

**UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ**  
**LUCAS RIBEIRO**

**ESTUDO DA DIMINUIÇÃO DO ARRASTO INDUZIDO  
COM DISPOSITIVO DE PONTA DE ASA**

**Taubaté – SP**  
**2019**

**LUCAS RIBEIRO**

**ESTUDO DA DIMINUIÇÃO DO ARRASTO INDUZIDO  
COM DISPOSITIVO DE PONTA DE ASA**

Trabalho de Graduação apresentado para obtenção do Certificado de Graduação do curso de Engenharia Aeronáutica do Departamento de Engenharia Mecânica da Universidade de Taubaté.

Orientador(a): Prof. Pedro Augusto da Silva  
Alves

**Taubaté – SP  
2019**

**SIBi – Sistema Integrado de Bibliotecas / UNITAU**

R484e    Ribeiro, Lucas  
Estudo da diminuição do arrasto induzido com dispositivo de ponta de asa / Lucas Ribeiro. – 2018.  
43 f. : il.

Monografia (graduação) – Universidade de Taubaté, Departamento de Engenharia Mecânica e Elétrica, 2018.

Orientação: Prof. Pedro Augusto da Silva Alves, Departamento de Engenharia Mecânica.

1. Aerodinâmica. 2. Arrasto. 3. Eficiência Aerodinâmica. 4. Endplate. 5. Fluidodinâmica computacional. I. Título. II. Graduação em Engenharia Aeronáutica.

CDD – 629.1323

Ficha catalográfica elaborada por Shirlei Righeti – CRB-8/6995

**LUCAS RIBEIRO**

**ESTUDO DA DIMINUIÇÃO DO ARRASTO INDUZIDO COM DISPOSITIVO DE  
PONTA DE ASA**

Trabalho de Graduação apresentado  
para obtenção do Certificado de  
Graduação do curso de Engenharia  
Aeronáutica do Departamento de  
Engenharia Mecânica da Universidade  
de Taubaté.

DATA: 18/11/2019

RESULTADO: Aprovado

**BANCA EXAMINADORA:**

Prof. Pedro Augusto da Silva Alves

UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ

Assinatura:



Prof. Me. Pedro Marcelo Alves Ferreira Pinto

UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ

Assinatura:



## DEDICATÓRIA

Dedico este trabalho aos meus pais Ademar Aparecido Ribeiro e Eutalia Maria Cavedem Ribeiro, aos meus irmãos, Alexandre e Tania, a minha namorada Fabiana Aline Higa por ter dado todo suporte para superar todos os problemas. A todos da equipe Aerotau Aerodesign, onde fiz parte da reconstrução e do crescimento, me proporcionando momentos de alegria e aprendizado.

## **AGRADECIMENTOS**

Primeiramente, agradeço aos meus pais, Ademar Aparecido Ribeiro e Eutalia Maria Cavedem Ribeiro, por terem dado todo apoio, atenção e compreensão durante todo o período da graduação. Aos meus irmãos pelo incentivo e confiança.

Agradeço a minha namorada Fabiana Aline Higa, pela ajuda, paciência, incentivo e confiança para à realização do trabalho.

Ao meu orientador Pedro Augusto Da silva Alves por todo incentivo e paciência na realização deste trabalho.

Agradeço ao Instituto de Aeronáutica e espaço – ALA (Aerodinâmica) por todo suporte dado ao decorrer do trabalho.

Agradeço a equipe Aerotau Aerodesign, por acreditar e proporcionar o tema do trabalho. A todos integrantes da equipe, em especial ao integrante, Saulo Zonfrilli, onde deu todo suporte na parte de desenho.

Agradeço a Universidade de Taubaté e todos os professores, que de alguma forma deram suporte.

E a todos que de uma forma ou de outra, me ajudaram para concluir o trabalho.

## EPÍGRAFE

“As invenções são, sobretudo, o resultado de um  
trabalho teimoso”  
(Alberto Santos Dumont)

## RESUMO

O arrasto geral na aeronave é uma das coisas que em um projeto aeronáutico tende em obter o menor valor possível, ele consiste em dois tipos de arrasto, parasita que é dado pela sua forma geométrica e o induzido que é dado pela sua sustentação que faz gerar vórtices na ponta da asa. O arrasto induzido está ligado diretamente na performance na aeronave podendo chegar de 40% a 60% do arrasto total, o estudo tem a importância para conseguir otimizar essa porcentagem, representando um ganho na sua autonomia ou viabilizando uma vantagem financeira para o operador em redução de combustível ou no aumento do *payload*. Com o decorrer do avanço no campo aerodinâmico foram criadas maneiras para obter uma redução no arrasto induzido, uma delas é os dispositivos de ponta de asa. Estes dispositivos tem como o objetivo fazer a eficiência aerodinâmica aumentar. Aerodesign também se tem a busca por obter máxima eficiência da aeronave. Portanto, estes dispositivos se tornam muito eficaz no projeto, onde a competição limita a envergadura da aeronave, fazendo com que as aeronaves tenham baixo alongamento e não conseguindo ter uma redução de arrasto por conta do seu alongamento. Com a aeronave da equipe Aerotau Aerodesign foi levantado qual dispositivo apresentaria melhor eficiência. O *Endplate* foi escolhido, além de apresentar uma eficiência aerodinâmica alta, facilidade construtiva e não agregaria muito peso na aeronave, onde que no projeto Aerodesign visa obter o peso vazio menor possível. Após ter a asa e configuração do *Endplate* foi utilizado software de CAD e posteriormente analisados em ferramentas de DFC, verificando sua eficiência. A partir das análises em DFC observou-se que o dispositivo *Endplate* proposto mostrou-se eficaz em reduzir o arrasto, diminuindo em cerca de 13%. Outra característica apresentada foi o aumento da sustentação, é interessante para emprego em aeronaves de baixo *Reynolds*, possibilitando uma diminuição de velocidade na aproximação de pouso e até mesmo reduzindo a distância de pista para decolagem.

**Palavras-chave:** Aerodinâmica. Fluidodinâmica computacional. Arrasto. *Endplate*. Eficiência Aerodinâmica.



## **ABSTRACT**

The total drag of an aircraft is one of things that in an aeronautical project the aim is to obtain the smallest possible value, it consists of two types of drag, the parasite one which is given by its geometry shape and the induced one which is given by its lift thereby generating wingtip vortex. The induced drag is directly linked to the aircraft's performance, which can reach from 40% to 60% of the total drag. The present study has the importance of optimizing this percentage, representing a gain in its maximum range or allowing a financial advantage to the operator due to fuel consumption reduce or payload increase. With the advancement of the aerodynamic field, ways of reducing induced drag have been created, the wing-tipped devices provide significant gains, increasing aerodynamic efficiency. In the Aero Design competition, there is also the quest for maximum efficiency of the aircraft. Hence, these devices become very effective in the design, where the competition limits the wingspan of the aircraft, causing the aircraft to have low stretch and not being able to have a drag reduction due to its stretch increase. From Aerotau's Aero Design Team aircraft was raised a study about which device would present better efficiency. The endplate was chosen, in addition to presenting a high aerodynamic efficiency and constructive easiness it would also not add much weight in the aircraft, since in the Aero Design competition the aim is to obtain the lowest possible empty weight. After the choice of the wing and configuration of the endplate was used AutoCAD software and later analyzed in CFD tools, verifying their efficiency. From the analyzes in CFD it was observed that the chosen endplate device was effective in reducing drag, decreasing by about 13%. Another feature presented was the increase of lift, it is interesting for using in an aircraft of low Reynolds, allowing a decrease of speed in the landing approximation and even reducing the distance of lane for takeoff.

**KEYWORDS:** Aerodynamics. CFD. Computational Fluid Dynamics. Drag. Endplate. Aerodynamic efficiency.

## LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Ensaio em voo com a aeronave KC-135.....	14
Figura 2 – Descolamento da camada limite, transição laminar e e turbulenta .....	16
Figura 3 – Forças aerodinâmicas .....	17
Figura 4 – Fluxo de ar na ponta da asa.....	20
Figura 5 – Comportamento do downwash.....	21
Figura 6 – <i>Endplate</i> .....	23
Figura 7 – Ponta <i>Hoerner</i> .....	24
Figura 8 – <i>Winglet</i> .....	25
Figura 9 – Asa com <i>Endplate</i> .....	28
Figura 10 – <i>Endplate</i> .....	29
Figura 11 – Malha na asa sem o <i>Endplate</i> .....	30
Figura 12 – Linha de corrente da asa com <i>Endplate</i> .....	34
Figura 13 – Linha de corrente da asa sem <i>Endplate</i> .....	34

## LISTA DE TABELA

Tabela 1 – Dados geométricos e aerodinâmicos da asa.....	27
Tabela 2 – Condição de contorno .....	31
Tabela 3 – Dados do material e modelo de turbulência .....	31
Tabela 4 – Dados de comparação do teórico com simulado.....	32
Tabela 5 – Comparação de dados da asa com <i>Endplate</i> e sem <i>Endplate</i> .....	33
Tabela 6 – Eficiência aerodinâmica das asas simuladas .....	35

## **LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS**

SAE	Society of Automotive Engineers
NASA	National Aeronautics and Space Administration
MTOW	Maximum Take-Off Weight
DFC	Dinâmica dos Fluidos Computacional
CFD	Computational Fluid Dynamics
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics

## LISTA DE SIMBOLOS

AR	Alongamento
$C_L$	Coefficiente de sustentação
$C_D$	Coefficiente de arrasto
$C_{d_i}$	Coefficiente de arrasto induzido
$\frac{L}{D}$	Eficiência aerodinâmica
$l$	Comprimento
$\rho$	Densidade do ar
$\mu$	Viscosidade do fluido
$L$	Força de sustentação
$D$	Força de arrasto
$Re$	Número de reynolds
$U$	Velocidade do escoamento
$q$	Pressão dinâmica
$e$	Eficiência de oswald
$C_{lmax}$	Coefficiente de sustentação máximo
$V_r$	Velocidade relativa
$S$	Área projetada da superfície do corpo em contato com o fluido
$\alpha_{eff}$	Ângulo efetivo

## SUMÁRIO

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO</b> .....	<b>13</b>
	1.1 OBJETIVO .....	14
	1.2 ESCOPO DO TRABALHO.....	14
<b>2</b>	<b>REVISÃO BIBLIOGRÁFICA</b> .....	<b>16</b>
	2.1 ESCOAMENTO VISCOSO E EXTERNO .....	16
	2.2 ESCOAMENTO LAMINAR E TURBULENTO .....	16
	2.3 FORÇAS GERADAS .....	17
	2.3.1 Arrasto.....	18
	2.3.2 Sustentação .....	19
	2.3.3 Perfil aerodinâmico .....	19
	2.4 ARRASTO INDUZIDO .....	20
	2.5 ALONGAMENTO .....	21
	2.6 DISPOSITIVO DE PONTA DE ASA .....	22
	2.7 HISTÓRICO DOS DISPOSITIVOS DE PONTA DE ASA .....	23
	2.8 DINÂMICA DOS FLÍDOS COMPUTACIONAL (DFC).....	25
	2.9 MODELO DE TURBULÊNCIA .....	26
<b>3</b>	<b>METODOLOGIA</b> .....	<b>27</b>
	3.1 GEOMETRIA DA ASA .....	27
	3.2 PROJETO DO <i>ENDPLATE</i> .....	28
	3.3 CRIAÇÃO DA MALHA DO MODELO .....	29
	3.4 CONDIÇÃO DE CONTORNO.....	30
<b>4</b>	<b>RESULTADOS</b> .....	<b>32</b>
	4.1 VALIDAÇÃO DO MÉTODO UTILIZADO.....	32
	4.2 RESULTADO COM O <i>ENDPLATE</i> .....	33
<b>5</b>	<b>CONCLUSÃO</b> .....	<b>36</b>
<b>6</b>	<b>SUGESTÕES DE TRABALHOS</b> .....	<b>37</b>

## 1 INTRODUÇÃO

Em um projeto aeronáutico a importância em buscar melhorias em todas as partes do projeto é fundamental, visando sempre aumentar a eficiência da aeronave projetada. Uma das áreas que diretamente está ligado a essa busca em se obter uma maior eficiência da aeronave é a aerodinâmica, onde a asa ou superfície sustentadora é responsável por se obter as forças para ter um voo equilibrado.

Em qualquer situação de redução de combustível ou aumento de autonomia da aeronave no ramo aeronáutico é muito bem visto, onde que uma leve queda na diminuição gera uma grande economia significativa para o seu operador. Além disso, as leis ambientais atualmente, torna importante qualquer ganho ambiental que tiver, por causa que irá gastar menos combustível, fazendo com que polua menos, e uma diminuição do ruído, onde que na decolagem e pouso tenha uma necessidade de potência de motor menor.

O arrasto possui várias parcelas, o arrasto induzido é uma das parcelas que faz com que a contribuição no arrasto total seja elevada, podendo chegar 40% a 60% do arrasto total da aeronave. O arrasto induzido está sendo um dos principais fatores a ser otimizados na aviação, pois otimizando o mesmo, você consegue maior autonomia para as companhias aéreas e um menor gasto de combustível fazendo com que a diminuição da queima afete menos o meio ambiente. Um dos fatores para que isso seja realizado, é um dispositivo de ponta de asa, com seu conceito de redutor de vórtices de ponta de asa.

Segundo Chambers (2003) o seu primeiro estudo a respeito de *wingtips* como chamado, foi apresentado pelo engenheiro inglês Frederick W. Lanchester, seu estudo mostrou que superfície na vertical na ponta da asa, teria uma redução no arrasto induzido, após isso, foi gerado o primeiro estudo de Endplate, sendo patentado pelo inglês.

Outro engenheiro aeronáutico que continuou esse estudo de diminuição do arrasto induzido, foi o engenheiro Richard T. Whitcomb, iniciou o estudo no centro de pesquisa da NASA, em Laagley, chegou no conceito denominando de *winglets*. Após todo estudo, a NASA junto com a força aérea americana, introduziram o dispositivo no KC-135, como mostra na figura 1, os testes mostraram em velocidade de cruzeiro um ganho de 7% sustentação/arrasto.

Figura 1 – Ensaio em voo com a aeronave KC-135



Fonte: (<https://www.nasa.gov>)

Após todo sucesso a NASA continuou realizando estudos dos dispositivos. Desde então continuou sendo usado e otimizados os dispositivos de ponta de asa, sendo utilizados em diversos setores da aeronáutica, desde aeronaves comerciais, quanto para aeronaves acrobáticas e aeronaves de competições.

### 1.1 OBJETIVO

O objetivo do trabalho é o estudo e a verificação do dispositivo de ponta de asa, com a proposta de analisar o comportamento aerodinâmico da superfície sustentadora com e sem o dispositivo. Analisando a influência do arrasto induzido, e verificando o seu desempenho final.

### 1.2 ESCOPO DO TRABALHO

O trabalho será apresentado nos seguintes moldes, no primeiro capítulo, será



apresentado o que motivou o estudo, o modo de organização do trabalho, objetivos e a metodologia a ser seguida.

O capítulo 2 faz o estudo do escoamento e como é o seu comportamento e suas forças geradas através dele, após será discutido a influência do dispositivo de ponta de asa, qual dispositivo será usado na pesquisa, após a escolha do dispositivo se obtém as suas propriedades, influencias aerodinâmicas e o seu design. E após a escolha do design será apresentada a ferramenta para análise utilizada no trabalho.

No capítulo 3, será apresentada a metodologia do trabalho, como foi realizado. No capítulo 4, terá a comparação dos resultados obtidos, mostrando a comparação da asa com e sem dispositivo de ponta de asa.

No capítulo 5, serão apresentadas as conclusões, considerações finais e conseqüentemente as referências utilizadas neste trabalho.

## 2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

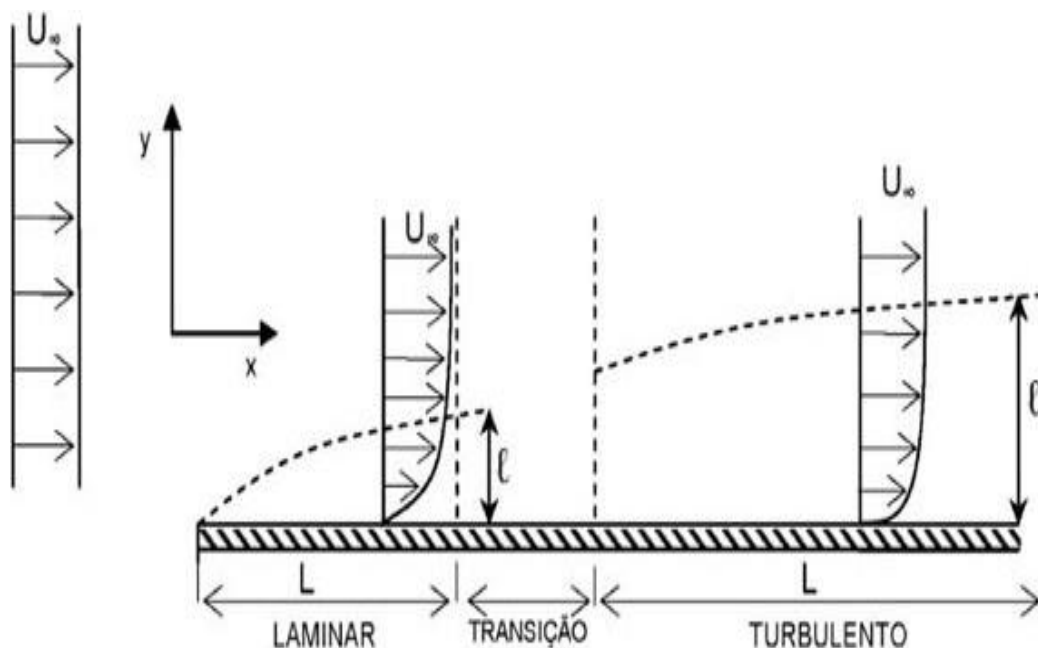
### 2.1 ESCOAMENTO VISCOSO E EXTERNO

Estudo do escoamento externo é a interação do corpo e o fluido. São denominados escoamentos externos, escoamentos que ocorre em corpos imersos em um fluido sem fronteira. No caso da aviação, como exemplo, é o escoamento no aerofólio da asa Fox (2006). Segundo White (2011), a mudança de geometria do sólido, muda as forças exercidas no escoamento no corpo imerso.

### 2.2 ESCOAMENTO LAMINAR E TURBULENTO

Comentado sobre os efeitos ocasionados pelo escoamento viscoso, a sua viscosidade em torno do corpo irá ocasionar uma resistência maior, obtendo a classificação em 2 tipos, laminar ou turbulento, como mostra a figura 2 White (2011). Considerando o escoamento laminar é o mesmo que dizer que as forças viscosas são maiores do que as forças inerciais. E quando as forças inerciais forem superiores que as forças viscosas, se dá ao nome de turbulento. Um dos parâmetros para verificar em qual faixa se encontra o escoamento, é dado pelo número de Reynolds Fox (2006), assim sendo possível classificar o escoamento em turbulento ou laminar.

Figura 2 – Descolamento da camada limite, transição laminar e e turbulenta



Fonte: Fox (2006) - adaptado pelo autor

O número de Reynolds, equação 1, é um parâmetro adimensional, se dá esse nome pelo engenheiro Osborne Reynolds, segundo Fox (2006). Se tornou uma ferramenta para verificar se o escoamento é turbulento ou laminar.

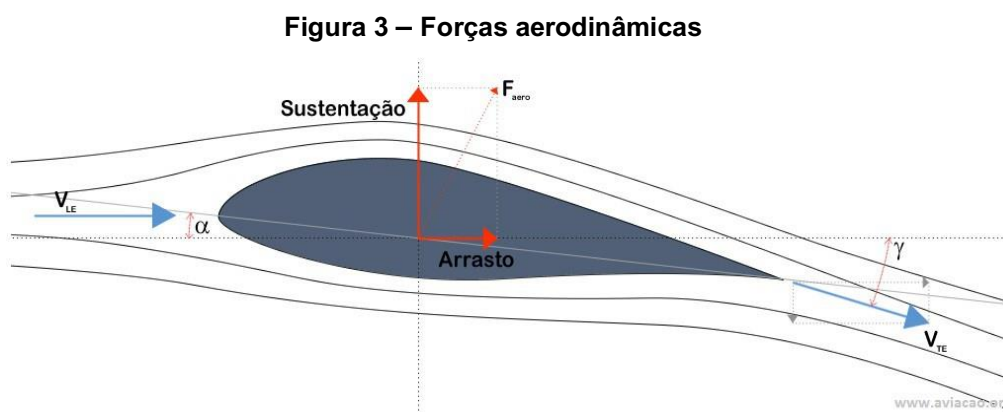
$$Re = \frac{\rho U_{\infty} l}{\mu} \quad (1)$$

onde  $\rho$  é a massa específica,  $U$  é a velocidade do escoamento,  $l$  o comprimento do corpo sólido,  $\mu$  é a viscosidade do fluido.

### 2.3 FORÇAS GERADAS

Segundo Anderson (2010), quando gerado movimento entre um corpo sólido e um fluido, será gerado um vetor de força resultante  $F$ , correspondente da sua forma geométrica, velocidade relativa  $V_r$  e as características do fluido. Esta força se dá devido ao escoamento do fluido no corpo sólido, gerando tensões de cisalhamentos, relacionados a viscosidade tangencial à superfície, e as tensões normais devido à pressão local.

Esse vetor  $F$ , ao decompor, acaba gerando a suas duas componentes, a paralela ao movimento e a outra perpendicular ao movimento, respectivamente conhecida como  $D$ , força de arrasto e  $L$ , força de sustentação, como mostra na figura 3.



Fonte: ([www.aviacao.org](http://www.aviacao.org)) - adaptado pelo autor

### 2.3.1 Arrasto

A força de arrasto se dá devido a componente gerada pela força resultante, como citado anteriormente, segundo Anderson (2010), a equação para determinar o coeficiente de arrasto é dada pela equação a seguir:

$$C_D = \frac{D}{q_\infty S} \quad (2)$$

onde  $D$  é a *força de arrasto*,  $S$  é a área projetada da superfície do corpo em contato com o fluido,  $q_\infty$  é a pressão dinâmica.

A pressão dinâmica é dada pela equação a seguir:

$$q_\infty = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 \quad (3)$$

Onde  $\rho_\infty$  é a densidade do fluido e  $V$  é a velocidade relativa do escoamento.

#### 2.3.1.1 Arrasto de fricção

O arrasto de fricção está relacionado viscosidade do fluido sobre uma determinada superfície ou corpo rígido, onde é gerado através das tensões de cisalhamento ou forças tangenciais ao corpo sólido, assim determinando no arrasto de fricção, Hoerner (1985).

#### 2.3.1.2 Arrasto de pressão

O arrasto de pressão é dado pela sua forma a qual o fluido escoar. Ele se dá pela separação do escoamento na superfície onde se encontra em contato. Ele causa uma força resultante na direção oposta ao escoamento. Para superfície que possui cantos arredondados, carenadas ou corpos aerodinâmicos, como no caso de uma asa, onde sua geometria é estruturada com perfil aerodinâmico, onde será explicado mais para frente. Sua superfície não possui bordas, fazendo com que o escoamento consegue contorna-la sem de uma maneira mais suave, segundo o Hoerner (1985) o arrasto de pressão é diretamente dado devido a separação da camada limite.

### 2.3.2 Sustentação

O coeficiente de sustentação é dado pela segunda componente aerodinâmica, segundo Anderson (2010) a equação 4 se obtém o coeficiente de sustentação.

$$C_L = \frac{L}{q_\infty S} \quad (4)$$

onde  $L$  é a *força de sustentação*,  $S$  é a área projetada da superfície do corpo em contato com o fluido,  $q_\infty$  é a pressão dinâmica.

### 2.3.3 Perfil aerodinâmico

Segundo Roskam (1997), as características de um perfil aerodinâmico afetam significativamente os seus coeficientes aerodinâmicos. A geometria de um perfil possui alguns parâmetros com características fixadas, onde em um projeto de perfil aerodinâmico se tem esses parâmetros a serem utilizados, são eles:

- A linha de arqueamento média representa a linha que define o ponto médio entre todos os pontos que formam as superfícies superior e inferior do perfil.
- A linha da corda representa a linha reta que une os pontos inicial e final da linha de arqueamento média.
- A espessura representa a altura do perfil medida perpendicularmente à linha da corda.
- A razão entre a máxima espessura do perfil e o comprimento da corda é chamada de razão de espessura do perfil.
- O arqueamento representa a máxima distância que existe entre a linha de arqueamento média e a linha da corda do perfil.

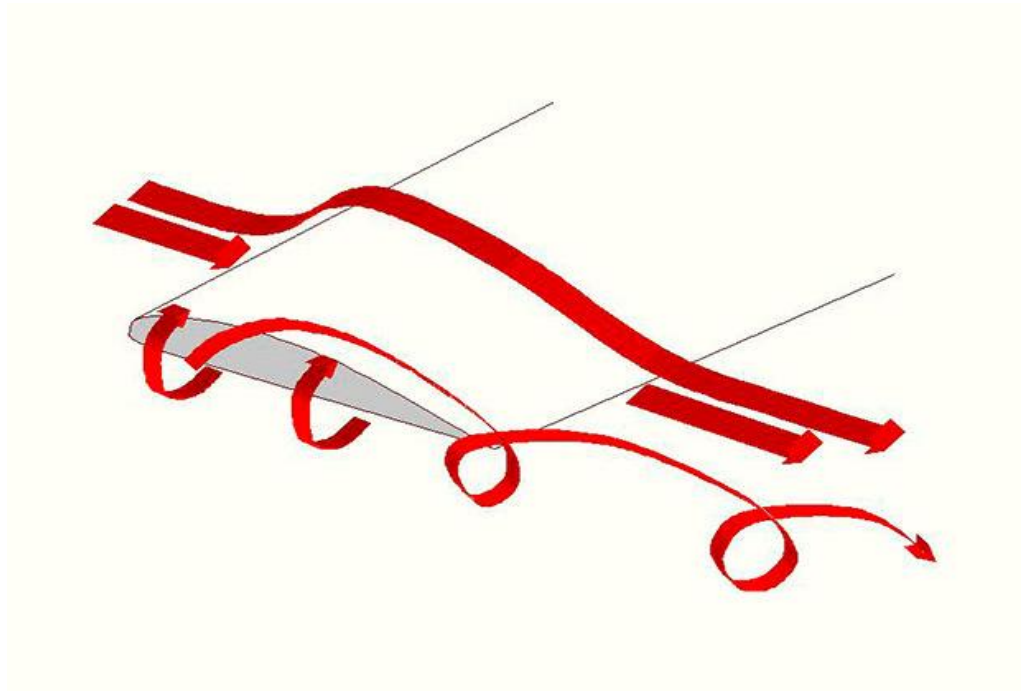
Roskam (1997) também cita que através de estudos experimentais, chegaram a 6 variáveis que influenciaria nas forças aerodinâmicas, uma delas pode ser deduzida pela pressão dinâmica, como falado anteriormente. O ângulo de ataque do perfil aerodinâmico, que é a linha da corda do perfil e a direção do vento relativo no perfil.

Para Roskam (1997), através de estudos na família de perfis NACA, teve-se que com a variação de espessura e arqueamento no perfil você conseguiu ter um aumento no coeficiente de sustentação máximo ( $C_{lmax}$ ).

## 2.4 ARRASTO INDUZIDO

Segundo Anderson (2010) o perfil aerodinâmico tende a seguir o princípio de Bernoulli, quando a asa é submetida ao escoamento de um fluido obtém a diferença de velocidade no extradorso e intradorso ocasionando uma diferença de pressão. Essa diferença de pressão faz com que tenha baixa pressão sobre o extradorso e a alta pressão sobre o intradorso, isso faz com que surge uma componente do fluxo da ponta para a raiz do extradorso, e sucessivamente, uma componente oposta no intradorso, gerando um fluxo de vórtices com mostra na figura 4.

Figura 4 – Fluxo de ar na ponta da asa

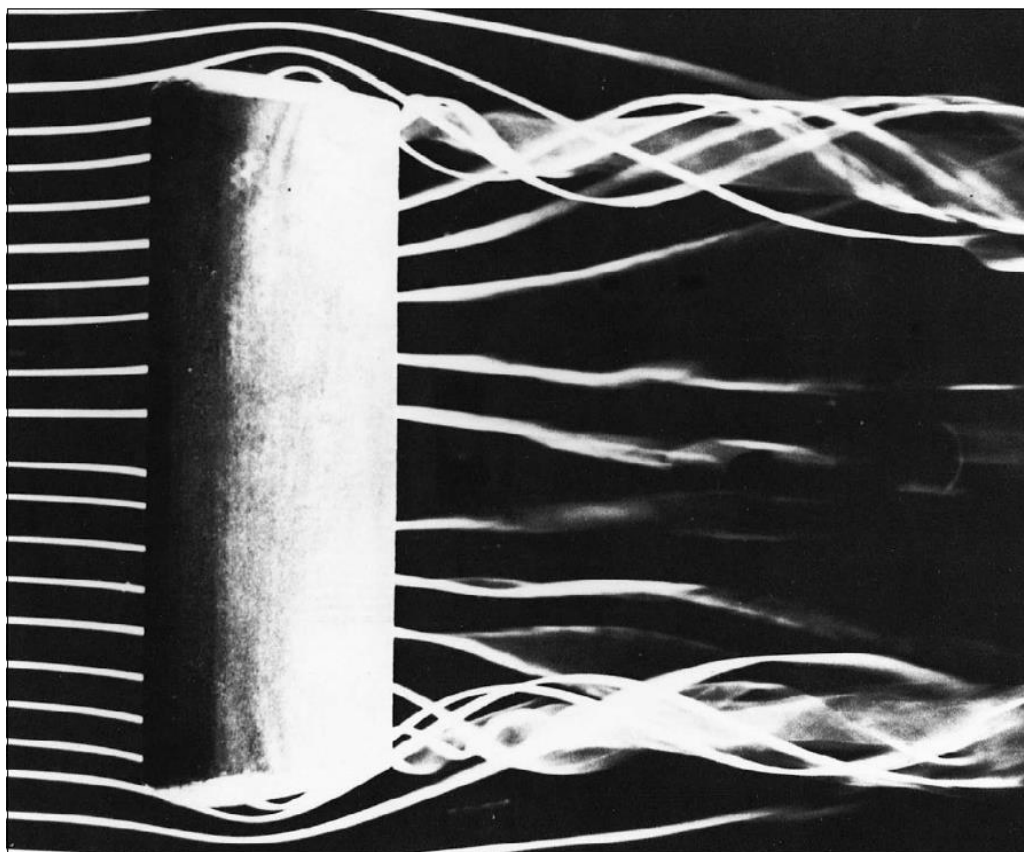


Fonte: <http://blog.hangar33.com.br/conheca-mais-uma-forca-aerodinamica-que-permite-uma-aeronave-alcar-voor/> - adaptado pelo autor

Esse efeito ocorre em asa finita, assim modificando os coeficientes aerodinâmicos. O *downwash* faz com que ocorra dois efeitos, a asa passa a enxergar outro ângulo de ataque, sendo chamado de ângulo efetivo  $\alpha_{eff}$ , devido ao surgimento

do ângulo induzido, como mostra na figura 5, e o segundo efeito é dado pela força de sustentação, ocasionando uma inclinação, gerando o ângulo induzido. Segundo Hurt (1959) e Anderson (2010) essa componente atrás da força de sustentação refere-se ao arrasto induzido.

**Figura 5 – Comportamento do downwash**



**Fonte: Anderson (2010) - adaptado pelo autor**

## 2.5 ALONGAMENTO

Um dos fatores que influencia diretamente no desempenho aerodinâmico numa asa é a razão de aspecto, conhecida com alongamento. O alongamento interfere diretamente na diminuição de arrasto induzido. Esse fator segundo Anderson (2010) e Roskam (1997), é a razão da envergadura ao quadrado pela sua área, ele é diretamente proporcional ao arrasto induzido, quanto mais alto é o alongamento menor será o seu arrasto induzido.

Porém como comentado pelo Gudmundsson (2014), isso pode ser um ponto

negativo ao um projeto aeronáutico, onde o alongamento interfere na parte estrutural da aeronave, assim em se obter um alto alongamento conseqüentemente terá uma grande envergadura, fazendo com que seja sucessível a fenômenos de aereelasticidades, entre outros fatores, como acréscimo de peso.

## 2.6 DISPOSITIVO DE PONTA DE ASA

Como visto anteriormente o arrasto induzido, equação 5, é dado a partir da força de sustentação gerado pela superfície sustentadora, onde ocorre fenômenos físicos ocasionando vórtices de ponta. Existem algumas maneiras para redução, onde tem dois fatores que fazem com que tenha a diminuição, o aumento da razão de aspecto ou a diminuição da sustentação da superfície sustentadora, como mostra na equação 5, segundo Gudmundsson (2014) e Roskam (1997). Entretanto a diminuição da sustentação da superfície sustentadora não é algo benéfico, pois no projeto aeronáutico ela está diretamente ligada ao peso que aeronave irá levar, algo que os projetistas têm como ambição obter o máximo de peso carregado.

$$C_{d_i} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e} \quad (5)$$

Onde  $e$  é fator de eficiência de Oswald, é um fator de correção para asas não elípticas, Roskam (1997) cita que pode variar de 0,85 a 0,95.

Em um projeto aeronáutico sempre visa em obter melhorias na autonomia e aumentar o MTOW, como visto anteriormente o arrasto induzido é prejudicial a esses dois fatores, uma maneira de obter a diminuição do arrasto induzido sem mudanças drásticas no projeto, mudando parâmetros aerodinâmicos, tem algumas ferramentas para otimização no arrasto induzido sem afetar muito o projeto, como os dispositivos de ponta de asa, são dispositivos na ponta da superfície sustentadora e ajuda a melhorar aerodinamicamente na região, diminuindo os vórtices Hoerner (1985), alguns dispositivos usados na aviação, são os *Endplate*, *Winglet*, *Hoerner*, (Gudmundsson, 2014).

A geometria da ponta da asa tem grande uma grande relevância na redução do arrasto induzido ocasionado pelos vórtices de ponte de asa. Segundo Hoerner (1985), os dispositivos de ponta de asa podem ter uma redução aproximadamente de 30% do



arrasto induzido, acarretando um aumento na sua autonomia, podendo chegar numa redução de até 7% no consumo de combustível.

## 2.7 HISTÓRICO DOS DISPOSITIVOS DE PONTA DE ASA

O estudo de *Endplate*, figura 6, teve início em 1800, segundo o Chambers (2003) o estudo se deu início pelo engenheiro Frederick W. Lanchester onde através do seu conhecimento pelo arrasto induzido fez com que ele estudasse algo para diminuir esse feito, pois chega a aeronaves com regime subsônico a uma porcentagem alta de arrasto induzido, chegando até 60% do arrasto total. Ele verificou alguns dispositivos na ponta da asa afetaria nos efeitos tridimensionais fazendo com que tivesse redução de arrasto induzido, onde ele iniciou o estudo experimental com placa fina na vertical, e no resultado dos ensaios obteve um ganho bem significativo de diminuição de arrasto induzido. Após isso teve uma evolução muito grande nesse dispositivo. Segundo o Hoerner (1985), o design para obter melhor desempenho do *Endplate* está interligado na relação entra a sua lateral do *Endplate* com a área de referência da asa.

**Figura 6 – Endplate**

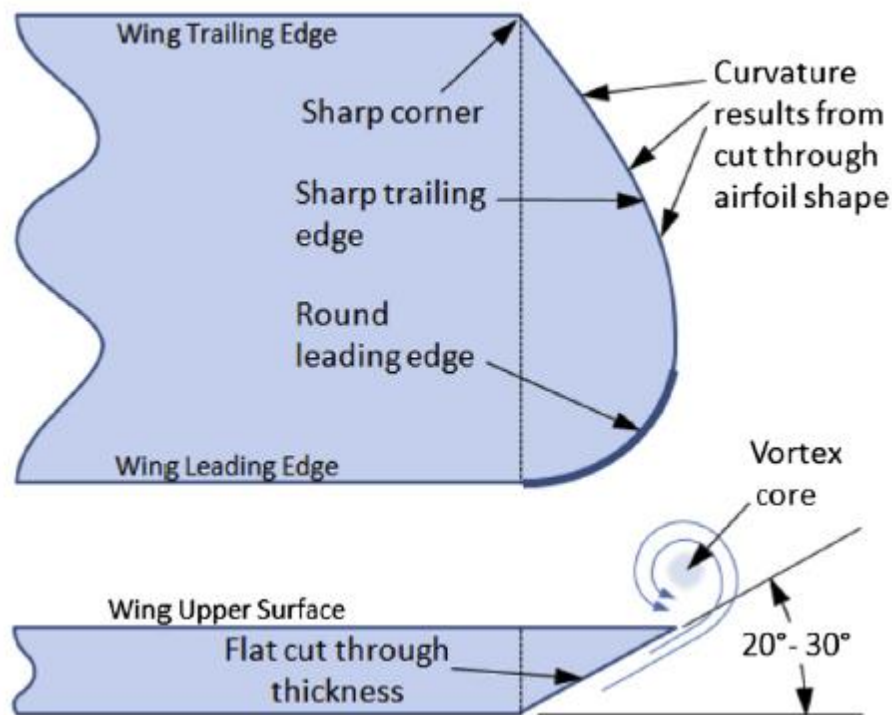


**Fonte: Gudmundsson (2014) - adaptado pelo autor**

A ponta de asa modelo *Hoerner wingtip* figura 7 é chamada assim em homenagem ao aerodinâmista alemão Sighard Hoerner. Segundo Gudmundsson

(2014) o dispositivo mostrou ser mais eficaz em relação a ponta redonda que era utilizada, umas das principais vantagens em relação a ela é que não tem impacto no alongamento, onde que na ponta redonda teria um impacto negativo no alongamento. Outro motivo que apresentou ser melhor foi que com a ponta Hoerner tende a ter um efeito diédrico fazendo com que os vórtices da ponta de asa sejam afastados.

Figura 7 – Ponta Hoerner

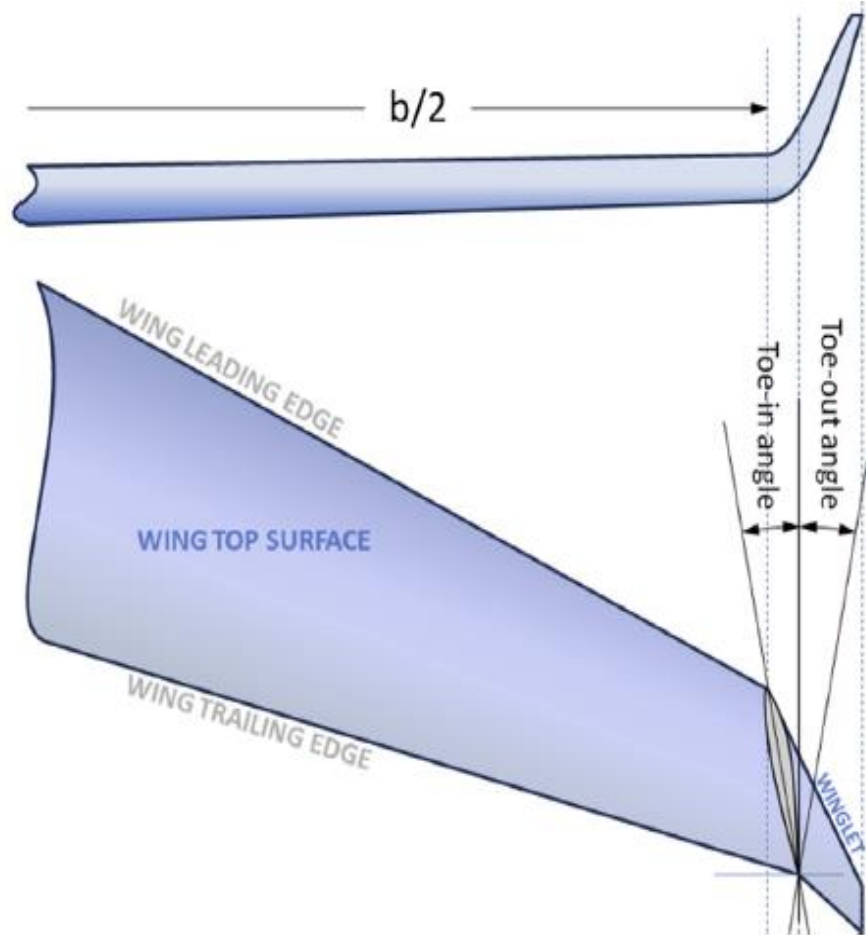


Fonte: Gudmundsson (2014) - adaptado pelo autor

Modelo *Winglet* figura 8 um dos mais conhecidos e utilizados na aviação, para Gudmundsson (2014) o *Winglet* nada mais é que uma mutação do *Endplate*. Porém não era todo projeto que traria uma diminuição no arrasto total, como Gudmundsson (2014) comenta, dependendo do projeto do *Winglet* não seria eficaz, pois traria uma diminuição sim do arrasto induzido, porém teria um aumento no arrasto de fricção e de interferência, fazendo com que não fosse benéfico. Por isso para Gudmundsson (2014) tem que ter um projeto de *Winglet* muito bom para cada operação. Com o intuito de diminuir esse aspecto negativo do *Winglet* o Richard T. Whitcomb no início dos anos 70 fez pesquisas junto com a NASA sobre o *Winglet*. Sendo utilizado em uma aeronave grande e pesada assim o *Winglet* mostrou um alto desempenho. Logo em

seguida foi desenvolvido o *Winglet* e instalada na aeronave da BOEING KC-135. A pesquisa mostrou que o desempenho da aeronave em cruzeiro chegou a um aumento de 7% na sua autonomia. Sendo assim expandindo para aeronaves comerciais.

Figura 8 – *Winglet*



Fonte: Gudmundsson (2014) - adaptado pelo autor

## 2.8 DINÂMICA DOS FLUÍDOS COMPUTACIONAL

A fluidodinâmica computacional, mais conhecido como CFD (*Computational Fluid Dynamics*) é uma análise baseada em simulação computacional, onde se tem um conjunto de técnicas numéricas, matemáticas e computacionais onde solucionam problemas de fluidodinâmicas. Consiste em obter com métodos de cálculos de equações diferenciais em cada volume de controle. Os códigos comerciais e acadêmicos possuem três elementos principais: pré-processador, analisador e o pós-processador Versteeg e Malalasekera (1995).

## 2.9 MODELOS MATEMÁTICOS DE TURBULÊNCIA

Versteeg e Malalasekera (1995) descreveu e explicou as equações a Navier-Stokes e como também a de transporte utilizando o método de tensor de Reynolds. Após obter essas equações foram gerados diversos métodos de modelos matemáticos de turbulência.

*K-epsilon* ( $k$ - $\epsilon$ ) modelo de turbulência mais utilizado em *Computational Fluid Dynamics* (CFD) para simular as características de um fluxo médio em regime turbulento. Segundo Versteeg e Malalasekera (1995) é um modelo que possui duas equações matemáticas onde fornece uma descrição da turbulência por duas equações de transporte. A primeira variável de transporte é a energia, na turbulência é chamada de Energia Cinética turbulenta, conhecida por  $k$ , a segunda variável de transporte é a dissipação turbulenta, conhecida como  $\epsilon$ , determina a taxa de dissipação da energia cinética turbulenta.

### 3 METODOLOGIA

O intuito do trabalho foi realizar um estudo sobre o dispositivo de ponta de asa *Endplate*, verificando a sua influência nos coeficientes aerodinâmicos de uma asa. Assim, foram gerados dois tipos de configurações, onde foi utilizada uma asa sem o dispositivo, e a outra com o dispositivo *Endplate*, foi considerado o mesmo regime de operação para simulação e com uma variação no ângulo de ataque de 2°, 4° e 6°.

Após a simulação computacional, foram comparados com dados teóricos, a fim de validar a simulação por DFC. Estes dados foram utilizados dados da simulação da asa sem o dispositivo *Endplate*.

#### 3.1 GEOMETRIA DA ASA

A geometria da asa foi obtida através da equipe Aerotau Aerodesign para a competição da SAE Brasil Aerodesign 2018. Para obter a simplificação computacional e ter a diminuição de esforço na sua simulação foi utilizado uma semi asa, sendo ela cortada no seu plano de simetria, as dimensões da asa são dadas na tabela 1.

**Tabela 1 – Dados geométricos e aerodinâmicos da asa**

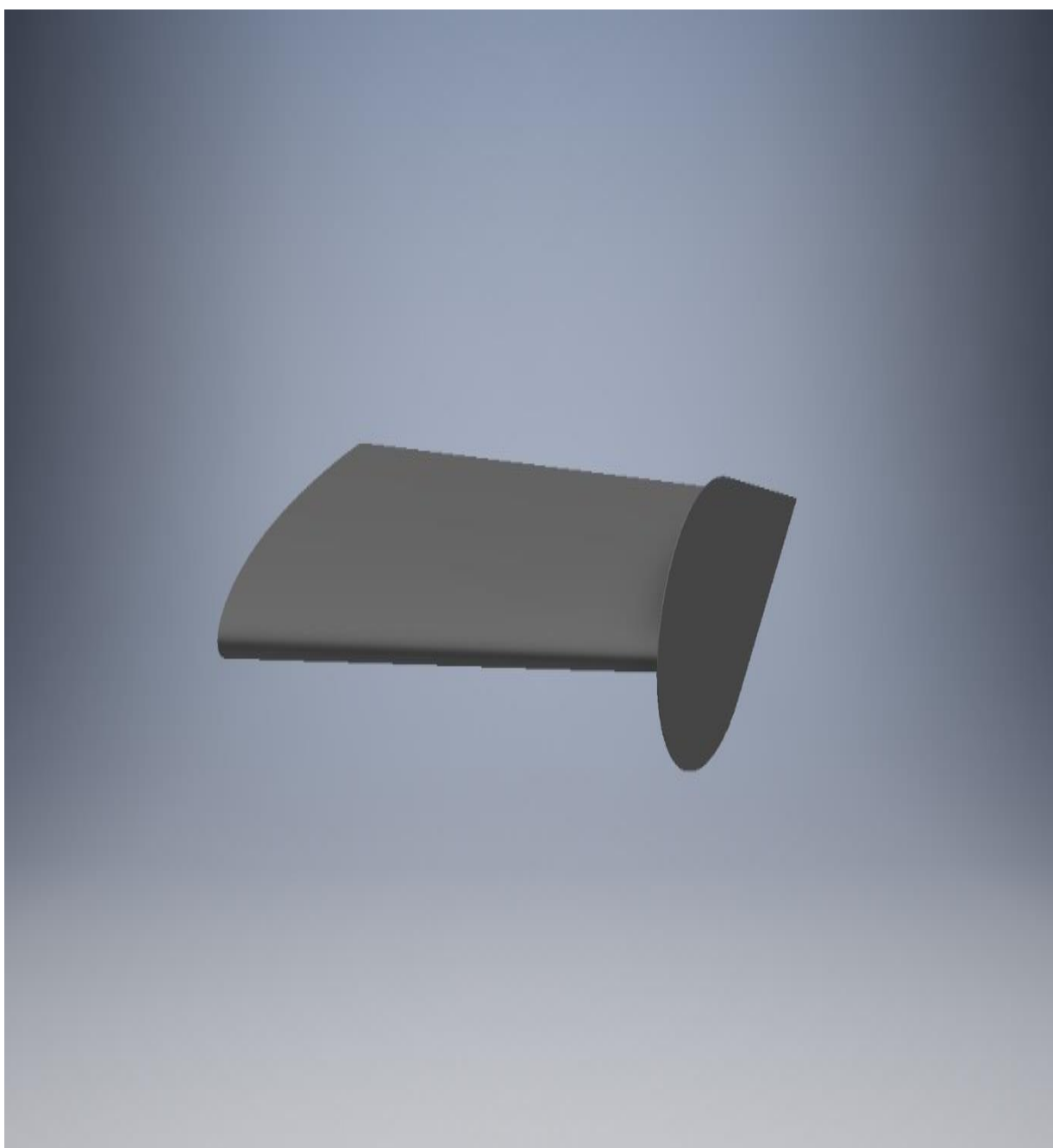
<b>PERFIL AERODINÂMICO</b>	NACA0012	-
<b>SEMI-ENVERGADURA</b>	0,457	m
<b>CORDA DA RAIZ</b>	0,265	m
<b>CORDA DA PONTA</b>	0,215	m
<b>AFILAMENTO</b>	0,811	-
<b>ALONGAMENTO</b>	3,800	-
<b>ÁREA</b>	0,219	m <sup>2</sup>
<b>CORDA MÉDIA AERODINÂMICA</b>	0,240	m

Fonte: Elaborado pelo autor

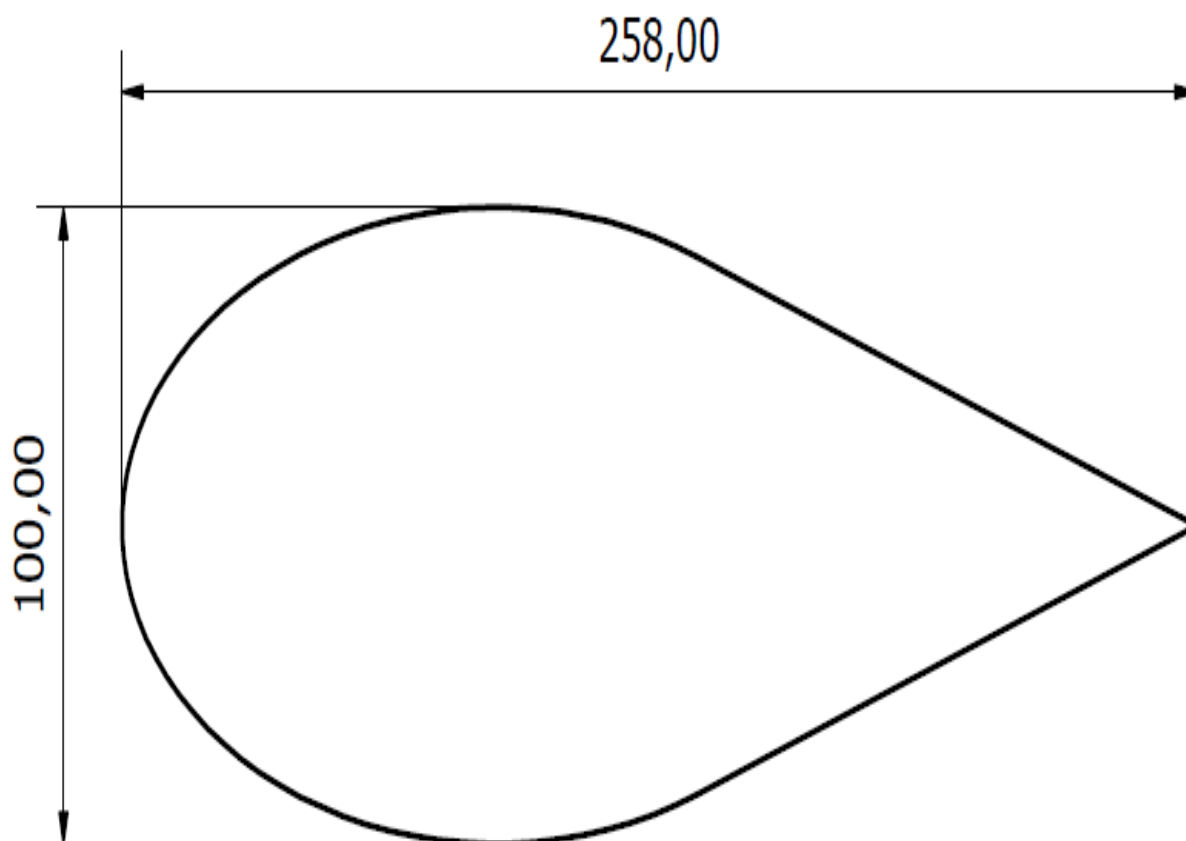
### 3.2 PROJETO DO *ENDPLATE*

Um dos parâmetros para a diminuição do arrasto induzido é o alongamento. Para dimensionamento do *Endplate* foi utilizado a equação proposta pelo Hoerner (1985), onde uma área lateral faria que tivesse um ganho no seu alongamento, chamando assim de alongamento efetivo. Ficando assim sua geometria como mostra na figura 9 e 10.

**Figura 9 – Asa com *Endplate***



**Fonte: Elaborado pelo autor**

Figura 10 – *Endplate*, dimensão em milímetro

Fonte - Elaborado pelo autor

### 3.3 CRIAÇÃO DA MALHA DO MODELO

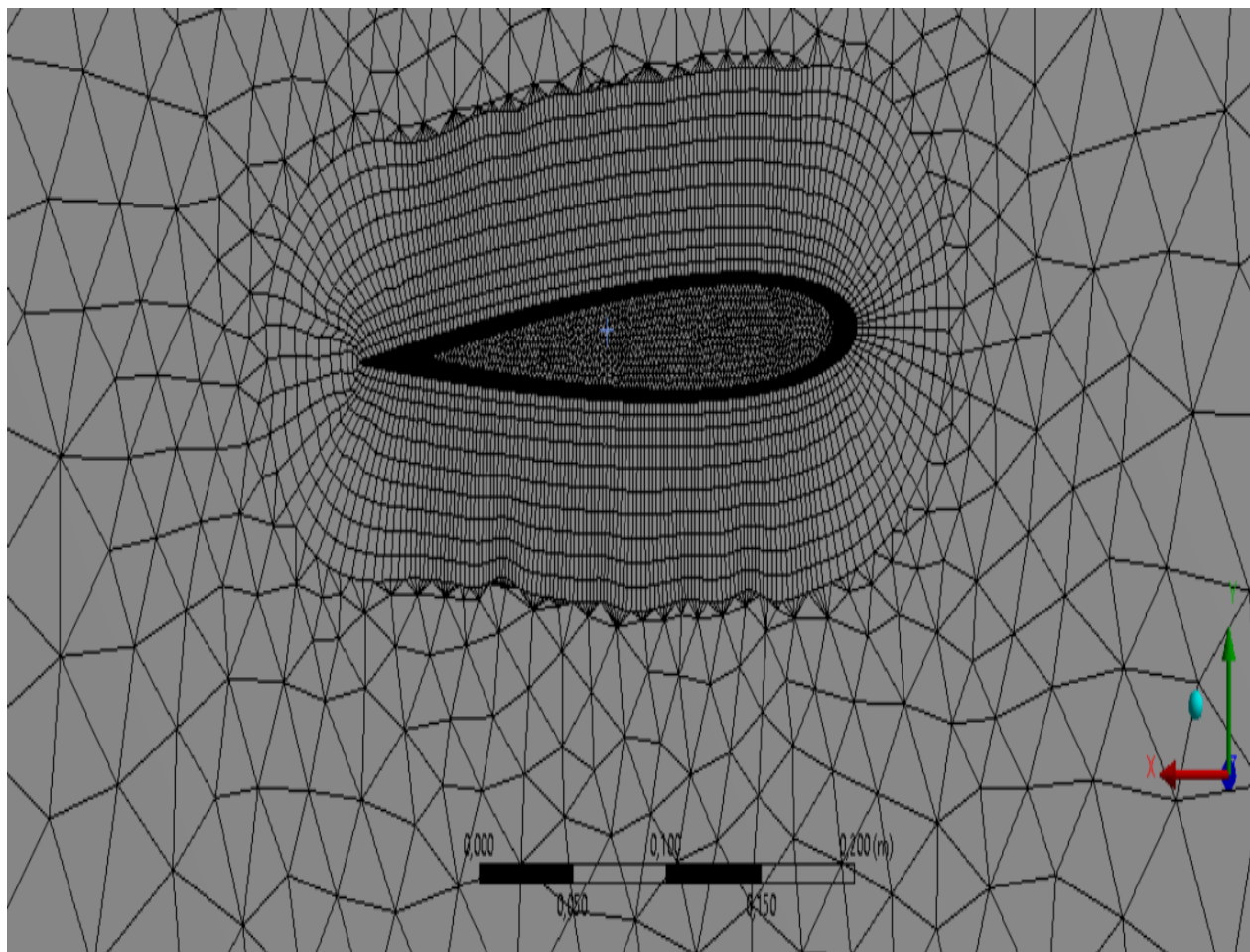
A etapa da criação da malha se torna um passo importante em uma simulação, pois ela mostrara uma região de interesse para o estudo. Um estudo para obter uma malha refinada nas regiões fundamentais, no caso da asa é de grande importância garantir o refinamento para pegar os efeitos físicos da camada limite e turbulência.

Um jeito de verificar a confiabilidade da malha é através do  $y^+$ , o Versteeg e Malalasekera (1995) cita que este parâmetro fique próximo  $y^+=1$ . Desta forma o primeiro ponto da malha depois da parede sólida do modelo fique dentro da região da subcamada laminar da camada limite.

Foi utilizado dois métodos para a malha, onde o primeiro método foi a ferramenta *Face sizing*, na superfície da asa, assim limitando o tamanho máximo dos elementos gerados na superfície da mesma. Após isso, foi utilizado o segundo método, *inflation*, assim obtendo o valor do  $y^+$ . Onde permite uma criação de

elementos prismáticos no contorno selecionado, obtendo 25 camadas, fixando a primeira camada em  $3,1 \times 10^{-4}$ , e com taxa de crescimento de 1,2, assim cobrindo toda a região da camada limite, como mostra a figura 11.

**Figura 11 – Malha na asa sem o *Endplate***



**Fonte: Elaborado pelo autor**

### 3.4 CONDIÇÃO DE CONTORNO

Foi considerado uma velocidade constante e uniforme de 12 m/s. O fluido a ser considerado foi ar, considerando como um gás ideal. A Tabela 2 mostra as condições de contorno utilizadas.



Tabela 2 – Condição de contorno

<b>CONTORNO</b>	
<b>Entrada</b>	
Type	INLET
Location	Entrada
<b>Settings</b>	
Flow Regime	Subsonic
Mass And Momentum	Normal
	V= 12 [m/s]
Turbulence	Medium Intensity and Eddy Viscosity Ratio
<b>Saída</b>	
Type	OUTLET
Location	Saída
<b>Settings</b>	
Flow Regime	Subsonic
Mass And Momentum	Static Pressure
Relative Pressure	0 [atm]
<b>Plano de Simetria</b>	
Type	SYMMETRY
Location	Simetria
<b>Settings</b>	
<b>Asa</b>	

Fonte: Elaborado pelo autor

Tabela 3 – Dados do material e modelo de turbulência

<b>MATERIAL</b>	
<b>Gás ideal</b>	
Temperatura do fluido	25 [°C]
Modelo de turbulência	K-ε

Fonte: Elaborado pelo autor

## 4 RESULTADOS

A partir de embasamento teórico foi estipulado critério de convergência que os resíduos teriam que atingir, assim para obter resultados confiáveis. Os resíduos teriam que atingir  $1 \times 10^{-5}$  com número de iteração 600. As simulações feitas foi utilizando o modelo de turbulência  $K-\varepsilon$ , *padrão*.

Foram simuladas para asa sem o *Endplate*, no ângulo de ataque de 2, 4 e 6 graus. Após validar a sua malha e tendo dados confiáveis comparados com teórico, foi simulado nas mesmas condições a asa com *Endplate*.

### 4.1 VALIDAÇÃO DO MÉTODO UTILIZADO

Após obter os resultados das simulações da asa sem o *Endplate*, foi comparado com dados teóricos propostos pela literatura, a fim de validar os parâmetros utilizados na simulação. Os dados comparados foram o coeficiente de sustentação e o coeficiente de arrasto, a tabela 4 mostra a comparação.

Tabela 4 – Dados de comparação do teórico com simulado

$\alpha$	Tipo	Asa Sem <i>Endplate</i> Teórico	Asa sem <i>Endplate</i> Simulado	Diferença (%)
2°	CL	0,167	0,122	-37,03
	CD	0,0136	0,0224	-39,58
4°	CL	0,335	0,215	-55,98
	CD	0,0231	0,0276	-16,12
6°	CL	0,503	0,323	-55,74
	CD	0,0391	0,0367	6,64

Fonte: Elaborado pelo autor

Com os dados da tabela 4 mostra uma diferença grande entre os resultados obtidos teórico e o simulado, pois o método da literatura não leva muitos fatores que a simulação considera, um deles é os vórtices de ponta de asa, onde afeta diretamente no arrasto e também na sustentação obtida. A maneira ideal para validação do método numérico é o experimental, realizado em túnel de vento.

## 4.2 RESULTADO COM O ENDPLATE

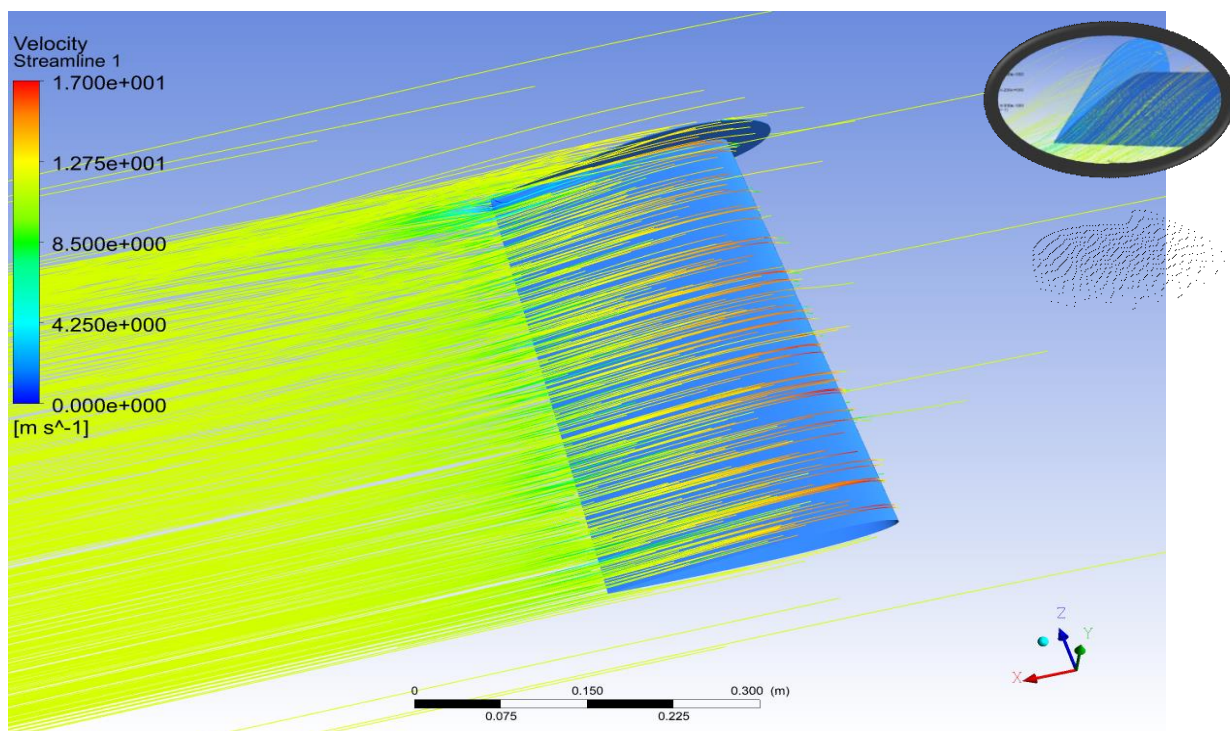
Após a verificação dos dados para validar a malha e o método utilizado para simulação foi analisado a asa com o *Endplate* e comparado com a asa sem o mesmo. A tabela 5 mostra a comparação dos resultados obtidos das duas configurações em simulação no ângulo de ataque de 2,4 e 6 graus, na velocidade de 12 m/s.

**Tabela 5 – Comparação de dados da asa com *Endplate* e sem *Endplate***

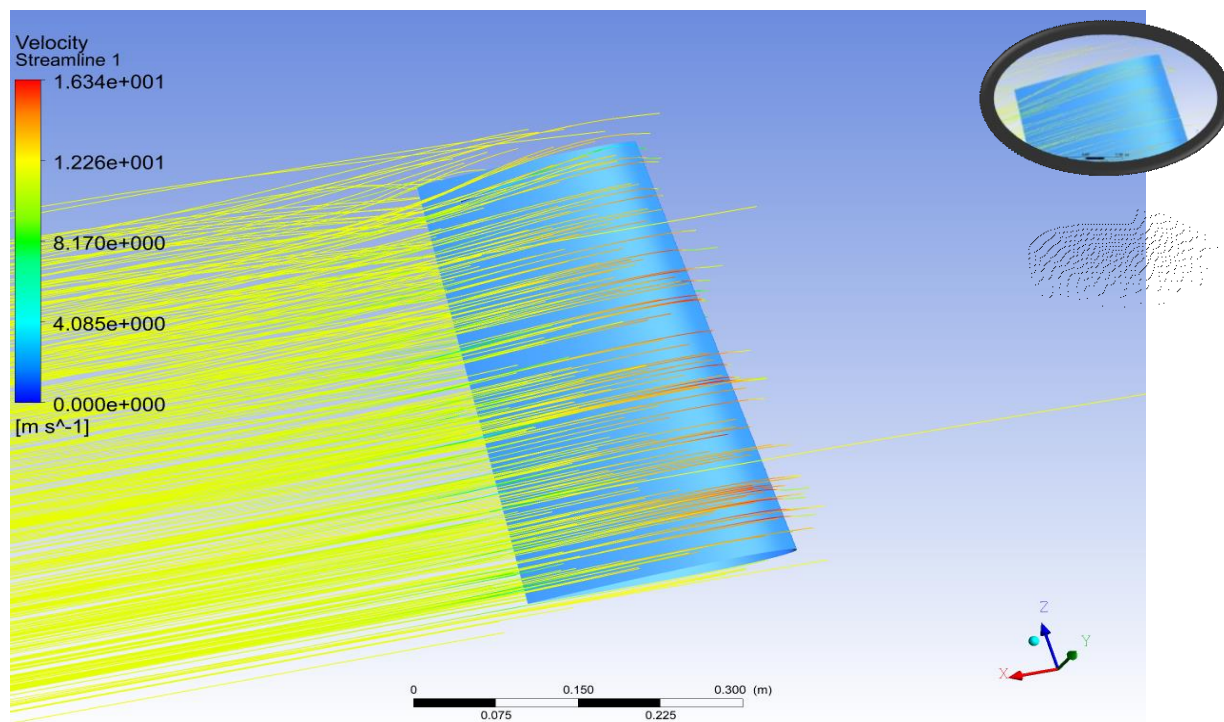
ALFA	TIPO	ASA SEM ENDPLATE	ASA COM ENDPLATE	DIFERENÇA (%)
2°	CL	0,122	0,123	0,63
	CD	0,0224	0,0208	7,69
4°	CL	0,215	0,231	6,76
	CD	0,0276	0,0250	10,44
6°	CL	0,323	0,340	4,98
	CD	0,0367	0,0325	12,91

Fonte: Elaborado pelo autor

A Figura 12 e 13 mostra uma comparação com e sem a presença de *Endplate*, seguindo os mesmos critérios de visualização. É notável a diminuição dos vórtices de ponta de asa ocasionado pelo dispositivo reduzindo o arrasto induzido. Da para perceber também o fluxo da linha de corrente na ponta caminhando linear com o dispositivo, não sendo afetado o movimento do ar de baixa pressão para alta pressão.

Figura 12 – Linha de corrente da asa com *Endplate*

Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 13 – Linha de corrente da asa sem *Endplate*

Fonte: Elaborado pelo autor

Segundo Anderson (2010) para se obter a eficiência aerodinâmica é fazer a razão entre o coeficiente de sustentação pelo coeficiente de arrasto. Essa eficiência aerodinâmica está relacionada a razão de planeio da aeronave. A tabela 6 mostra a eficiência em condição sem e com o *Endplate*, nos ângulos de ataques analisados.

**Tabela 6 – Eficiência aerodinâmica das asas simuladas**

ALFA	TIPO	ASA SEM ENDPLATE	ASA COM ENDPLATE	DIFERENÇA (%)
2°	CL/CD	5,43	5,89	7,72
4°	CL/CD	7,80	9,23	15,58
6°	CL/CD	8,80	10,46	15,85

**Fonte: Elaborado pelo autor**

Como mostra na tabela 6, mostra um aumento na eficiência aerodinâmica na asa com o *Endplate*, se dá devido ao dispositivo proporcionar uma redução no seu arrasto e ainda obter um leve aumento na sua sustentação. Isso é muito eficaz para uma aeronave, onde numa mesma situação de missão, carregando a mesma quantidade de peso, a asa com o *Endplate* precisaria de uma potência do motor menor em relação da a asa sem, ou, ter um ganho de velocidade com a mesma potência do motor. Isso tornaria benéfico na decolagem e pouso, onde reduziria velocidade na aproximação para o pouso e obteria um ganho na distância de decolagem, fazendo com que a aeronave decolaria em um comprimento de pista menor.

## 5 CONCLUSÃO

Após obter a comparação das duas asas mostrou que o dispositivo de ponta de asa, *Endplate*, foi eficaz na sua redução de arrasto induzido. Mostrou também que o *Endplate* ocasionou um aumento na sustentação da asa, isso torna uma característica importante para aeronaves de baixa velocidade. Mostrando um ganho na sua autonomia ou conseqüentemente na diminuição de combustível.

Com a adição do *Endplate* na asa obteve um aumento na sua área molhada, fazendo com que tivesse um aumento no arrasto parasita. Mesmo com o aumento do arrasto parasita ocasionado pelo *Endplate*, mostrou ser eficaz na obtenção da redução do arrasto total da asa, reduzindo em torno de 13%.

Para a finalidade do trabalho foi eficaz usar o dispositivo *Endplate* na aeronave do projeto Aerodesign, na asa da equipe Aerotau, onde o *Endplate* mostrou um aumento na eficiência aerodinâmica, sua facilidade construtiva em comparação aos outros dispositivos mostrou ser mais fácil e também mostrou um menor agregado de peso na aeronave. Para o Aerodesign qualquer acréscimo de peso levado é de um grau importante, a escolha do *Endplate* foi essencial, onde teve o aumento na eficiência aerodinâmica e o acréscimo de peso obtido no final foi o mínimo possível. Outro fator importante a se destacar, o dispositivo foi implementado no estabilizador horizontal, assim obtendo outro benefício ao projeto, ocasionando um aumento no volume de cauda, onde ajudou na parte de estabilidade lateral da aeronave.

O trabalho agregou muito no quesito acadêmico, onde foi possível aprofundar na área de aerodinâmica e conhecer os efeitos físicos que o dispositivo de ponta de asa ocasiona. Outro fator importante foi o conhecimento obtido no campo de fluidodinâmica computacional, desde a criação da malha à pós processamento, assim aumentando o conhecimento em software utilizado na indústria aeronáutica.

## 6 SUGESTÕES DE TRABALHOS

Para a melhoria em trabalhos futuros seria em relação na criação da malha. Onde o trabalho foi realizado com foco em obter uma malha mais grosseira, por questão computacional. O intuito é obter um refinamento e deixar a malha mais fina, para obter os resultados mais confiáveis e precisos. Porém teria que ter um aumento computacional.

Outro trabalho proposto é a comparação de um protótipo em túnel de vento, fazendo a validação da sua metodologia computacional, mostrando uma maior confiabilidade. Além disso, fazer estudos com outros dispositivos de ponta de asa na mesma velocidade afim de verificar o qual se adequa ao seu projeto em relação ao desempenho aerodinâmico.

## REFERÊNCIAS

ANDERSON, John, Jr.; **Fundamentals of Aerodynamics**; McGraw-Hill; 5ª edição; 2010.

BOEING AERO MAGAZINE, No. 17, janeiro 2002. Disponível em:  
<[http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/aero\\_17/winglets.html](http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/aero_17/winglets.html)> Acesso em 15 março. 2018.

CHAMBERS, Joseph R. **Concept to Reality: Contributions of the NASA Langley Research Center to US Civil Aircraft of the 1990s**. Library of Congress Cataloging-in-Publication Data, SP-2003-4529.

FOX, R. W. **Introdução a Mecânica dos Fluidos**. 6. Ed. Rio de Janeiro, LTC, 2006.

GUDMUNDSSON, Snorri; **General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures**; First edition 2014.

HOERNER, S. F. **Practical Information on Aerodynamic and Hydrodynamic Lift**. 2. Ed. 1985.

HURT, J. H. H. **Aerodynamics for Naval Aviators**. In: U. Activities (Ed.); Los Angeles, 1959.

ROSKAM, DR. JAN. **Airplane aerodynamics and Performance**. Kansas, DAR Corporation, 1997.

VERSTEEG, H. K.; MALALASEKERA, W. **An Introduction to Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method**. 1. ed., New York, Longman, 1995.

WHITE, Frank M. Flow Past Immersed Bodies. In: WHITE, Frank M. **Fluid Mechanics**. 7ª.ed. New York: WCB McGraw-Hill, 2011.