxa de diminuição da quantidade de movimento na direção do fluxo externo sem ser perturbado.” (HOUGHTON, 2013).

O arrasto é um dos parâmetros mais importante na escolha de um perfil pois sua presença traz ineficiência ao projeto, por este motivo os projetistas tentam reduzir ao máximo a força de arrasto para que seja necessária uma menor quantidade de energia para o deslocamento no meio fluido.

Segundo Rodrigues (2013), a análise de desempenho de um avião durante todas as fases de projeto, envolvem as análises de perfil até sua fase final, tem o arrasto como sendo a mais

importante quantidade aerodinâmica a se estimar, porém sendo uma das tarefas mais difíceis. A força de arrasto em um perfil é dada pela Equação 2:

$$D = \frac{1}{2} \rho \cdot v^2 \cdot C \cdot C_d \quad (2)$$

Onde D é a força de arrasto no aerofólio, ρ é a densidade do fluido, v é a velocidade da aeronave, C é a corda média aerodinâmica e C_d é o coeficiente de arrasto.

Para Abbott (1959), é conveniente expressar as forças de arrasto em torno do perfil em termos de coeficientes adimensionais que são funções principalmente da geometria do aerofólio ou da asa. Existem vários tipos de arrasto, tem o arrasto de pressão, o arrasto de perfil, arrasto parasita, arrasto de interferência e o arrasto induzido. “O estudo detalhado dos vários tipos de arrastos e as formas de como reduzi-los tornaram possível, por exemplo, que veículos como motocicleta chegassem a viajar acima de 320 km/h, ou no caso de as aeronaves atuais passarem em muitas vezes a velocidade do som, segundo” (WHITE, 2007).

2.4 VANT's

Segundo Corrêa (2008, p. 9), os veículos aéreos não tripulados são definidos como:

“[...] um veículo aéreo motorizado que não transporta um operador humano, usa forças aerodinâmicas para a sustentação aérea, pode voar de maneira autônoma ou ser pilotado por controle remoto, pode ser descartável ou recuperável e pode transportar uma carga útil letal ou não letal. Veículos balísticos ou semi-balísticos, mísseis de cruzeiro e projeteis de artilharia não são considerados veículos aéreos não tripulados”.

Para Chaves (2013), a definição que se tem atualmente acerca dos VANTs é bem abrangente e ela se destaca pela ausência de um piloto, e estes podem ser divididos em dois tipos: os remotamente controlados e os autônomos.

Segundo Longhitano (2010), os VANTs podem ser utilizados para obter informações através do sensoriamento remoto sobre um determinado local em que se quer fazer uma análise e esta análise pode ser feita de maneira mais rápida através do uso destes que irão sobrevoar o local e recolher os dados que se quer obter. Na Figura 8 é mostrado dois exemplos de VANTs.

Figura 8 - Exemplos de veículos aéreos não tripulados



Fonte: Site da Universidade de São Paulo (USP)⁵



Fonte: Site Portal do Agronegócio⁶

2.5 COMPONENTES DE UMA SOLUÇÃO NUMÉRICA

Os próximos tópicos serão uma descrição de pontos importantes sobre soluções numéricas através da técnica CFD, com base no livro *Computational Methods for Fluid Dynamics* (FERZIGER *et al*, 2002).

2.5.1 Modelo Matemático

O primeiro passo para a resolução de um problema através dos métodos numéricos é o uso de um modelo matemático adequado, como por exemplo, equações governantes na forma de equações diferenciais ou diferencial integral, e condições de contorno. No modelo matemático poderão estar incluídos também simplificações das equações exatas da Lei de Conservação. Para cada tipo de escoamento será utilizado um modelo matemático diferente, ou seja, as equações que regem um determinado escoamento são diferentes para cada situação.

Para que seja possível conseguir fazer um estudo sobre o escoamento em torno do perfil escolhido, será necessário o uso de alguma ferramenta matemática que faça a modelagem do problema, deverão também ser obtidas condições iniciais e de contorno que se adequem a situação a ser estudada.

Para que a análise desse escoamento seja possível, é necessário que se tenha a resolução numérica das equações de Navier-Stokes (NS) e para isso utiliza-se o método dos volumes finitos que é a técnica mais apropriada para a obtenção dos resultados da Equação 3 que são as equações de Navier-Stokes.

⁵ Disponível em <<http://www5.usp.br/28375/control-mais-eficiente-para-veiculos-aereos-nao-tripulados/>> acesso em out.2017.

⁶ Disponível em <<http://www.portaldoagronegocio.com.br/noticia/vants-melhoram-a-precisao-na-agricultura-140862>> acesso em out.2017.

$$\begin{aligned}
\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\mu}{\rho} \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \\
\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\mu}{\rho} \frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \\
\frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\mu}{\rho} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2}
\end{aligned} \tag{3}$$

2.5.2 Discretização do método

Depois de escolhido o modelo apropriado, se faz necessário a escolha de um método de discretização adequado. Existem vários tipos de métodos, porém os mais utilizados para a solução numérica de equações diferenciais são os Métodos de Diferenças Finitas (MDF), de Volumes Finitos (MVF) e de Elementos Finitos (MEF). Todos os tipos de métodos produzem o mesmo resultado se a malha utilizada estiver adequada à situação, contudo, alguns métodos são mais apropriados para determinadas classes de problemas do que outros. Para esta situação, usou-se o Método dos Volumes Finitos pois ele é o método mais apropriado para a resolução das equações que regem os escoamentos em torno da asa, que são as equações NS.

2.5.2.1 Método dos Volumes Finitos

“É todo método que, para obter as equações aproximadas, satisfaz a conservação da propriedade em nível de volumes elementares.” (MALISKA, 2004). É muito comum o método dos volumes finitos ser confundido com o método das diferenças finitas isso se deve ao fato de que as equações que são obtidas através do processo de discretização são iguais para os dois métodos. O que difere o MVF do MDF é a base de formulação deles, que no MDF a dedução é puramente matemática e no MVF tem base física. O MVF pode ser utilizado para resolver questões com qualquer tipo de malha podendo, portanto, ser aplicado em problemas com geometrias complexas. Este método tem como ponto de partida a forma integral da equação da conservação. Segundo Gonçalves (2007), o domínio da solução é dividido num número finito de volumes de controle (VC) vizinhos, e a equação da conservação é aplicada a cada um desses VC. No centroide de cada VC localiza-se um nó computacional, no qual são calculados os valores das variáveis, sendo os valores das variáveis nas superfícies dos VC obtidos por

interpolação em função dos valores nodais (centro do VC). As integrais de volume e de superfície são aproximadas usando fórmulas de quadratura apropriadas. Como resultado, obtém-se uma equação algébrica para cada VC, na qual aparecem os valores das variáveis no nó em causa e nos nós vizinhos. A grande desvantagem do MVF é que métodos de ordem superior a segunda, são complexos de serem desenvolvidos em 3D desde que a malha em questão seja não estruturada.

2.5.3 Sistema de Cordenadas de Base Vetorial

Dependendo do sistema de coordenadas e da base vetorial do seu problema, as equações de conservação serão escritas de uma determinada forma. O sistema de coordenadas pode ser do tipo cartesiana, cilíndrica, esférica, curvilínea, ortogonal ou não ortogonal; as quais ainda podem ser fixas ou móveis, a escolha vai depender do tipo de escoamento em estudo o que vai influenciar diretamente na escolha da malha numérica e no método de discretização adequado.

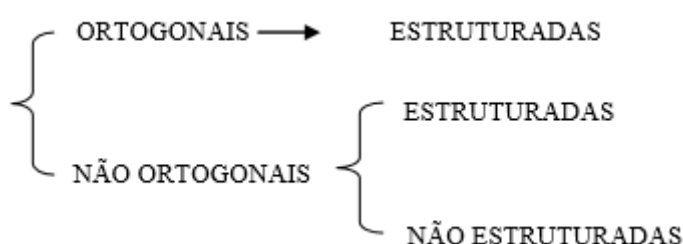
2.5.4 Malhas Numéricas

Soares (2013, p. 34) aborda o conceito de malhas numéricas da seguinte maneira:

[...] a posição onde as variáveis são calculadas depende da definição através de uma malha numérica que, em termos gerais, representa o domínio geométrico no qual o problema é resolvido. Esta malha divide o domínio da solução em um número finito de subdomínios, chamados também de volume de controle ou elementos.

As malhas são divididas de acordo com a figura 9:

Figura 9 – Divisão quanto ao tipo de malha

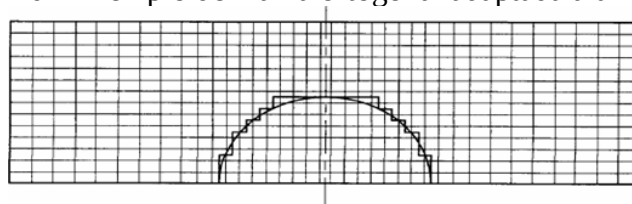


Fonte: Autoria própria (2018)

2.5.4.1 Malhas Ortogonais

Essas malhas são baseadas em métodos computacionais de sistemas de coordenadas ortogonais ou cilíndricas elas são, portanto, limitadas quanto ao seu uso em geometrias irregulares. Como a maioria dos problemas reais envolvem geometrias irregulares, esse tipo de malha é pouco utilizado. A Figura 10 mostra um exemplo de malha ortogonal.

Figura 10 - Exemplo de malha ortogonal adaptada a um cilindro

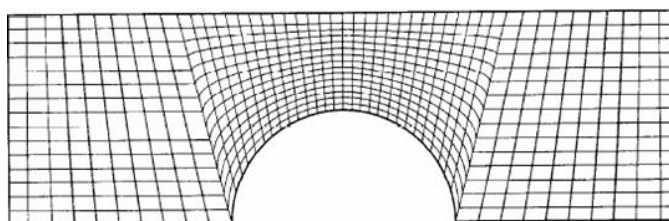


Fonte: Maliska (1995)

2.5.4.2 Malhas não-ortogonais

Com o desenvolvimento computacional foram criados métodos de adaptação das malhas aos sólidos com superfícies irregulares, então para superar as limitações da malha ortogonal foram criadas as malhas não ortogonais e um exemplo desta pode ser visto na Figura 11.

Figura 11 - Exemplo de malha não ortogonal adaptada a um cilindro

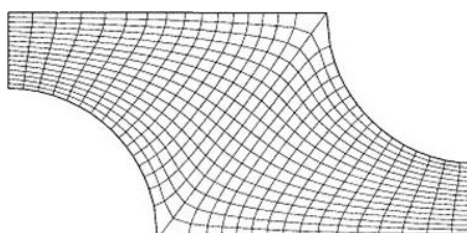


Fonte: Maliska (1995)

2.5.4.3 Malhas Estruturadas (regulares)

Segundo Soares (2013), nas malhas estruturadas os elementos são dispostos em famílias de linhas, em que membros de uma determinada família não se cruzam uns com os outros e atravessam cada membro de outras famílias apenas uma vez. Em termos mais simples, o fundamento é análogo com coordenadas cartesianas, onde cada linha possui um único ponto de cruzamento com outra linha. Isto permite que as linhas sejam numeradas de forma sucessiva. As malhas estruturadas podem ser do tipo H-grid, O-grid ou C-grid, onde o nome de cada tipo refere-se à forma geométrica do conjunto de linhas que formam a malha. Na Figura 12 é mostrado um exemplo de malha estruturada.

Figura 12 - Exemplo de malha estruturada (O-grid) bidimensional de linhas não ortogonais

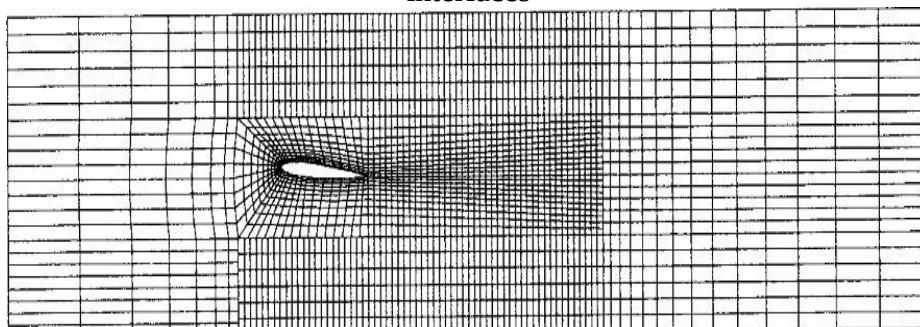


Fonte: Ferziger *et al* (2002).

2.5.4.4 Malha de Bloco-Estruturada

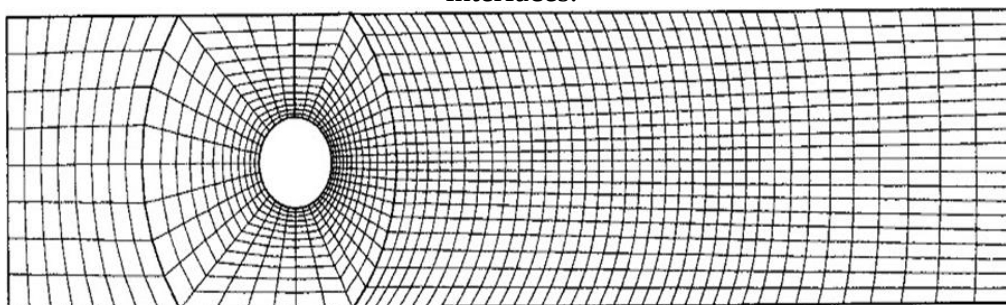
Neste tipo de malha, o domínio é subdividido em mais de uma parte, com isso as limitações relacionadas as malhas estruturadas regulares são contornadas. A desvantagem deste tipo de malha é que a condição de conservação não é facilmente atingida nas fronteiras dos blocos e a vantagem é que como os domínios complexos são tratados com mais facilidade, elas podem ser usadas por exemplo, para fazer a análise de corpos em movimento. A Figura 13 é um exemplo de malha de bloco estruturada, bidimensional com coincidência nas interfaces e na Figura 14 é mostrada uma malha de bloco estruturada sem coincidência nas interfaces. A Figura 15 mostra uma malha simples de bloco-estruturada.

Figura 13 - Exemplo de malha de bloco estruturada, bidimensional, com coincidência nas interfaces



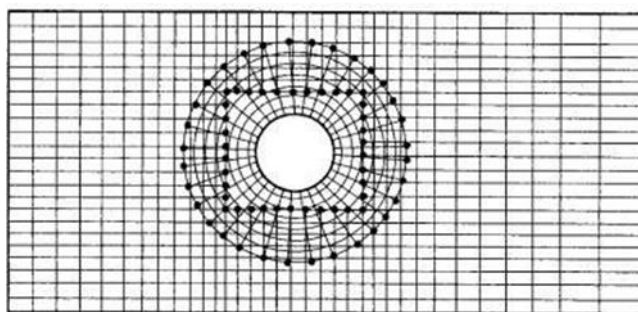
Fonte: Ferziger *et al* (2002).

Figura 14 - Exemplo de malha de bloco estruturada, bidimensional, sem coincidência nas interfaces.



Fonte: Ferziger *et al* (2002).

Figura 15 - Exemplo de malha de bloco estruturada, composta, bidimensional.

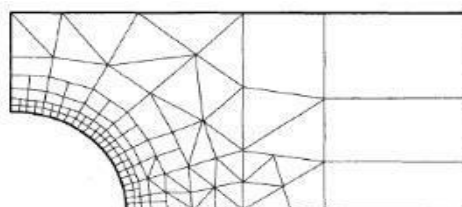


Fonte: Ferziger *et al* (2002).

2.5.4.5 Malha Não-Estruturada

Este tipo de malha pode ser aplicado para qualquer esquema de discretização, pois ela é a forma mais flexível da malha, os elementos ou volumes de controle podem ter qualquer formato porque não existe restrição quanto ao número de nós ou elementos vizinhos, portanto ela é ideal para ser usada em problemas com geometrias complexas. Os métodos que mais utilizam esse tipo de malha é o de volumes finitos e o de elementos finitos. Na Figura 16 pode-se ver um exemplo de malha não estruturada.

Figura 16 - Exemplo de Malha não estruturada



Fonte: Ferziger *et al* (2002).

2.5.4.6 Parâmetros de qualidade da malha

Para saber se uma malha está adequada para entregar resultados confiáveis, se faz necessário observar três parâmetros de qualidade da malha, são eles: *skewness*, *smoothness* e *aspect ratio*.

Uma malha com a qualidade baixa não conseguirá fornecer resultados precisos, além disso a solução poderá apresentar dificuldades na convergência. Segundo o manual do ANSYS Help (2010), para que se tenha uma boa malha, deve-se ter o valor de *skewness* o mais próximo de zero possível, como mostra a Tabela 1. O *skewness* é o parâmetro que mede a deformação do elemento em relação a um elemento equilátero.

Tabela 1 - Valores de *skewness* relacionados à qualidade da célula

VALORES DE SKEWNESS	QUALIDADE DA CÉLULA
1	degenerate
0.9 - <1	bad (sliver)
0.75 – 0.9	poor
0.5 – 0.75	fair
0.25 – 0.5	good
>0 – 0.25	excellent
0	equilateral

Fonte: Ansys Help

O parâmetro *smoothness*, explica que a mudança de tamanho de uma célula para outra deve ocorrer de forma gradual (suave). As variações de tamanho de uma célula para outra devem ser minimizadas ao máximo, uma célula deve ser no máximo 20% maior que uma célula adjacente a ela. As Figuras 17 e 18 mostram a diferença entre células que tem uma mudança suave no tamanho das células e a outra mostra quando há uma mudança brusca de tamanho.

Figura 17 - Mudança gradual no tamanho das



Fonte: André Bakker⁷ (2018)

Figura 18 - Mudança brusca no tamanho das células

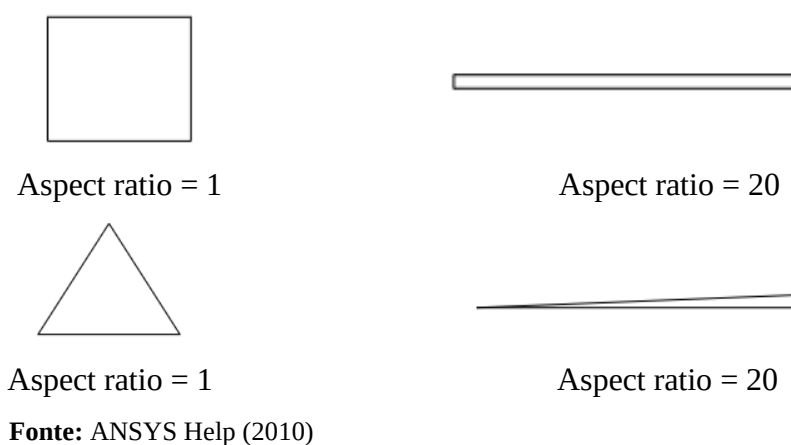


Fonte: André Bakker⁷ (2018)

O *aspect ratio* (ou raio de aspecto) é a relação entre a aresta de maior e menor da célula. O ideal é que ele seja igual a 1, como mostra a Figura 19.

⁷ Disponível em < <http://www.bakker.org/dartmouth06/engs150/07-mesh.pdf> > acesso em mar.2018

Figura 19 - Relação de aspecto ideal x Alta relação de aspecto



2.5.5 Aproximações Finitas

Depois que a malha estiver definida, deve ser escolhida a aproximação que será usada no processo de discretização. Se o método utilizado no problema for o método das diferenças finitas, as aproximações são derivadas nos pontos da malha a ser selecionados. Se o método em questão for o de volumes finitos, o método a ser usado será o de aproximação de integrais de superfície e volume. Por fim, quando o método utilizado for o de elementos finitos, escolhe-se as funções de forma (elementos) e funções de ponderação.

Quanto mais precisa for a aproximação, mais nós terá a malha e isso implica diretamente no tempo de processamento da solução, quanto mais nós maior o tempo de processamento.

2.5.6 Método de Solução

Depois que for escolhido o modelo de discretização, tem-se um sistema de equações não-lineares onde a resolução desse sistema vai depender do problema. Quando o escoamento for instável, segundo Soares (2013) são usados métodos baseados naqueles utilizados para problemas de valores iniciais para equações diferenciais ordinárias, avançando no tempo e se o escoamento for permanente os problemas são usualmente resolvidos por um “pseudoavanço” no tempo, equivalente ao esquema de iterações. Como o sistema é composto por equações não lineares, a resolução dele é feito por meio de iterações.

2.5.7 Critério de Convergência

O último passo para obter sua solução é configurar o critério de convergência para o método iterativo. Os dois principais métodos de iterações são: iterações internas, onde as

equações lineares são resolvidas, e as iterações externas as quais tratam a não linearidade e união das equações.

2.6 MODELO DE TURBULÊNCIA PARA ANÁLISE DE ESCOAMENTO

Existem diversos modelos de turbulência disponíveis no ANSYS, dentre eles estão: modelo Spalart-Allmaras, modelo Transition SST, modelos K-Epsilon, modelos K-Ômega, modelo Transition K-KL-Ômega, modelo Reynolds Stress e Scale-adaptive Simulation Model. O modelo utilizado para este trabalho foi o SST $k-\omega$, que será abordado adiante.

2.6.1 Modelos K-Ômega

Ele tem base na configuração das equações de transporte em função da energia cinética turbulenta (k) e na taxa de dissipação (ω), sendo que a taxa de dissipação é interpretada como a proporção de ε em k . Esse modelo vem sendo modificado ao longo do tempo, com as mudanças novos termos foram adicionados às equações k e ω para melhorar a precisão dele para escoamentos cisalhantes livres. Assim como o modelo $k-\varepsilon$, o modelo $k-\omega$ possui as variações: Standard $k-\omega$ e SST $k-\omega$.

2.6.1.1 Standard $k-\omega$

Esse modelo disponível no software ANSYS possui a opção de correção que pode ser ativada, quando for necessário, para aplicação a baixos números de Reynolds. Esta formulação do modelo para baixo número de Reynolds foi proposta por Wilcox e ela produz um atraso do início da camada-limite turbulenta na parede e, portanto, é um modelo muito simples para transição laminar-turbulento. Ao longo do tempo várias melhorias foram implementadas para a análise de escoamentos fora da camada cisalhante, mesmo assim essa proposta tem efeitos negativos principalmente quando se trata de escoamento livre.

Por este motivo, não é recomendado o uso de baixo número de Reynolds para o modelo $k-\omega$ para transição laminar-turbulento e escoamento cisalhante livre. Para estes casos é aconselhado o uso de outros modelos mais sofisticados e que sejam apropriados para esta situação.

2.6.1.2 SST $k-\omega$

Esse modelo *Shear-Stress Transport* (SST) $k-\omega$ foi desenvolvido por Menter com o intuito de combinar a formulação precisa e robusta do modelo $k-\omega$ na região próxima da parede com a independência do escoamento livre do modelo $k-\varepsilon$ na região mais distante que é chamada de *farfield*. Para que isto ocorra, há uma transição do modelo $k-\omega$, próximo da parede, para o modelo $k-\varepsilon$ à uma certa distância.

Para Soares (2013), as variações Standard $k-\omega$ e SST $k-\omega$ possuem algumas semelhanças quanto à forma entretanto, a versão SST distingue-se da Standard pelos seguintes quesitos:

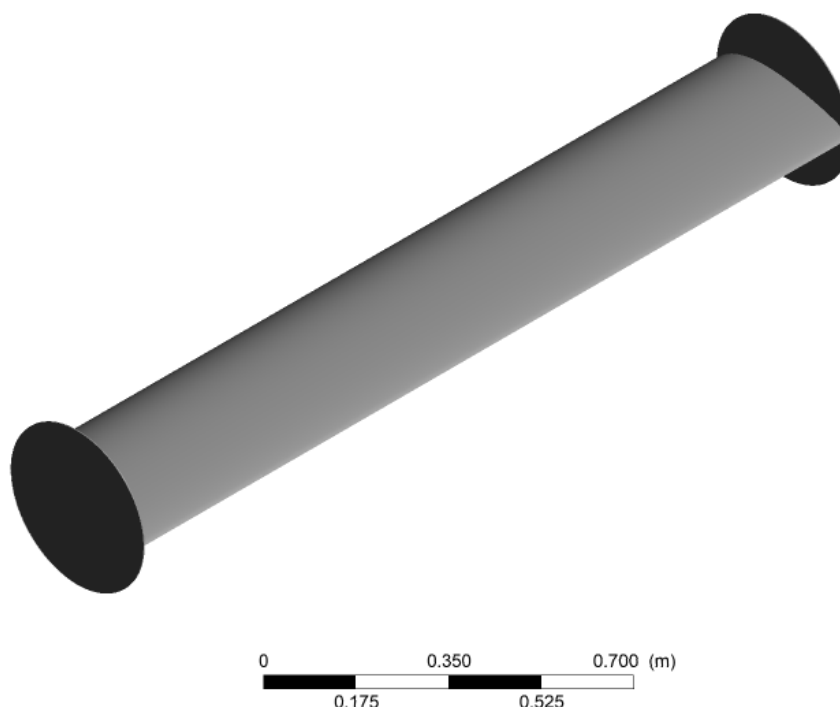
- Mudança gradual a partir do modelo Standard $k-\omega$ (na região interna da camada- limite) para a versão $k-\epsilon$ em alto número de Reynolds (na região externa da camada- limite).
- Formulação modificada da viscosidade turbulenta para considerar o transporte das tensões de cisalhamento turbulentas.
- As constantes na modelagem são diferentes.

Quando comparamos o modelo SST $k-\omega$ com o Standard $k-\omega$ constatamos que o primeiro é um modelo bem mais preciso e confiável para uma vasta classe de escoamento como por exemplo, gradientes de pressão abruptos, aerofólios e ondas de choque transônicas.

3 METODOLOGIA

No presente trabalho foi realizada uma simulação numa asa retangular usada na competição de acesso SAE Brasil *AeroDesign* 2016 pela equipe PegAzuls – *AeroDesign*. Esta asa foi escolhida por ter apresentado um bom desempenho em voo, além disso sua geometria é mais simples de ser construída. Foi adicionada à asa um *end plate* com geometria circular cujo diâmetro é igual a corda da asa. Esta geometria foi escolhida por apresentar facilidade na sua construção. A Figura 20 mostra a geometria da asa com o *end plate* acoplado. Os resultados da asa com o *end plate* foram comparados com os resultados da asa sem *end plate*.

Figura 20 - Geometria da asa



Fonte: Autoria própria (2018)

A máquina utilizada nas simulações possui as configurações que podem ser vistas na Tabela 2 :

Tabela 2 - Configurações da máquina utilizada

Sistema Operacional	MS Windows 10
Processador	AMD PHENOM 8300@3,4GHz
RAM	16 GB DDR4
Placa de vídeo	ATI RADEON RX460
HD	1 TB

Fonte: Autoria própria (2018)

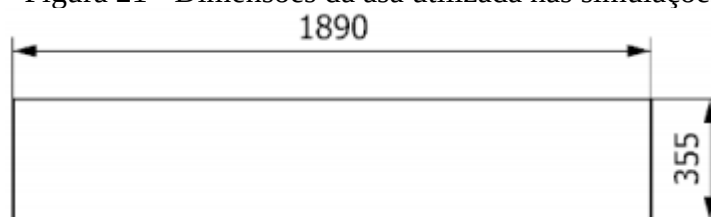
3.1 CONDIÇÕES DE VOO

Para a asa com e sem *end plate* foram realizadas análises para onze ângulos de ataque, que variaram de 0° a 20° , com incremento de 2° . Este intervalo foi escolhido pois geralmente é a região linear da curva de sustentação. Quanto ao escoamento, a velocidade de cruzeiro considerada foi de 20 m/s, a massa específica $\rho = 1,185 \text{ kg/m}^3$ e viscosidade dinâmica $\mu = 1,831 \times 10^{-5} \text{ Pa.s}$, ambas relativas ao ar. A partir dessas considerações, foi encontrado um Reynolds correspondente a $Re = 4,6 \times 10^5$.

3.2 GEOMETRIA SELECIONADA

A asa analisada, mostrada na Figura 21, possui uma envergadura de 1,89 m e uma corda de 0,355 m.

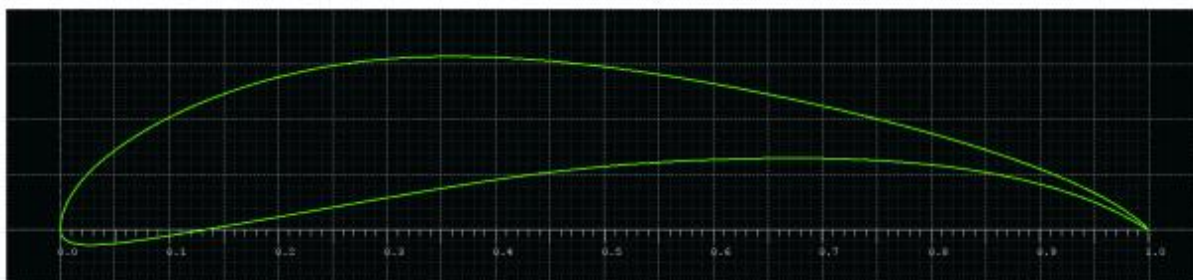
Figura 21 - Dimensões da asa utilizada nas simulações



Fonte: Oliveira Junior (2017)

O perfil da asa é um Selig 1223 modificado que foi escolhido pela equipe PegAzuls – *AeroDesign* por apresentar melhores resultados de sustentação e arrasto quando comparado ao Selig 1223 original. O perfil Selig 1223 modificado é mostrado na Figura 22.

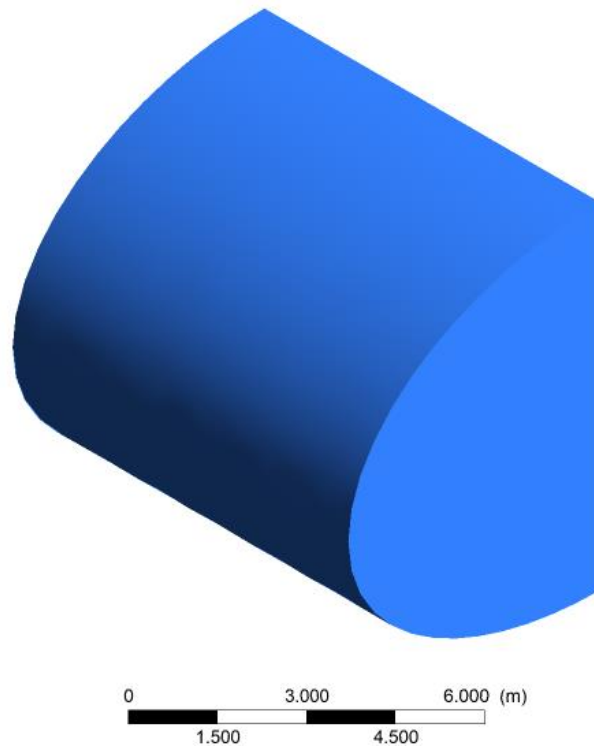
Figura 22 - Perfil Selig 1223 modificado



Fonte: Oliveira Junior (2017)

As dimensões do volume de controle utilizado na análise, foram definidas baseada na influência que o volume de controle geraria na esteira e no escoamento livre. Por isso, o volume de controle escolhido foi o de seção elíptica pois, dessa forma, elimina-se nós desnecessários das extremidades. O comprimento do volume de controle é de 8m e o raio maior e menor da elipse são 6 m e 4 m, respectivamente. O volume de controle pode ser visto na Figura 23.

Figura 23 - Volume de controle



Fonte: Autoria própria (2018)

3.3 MALHA

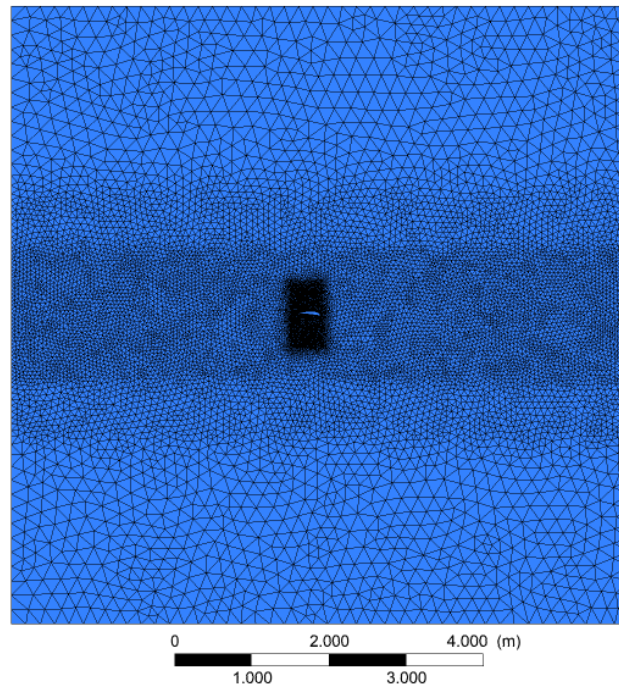
A malha utilizada no problema é uma tetraédrica, porém na fronteira da asa ela é prismática. Onde há escoamento livre, foi optado por fazer uma malha não estruturada, devido sua maior facilidade de construção e por não influenciar tanto nos cálculos. Na fronteira da asa, usou-se uma malha estruturada para melhorar o cálculo da camada limite. Vale ressaltar que a mesma configuração utilizada para construir a malha sem o *end plate* foi utilizada também para construir a malha com o *end plate*.

Foi configurada uma condição de tamanho máximo de elemento na parede da asa, sendo o valor igual a 5×10^{-3} m. Quanto ao modelo de turbulência, foi utilizado o SST k- ω , onde este define que o valor ideal para o parâmetro y^+ deve ser aproximadamente 1. Definindo este valor como sendo 1, obtém-se a espessura da primeira camada de células rentes à superfície da asa, que para o presente caso foi $1,7 \times 10^{-5}$. Este valor de espessura foi calculado através do site CFD online.

Após isso foi aplicada a ferramenta *inflation* definindo que 20 camadas seriam aplicadas por toda a superfície da asa, com a espessura da primeira camada definida foi imposta uma taxa de crescimento (*grow rate*) igual a 1,1, que é o valor recomendado pelo ANSYS. A Figura 24

mostra os níveis de refinamento da malha, onde se tem uma malha menos refinada no escoamento livre, e à medida que se aproxima da asa a malha fica mais refinada.

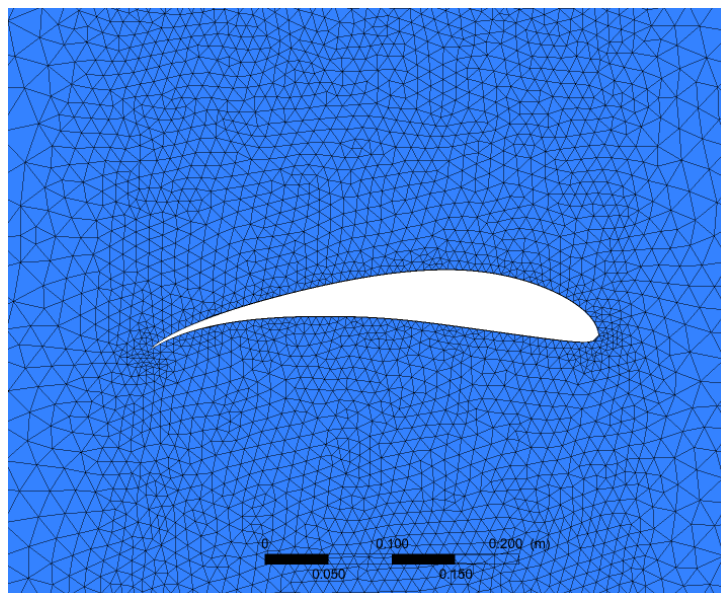
Figura 24 – Níveis de refinamento da malha



Fonte: Autoria própria (2018)

A Figura 25 mostra uma ampliação da figura anterior, nela pode-se constatar que à medida em que se aproxima da superfície da asa, a malha se torna mais refinada para que se possa obter melhores resultados no cálculo da camada limite.

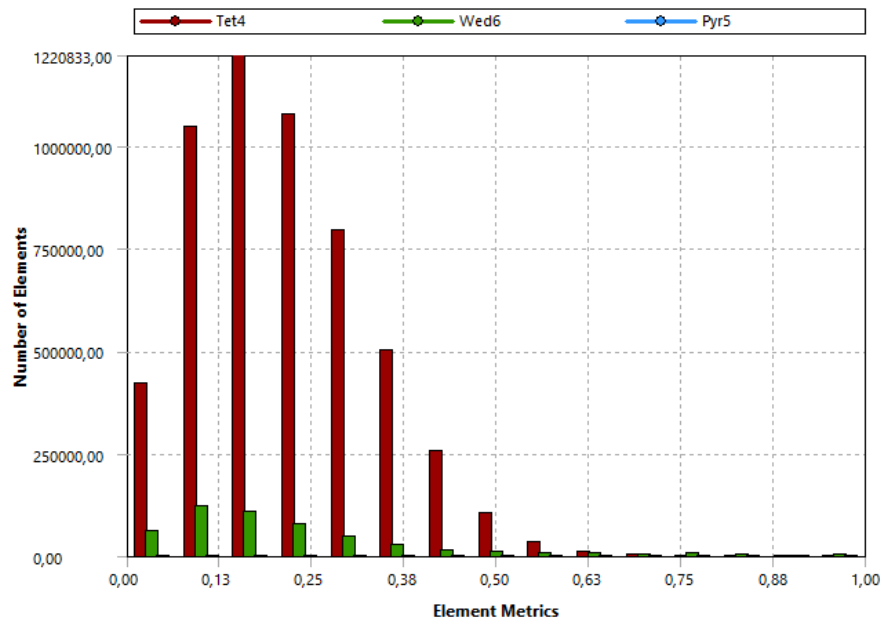
Figura 25 - Detalhe da malha ao redor da asa



Fonte: Autoria própria (2018)

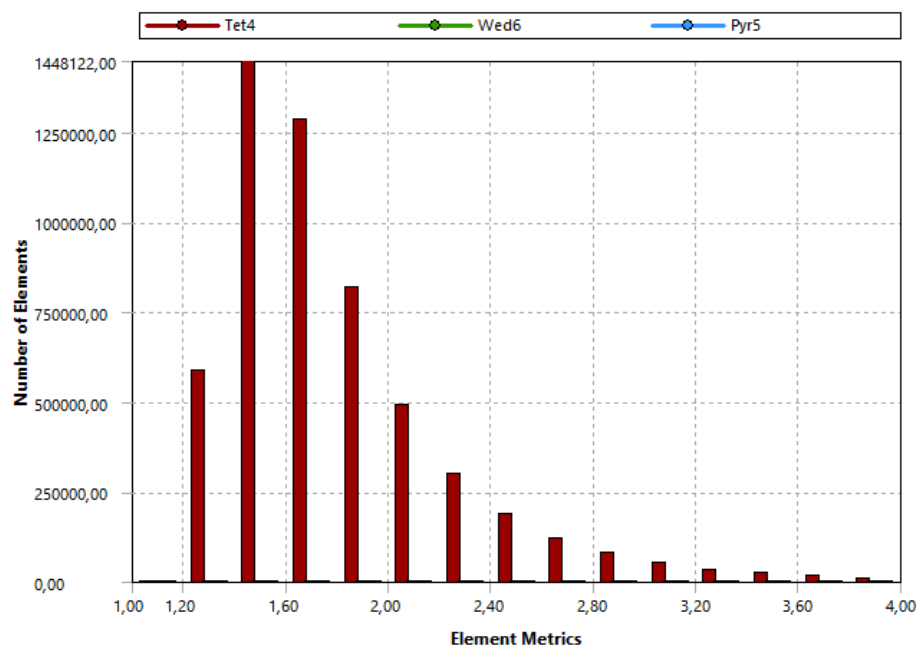
As Figuras 26 e 27 mostram os histogramas com os valores dos dois parâmetros de qualidade de malha: *skewness* e relação de aspecto. Pode-se observar que quase a totalidade dos elementos da malha atingiram valores de *skewness* que ficaram abaixo de 0,5 e a relação de aspecto da maioria dos elementos não ultrapassou 2,5. Assim, a malha gerada atendeu aos requisitos mínimos de qualidade.

Figura 26 - Número de elementos da malha em função do *skewness*



Fonte: Autoria própria (2018)

Figura 27 - Número de elementos da malha em função da relação de aspecto



Fonte: Autoria própria (2018)

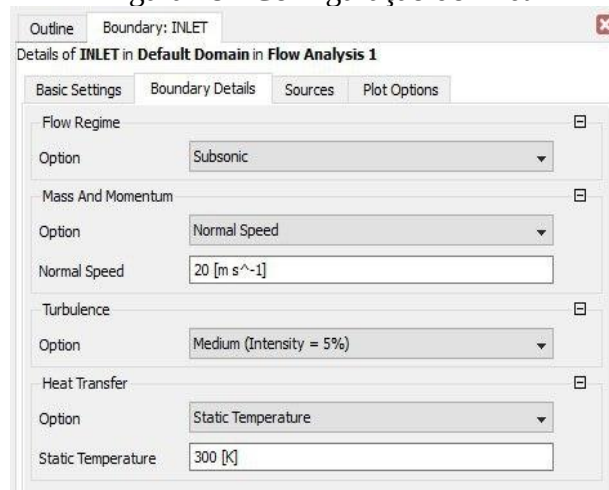
3.4 CONDIÇÕES DE CONTORNO

Depois que a malha está construída, configura-se o *setup* do CFX. As condições de contorno que estão listadas abaixo foram utilizadas para as simulações com e sem *end plate*.

- Velocidade imposta (*velocity inlet*) na entrada do volume de controle;
- Abertura (*opening*) na saída e nas paredes do volume de controle;
- Parede sem deslizamento (*no slip wall*) por se tratar de simulações viscosas;
- Condição de simetria (*symmetry*) no plano de simetria do volume de controle.

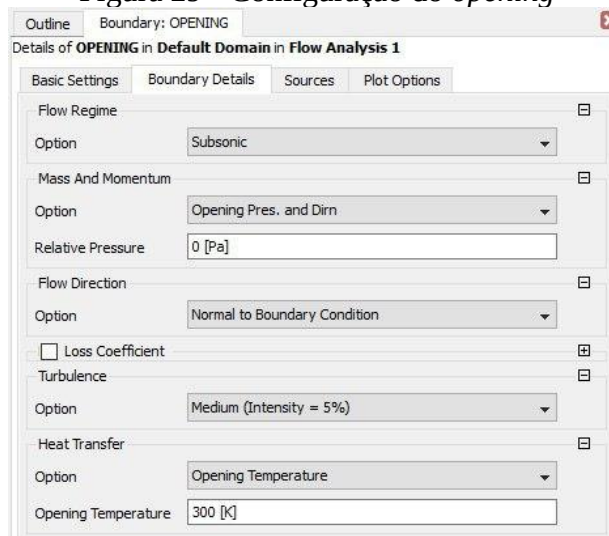
As Figuras 28 e 29 abaixo mostram as configurações de cada condição de contorno utilizada.

Figura 28 - Configuração do *inlet*



Fonte: Autoria própria (2018)

Figura 29 - Configuração do *opening*

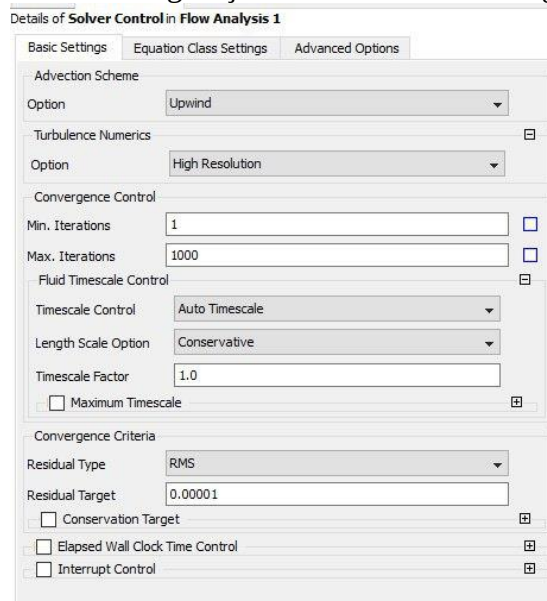


Fonte: Autoria própria (2018)

3.5 CONFIGURAÇÃO DO SOLVER

O modelo de turbulência usado nas simulações foi o SST k- ω por ser um modelo preciso e confiável para uma vasta classe de escoamento, além de ser recomendado para análises aerodinâmicas. A configuração *upwind* foi selecionada em *advection Scheme* por fornecer maior robustez à solução numérica, apesar de aumentar a difusão numérica. O critério de convergência foi configurado para 10^{-6} . A Figura 30 mostra que os resíduos foram configurados para convergir em 10^{-6} .

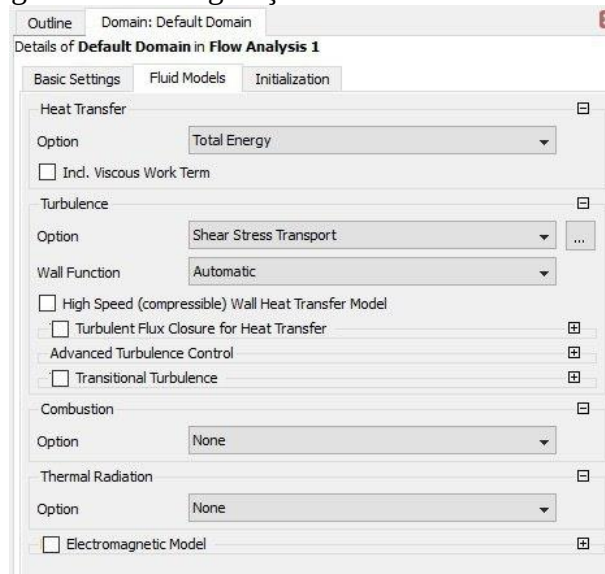
Figura 30 - Configuração do critério de convergência



Fonte: Autoria própria (2018)

Na Figura 31 pode-se ver o modelo de turbulência escolhido.

Figura 31 - Configuração do modelo de turbulência



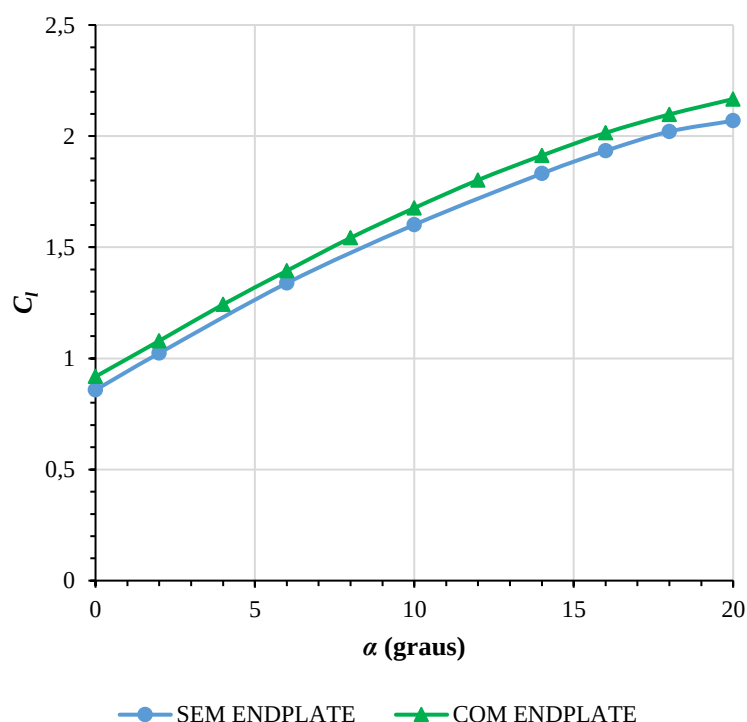
Fonte: Autoria própria (2018)

4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

O presente trabalho foi desenvolvido com o objetivo de conhecer os benefícios aerodinâmicos de um *end plate* através da comparação dos coeficientes aerodinâmicos de uma asa com e sem o dispositivo de ponta de asa utilizando o método de volumes finitos presente no ANSYS CFX.

Pôde-se observar significativas diferenças aerodinâmicas com o uso do *end plate*. A Figura 32 mostra o coeficiente de sustentação C_l em função do ângulo de ataque α . O uso do dispositivo de ponta de asa causou um aumento na sustentação da asa de aproximadamente 4,8%.

Figura 32 - Coeficiente de sustentação C_l em função do ângulo de ataque α

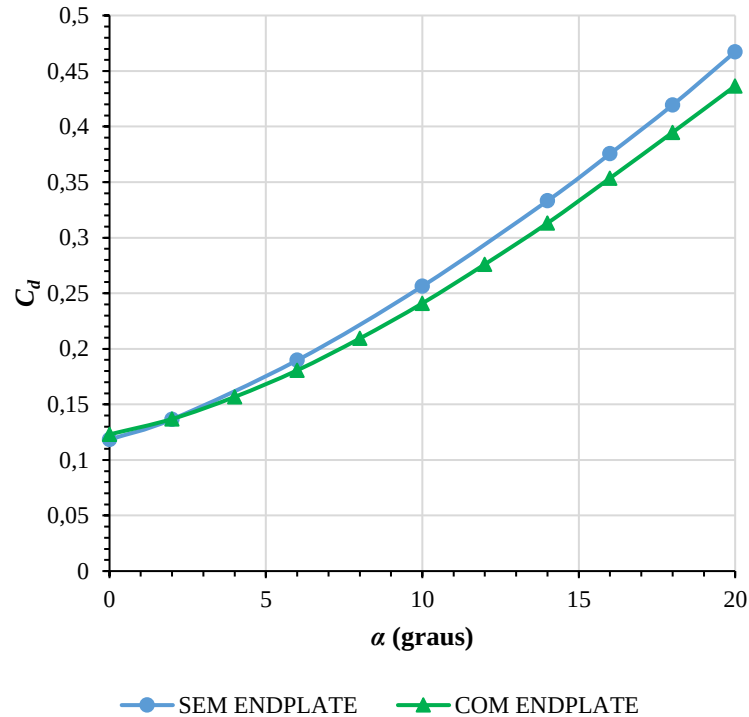


Fonte: Autoria própria (2018)

Um dos principais benefícios da utilização do *end plate* é a redução do arrasto induzido. A Figura 33 mostra o coeficiente de arrasto C_d variando com o ângulo de ataque. Em ângulos de ataque baixo, a asa com o *end plate* apresenta maior arrasto devido sua área ser maior do que a asa sem o dispositivo. Com esse aumento de área também cresce o arrasto parasita, tornando o arrasto total maior na asa com o *end plate*. Mas em ângulos maiores, a redução de arrasto na asa com o dispositivo chega a uma média de 5,9% de redução, fazendo com o que arrasto total seja menor quando comparado com a asa sem o *end plate*. Essa é uma redução

significativa quando comparada aos experimento de Riley (1951) em que não se conseguiu uma diminuição do arrasto.

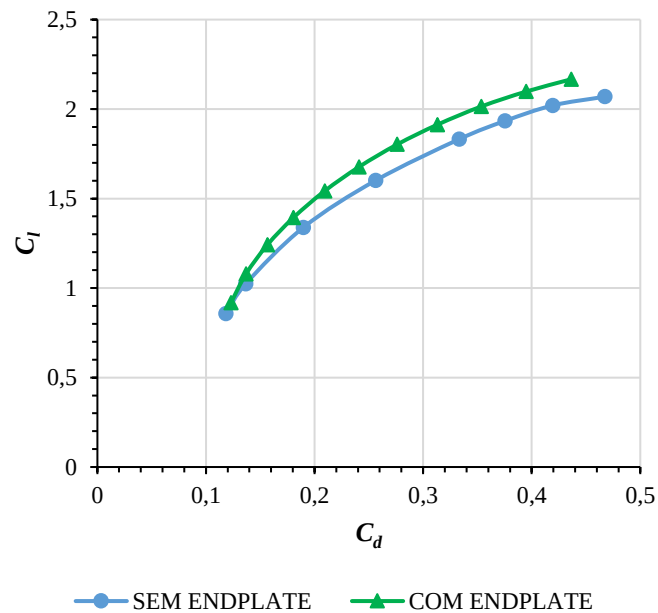
Figura 33 - Coeficiente de arrasto C_d em função do ângulo de ataque α



Fonte: Autoria própria (2018)

A Figura 34 a seguir mostra a variação do C_l em função de C_d para as duas configurações de asa. Observa-se um elevado incremento na eficiência aerodinâmica da asa com o uso do *end plate*, apresentando um aumento médio de aproximadamente 9,1%.

Figura 34 - Coeficiente de sustentação C_l em função do coeficiente de arrasto C_d



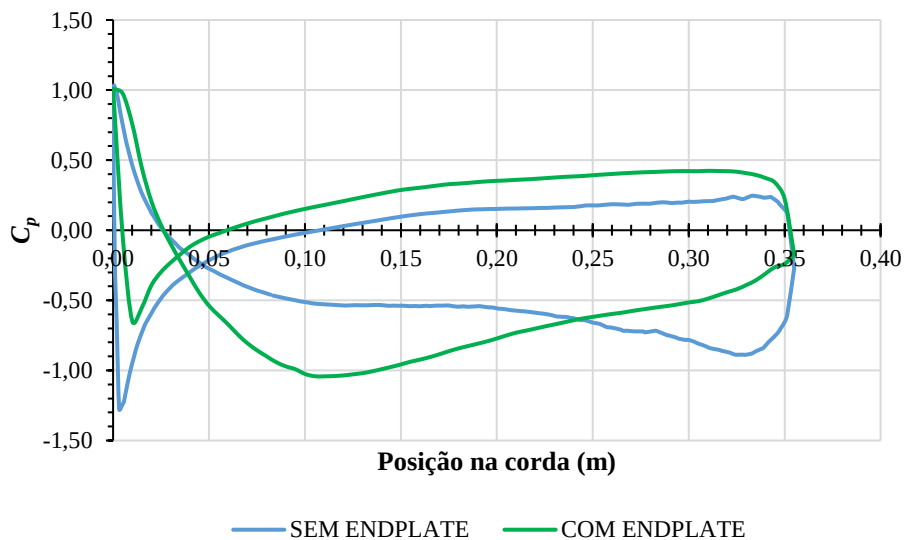
Fonte: Autoria própria (2018)

A Figura 35 mostra que a área entre as curvas do intradorso e extradorso do gráfico com o *end plate* é maior que o do gráfico sem o *end plate*. Como o coeficiente de sustentação local está relacionado com o coeficiente de pressão através da Equação 4, pode-se concluir que devido a área entre as curvas do gráfico com o *end plate* ser maior, então a asa com *end plate* terá maior sustentação.

$$C_l = \frac{1}{C} \int_0^C (C_{P_i}(x) - C_{P_e}(x)) dx \quad (4)$$

Onde, C_l é o coeficiente de sustentação, C é a corda, C_{P_i} é o coeficiente de pressão do intradorso e C_{P_e} é o coeficiente de pressão do extradorso.

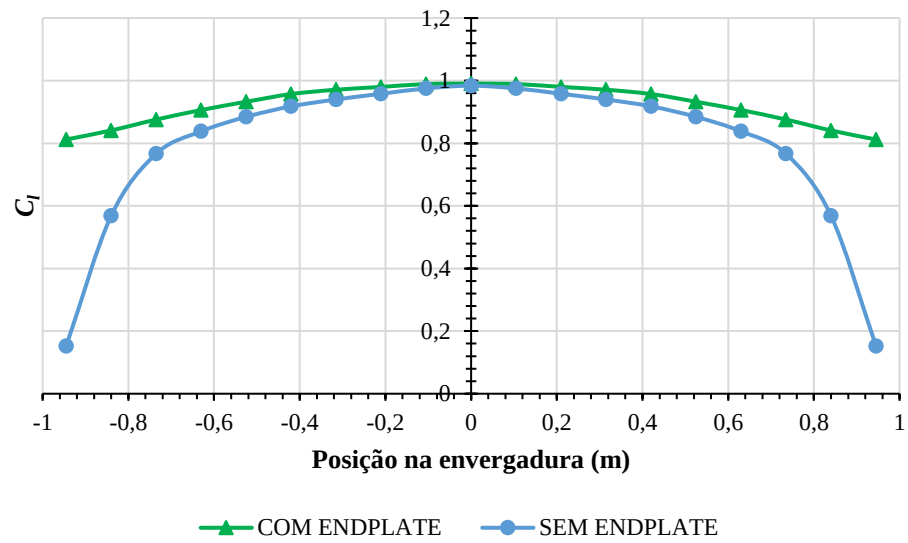
Figura 35 - Coeficiente de pressão ao longo da corda na ponta da asa



Fonte: Autoria própria (2018)

Um outro efeito causado pelo uso do *end plate*, é a alteração na distribuição de sustentação ao longo da envergadura como mostra a Figura 36. O bloqueio da circulação dos vórtices gera uma zona com maior pressão na ponta da asa, assim, aumentando a sustentação da mesma.

O gráfico mostrado na Figura 36 foi obtido seccionando a asa em dez pontos da envergadura com espaçamento de 105mm entre cada seção e extraindo a curva de C_p do intradorso e extradorso. A partir daí o coeficiente de sustentação local em cada seção é calculado pela Equação 4, onde foi utilizado o método dos trapézios para resolver a integral, visto que não havia uma função, e sim um conjunto de pontos.

Figura 36 - Distribuição do coeficiente de sustentação C_l ao longo da envergadura

Fonte: Autoria própria (2018)

5 CONCLUSÃO

Foi calculado o escoamento tridimensional e incompressível ao redor de uma asa destinada à uma aeronave de competição SAE Aerodesign com e sem *end plate* utilizando o método de volumes finitos presente no ANSYS CFX.

Foram analisados os parâmetros de qualidade de malha e viu-se que estes eram atendidos com satisfação.

Foram obtidas as polares de coeficiente de pressão, coeficiente de sustentação, coeficiente arrasto, eficiência aerodinâmica e distribuição de sustentação e viu-se que houve um aumento na sustentação gerada pela asa, diminuição do arrasto e, conseqüentemente, um aumento na eficiência aerodinâmica. Observou-se também que houve uma modificação na distribuição de sustentação na ponta da asa devido à contenção dos vórtices, que é provocada pelo *end plate*.

Assim, a utilização desse tipo de dispositivo de ponta de asa se mostrou bastante eficiente do ponto de vista aerodinâmico para uso em escoamentos subsônicos, principalmente em competições *aerodesign*. No entanto, para afirmar que a implementação deste dispositivo é viável ou não, deve ser feito outras análises além desta, como por exemplo, análise de estabilidade e controle, custo para a instalação e manutenção deste dispositivo, análise de velocidade de *flutter*, entre outros.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

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

ANDERSON, J. D. **Computational Fluid Dynamics: the basics with applications**. McGraw-Hill, 1995.

ANSYS Help. Versão 13.0. Cecil Township: Ansys Inc., 2010.

CHAVES, Á. N. **Proposta de modelo de veículos aéreos não tripulados (VANTs) cooperativos aplicados a operações de busca**. 2013. 147 p. Dissertação (Mestrado) - Departamento de Engenharia de Computação e Sistema Digitais, Escola Politécnica da Universidade de São Paulo, São Paulo, 2013.

CORRÊA, MARIO. **Modelo de veículos aéreos não tripulados baseados em sistemas-agentes**. 2008. 89 P. Tese (Doutorado em Engenharia Elétrica) - Escola Politécnica, Universidade de São Paulo, Universidade de São Paulo, São Paulo, 2008.

FERZIGER, Joel H. *et al.* **Computational Method for Fluid Dynamics**. 3rd ed. Berlin: Springer, 2002.

GONÇALVES, Nelson Daniel Ferreira. **Método dos volumes finitos em malhas não-estruturadas**. 2007. 71 f. dissertação (mestrado) - curso de matemática, departamento de matemática aplicada, faculdade de ciências da Universidade do Porto, Porto, 2007.

HEMKE, P.E. Report N° 267: **Drag of wings with end plates**. Washington: NACA, 1927. 13 p.

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

LANCHESTER, Frederick W. **Theory of Stability**. Patente n. 3608, [S.l]: 1897.

LONGHITANO, G.A. **VANTs para sensoriamento remoto: aplicabilidade na avaliação e monitoramento de impactos ambientais causados por acidentes com cargas de impacto ambientais causados por acidentes com cargas perigosas**. 2010. 148 p. Dissertação (Mestrado)– Departamento de Engenharia de Transportes, Escola Politécnica da Universidade de São Paulo, São Paulo, 2010.

MALISKA, C. R. **Transferência de Calor e Mecânica dos Fluidos Computacional**. LTC, 1995.

MANN, A; ELSHOLZ, I. The M-DAW **Project Investigations in Novel Wing Tip Device Design**. In: CONGRESSO DE CIÊNCIAS AEROESPACIAIS DO AIAA, 43., Jan. 10-13, 2005, Reno, Nevada. Proceedings... Reston: American Institute of aeronautics and Astronautics, 14p., 2005. (Artigo AIAA-2005-0461)

RODRIGUES, L. E. M. J. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica**. 1.ed. Salto: Cengage, 2013.

OLIVEIRA JUNIOR, Jakson Gomes de. **Estudo numérico do comportamento aerodinâmico da asa do projeto 2016 da equipe pegazuls aerodesign utilizando método dos volumes finitos, método vortex lattice e linha sustentadora de prandtl.** 2017. 48 f. TCC (Graduação) - Curso de Engenharia Mecânica, Centro de Engenharias, Universidade Federal Rural do Semi-Árido, Mossoró, 2017.

PINTO, Fernando Antônio Fialho. **Estudo dos Parâmetros Aerodinâmicos do Winglet em Aeronaves Comerciais.** 2004. 205f. Dissertação de Mestrado – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

RIEBE, J.M.; WATSON, J.M. Technical Note 2229: **The effect of the end plates on swept wings at low speed.** Washigton: NACA, 1951. 62 p.

RILEY, D.R. Technical Note 2229: **Wind-tunnel investigation and analysis of the effects of end plates on the aerodynamic characteristics of an unswept wing.** Washington: NACA, 1951. 13 p.

SOARES, Renan Francisco. **Estudo Fluidodinâmico Computacional (CFD) Aplicado à Aerodinâmica do Esporte Automobilístico.** 2013. Trabalho de Conclusão de Curso, Universidade Tecnológica Federal do Paraná, Paraná,2013.

SOUZA, Leonardo. **Winglets: Para que servem e como funcionam.** 2011. Disponível em: <<http://www.planobrazil.com/winglets-para-que-servem-como-funcionam/>>. Acesso em: 22 jul. 2017.

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

WHITE, Frank. M. **Mecânica dos fluidos.** 6. ed. New York: McGraw-Hill, 2007.