



**UNIVERSIDADE ESTADUAL DO MARANHÃO**  
**ENGENHARIA MECÂNICA**

**MARCO ANTONIO LIMA JÚNIOR**

**ANÁLISE DO USO DE END-PLATES COMO DISPOSITIVOS  
HIPERSUSTENTADORES EM AERONAVES DA EQUIPE ZEUS  
AERODESIGN**

**SÃO LUÍS**  
**2017**

MARCO ANTONIO LIMA JÚNIOR

**ANÁLISE DO USO DE END-PLATES COMO DISPOSITIVOS  
HIPERSUSTENTADORES EM AERONAVES DA EQUIPE ZEUS  
AERODESIGN**

Monografia de graduação apresentada ao Curso de Engenharia Mecânica da Universidade Estadual do Maranhão como parte dos requisitos exigidos para obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecânica.

Orientador: Prof. Dr.  
Coorientador: Prof.

ESTE EXEMPLAR CORRESPONDE À VERSÃO FINAL DA MONOGRAFIA DEFENDIDA PELO ALUNO MARCO ANTONIO LIMA JÚNIOR E ORIENTADA PELO PROF. LOURIVAL MATOS DE SOUSA FILHO

.....  
ASSINATURA DO ORIENTADOR

**SÃO LUÍS  
2017**

Lima Júnior, Marco Antonio.

Análise ao uso a End-plates como dispositivos hipersustentadores em aviões da equipe Zeus Aerodesign / Marco Antonio Lima Júnior. – São Luís, 2017.

53p

Monografia (Graduação) – Curso de Engenharia Mecânica, Universidade Estadual do Maranhão, 2017.

Orientador: Prof. Dr. Lourival Matos de Sousa Filho.

1. End-plates. 2. AeroDesign. 3. Simulação. I. Título.

CDU 629.7.025

**UNIVERSIDADE ESTADUAL DO MARANHÃO**  
**CURSO DE ENGENHARIA MECÂNICA**  
**DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA E PRODUÇÃO**

**TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO**

**ANÁLISE DO USO DE END-PLATES COMO DISPOSITIVOS  
HIPERSUSTENTADORES EM AERONAVES DA EQUIPE ZEUS  
AERODESIGN**

Autor: Marco Antonio Lima Júnior

Orientador: Lourival Matos de Sousa Filho

A Banca Examinadora composta pelos membros abaixo, aprovou esta Monografia:

**Prof. Dr. Lourival Matos de Sousa Filho**  
**Universidade Estadual do Maranhão**

**Prof. Me. Adilto Pereira Cunha**  
**Universidade Estadual do Maranhão**

**Prof. Fernando Antonio Moreira Serra Abreu**  
**Universidade Estadual do Maranhão**

A Ata da defesa com as respectivas assinaturas dos membros encontra-se no processo de vida acadêmica do aluno.

São Luís/MA, 01 de dezembro de 2017.

## **DEDICATÓRIA**

Dedico este trabalho aos meus pais, que em toda minha vida contribuíram para que este sonho pudesse ser realizado e todas as pessoas que acompanharam de perto esta caminhada.

## AGRADECIMENTOS

Primeiramente, devo meus agradecimentos a Deus, em quem confio todo direcionamento da minha vida, em quem tenho consolo e perdão nos momentos difíceis e alegria e gratidão em todos os outros momentos. Em sua casa quero estar enquanto eu viver, pois sei que nos dias maus o meu Deus me guardará, não me deixará e me acolherá, independente de quem eu seja ou faça.

Eu nada seria ou não chegaria onde cheguei se não tivesse pais iguais aos meus, Antonia Maria Sena Lima e Marco Antonio Lima. Vocês foram e serão minha maior motivação para ser ainda mais vencedor, meu maior motivo de me dedicar em toda atividade que faço. Retribuir tudo que fizeram por mim durante todos esses anos é minha missão de vida e aqui estou cumprindo parte dela. Espero continuar firme nessa tarefa e orgulhar a cada passo dado vocês, motivos da minha existência, muito obrigado por tudo.

Agradeço a Deus por ter me dado uma família unida e acolhedora, a cada um deles, avós, tias e tios, primos e meu irmão, devo meus sinceros agradecimentos por todo apoio dado. Por tudo que foi feito para me permitir seguir todos os passos da minha carreira, por todo esforço para que eu pudesse ter o melhor ambiente possível, conselhos e conversas que contribuíram muito para minhas escolhas. agradeço à minha Tia Maria José por ter sido uma segunda mãe para mim durante vários anos, meu primo Guilherme Lima por ter sido um amigo e conselheiro e quem me ajudaram a decidir pela minha formação.

Um grande homem se constrói ao lado de uma grande mulher. Bianca Silva Cordeiro, minha namorada, melhor amiga, companheira, conselheira, a você eu dedico todos os meus dias, minha motivação para levantar todo dia e querer evoluir e te dar o melhor. Seu sorriso e sua alegria são meus combustíveis para vencer todos os desafios. Buscar melhorar e tua felicidade é a minha felicidade. Nos dias de estresse tive seu cuidado e neste momento quero dedicar minha vitória a você, que me acompanhou de perto desde o início dessa trajetória.

Agradeço ao meu professor orientador Lourival Mato de Sousa Filho pelo conhecimento e experiências transmitidos. Sua contribuição foi de suma importância para

a finalização deste trabalho e também à banca examinadora por fazer parte de mais este momento de aprendizado; todo feedback recebido será de grande valia para os próximos passos da minha carreira. À toda direção de curso e corpo de professores da Universidade Estadual do Maranhão, meu muito obrigado.

Não menos importante, devo muita gratidão aos meus melhores amigos, sejam de Itapecuru ou alguns outros irmãos de outra mãe que a vida me presenteou. Durante esses 23 anos compartilhamos muitos momentos bons, muitas vitórias e aqui vivenciamos mais um dia para nos recordar e orgulhar. Agradeço pela amizade e cuidado de todos vocês, eu não conseguiria sozinho. Nos momentos de provação, a mão amiga de vocês estava lá para me ajudar a seguir em frente. Aos meus amigos da faculdade, estágios, igreja e outros momentos da vida, por toda experiência compartilhada, tenham certeza que no meu coração está grato nominalmente por cada um de vocês

## EPÍGRAFE

*“Imagine uma nova história na sua vida e acredite nela”*

*Paulo Coelho*

## RESUMO

A competição SAE Brasil AeroDesign é um evento anual realizado na cidade de São José dos Campos. Visa promover a troca de conhecimentos e experiências entre acadêmicos de engenharia de todo o país. O principal objetivo é que seus participantes desenvolvam e construam aeronaves rádio controladas capazes de levantar voo com a maior carga possível.

O projeto Xkã nasceu em 2015 para a disputa da competição e teve como principal característica inovadora a utilização de End-plates. Estes são dispositivos que visam diminuir a formação de vórtices na ponta da asa, que provocam o aumento do arrasto induzido e da diminuição do rendimento em voo da aeronave.

A fim de se testar a real eficácia do uso dos dispositivos, foram realizadas duas análises. A primeira, utilizando formulações matemáticas intrínsecas à engenharia aeronáutica. Já a segunda, consistiu-se de um teste de comparação visual entre o antigo modelo que não continha End-plates e o novo modelo, já com a inserção destes. Onde, esta comparação foi possível através do uso de ferramentas computacionais e métodos numéricos.

Palavras-chave: End-plates, AeroDesign, Simulação

## ABSTRACT

The SAE Brazil AeroDesign competition is a yearly event hosted in the city of São José dos Campos, which aims to promote the knowledge and experience exchange between Engineering students from all over the country. Its main goal is that its participants develop and construct rádio controlled aircrafts capable of taking off with the heaviest weight possible.

The “Xkãõ” Project was born in 2015 for this competition, and its main innovative characteristic was the usage of End-plates, devices designed to reduce the vortices formation on the tip of the wing, where these vortices are the main cause of the increase of the induced trawl and the decrease of the in-flight performance of the aircraft.

To test the real effectiveness of the devices usage, two analyses were performed. The first one using mathematical simulations intrinsic to aeronautical engineering. The second one, was consisted of a visual comparison test between the old model, which didn't have the end-plates, and the new one, with the insertion of those. Where, this comparison was possible throughout the use of computational tools and numerical methods.

Keywords: End-plates; AeroDesign; Simulation.

## CONTEÚDO

DEDICATÓRIA .....	v
AGRADECIMENTOS.....	vi
EPÍGRAFE .....	viii
RESUMO .....	ix
ABSTRACT .....	x
1 INTRODUÇÃO .....	1
2 OBJETIVOS .....	2
3 JUSTIFICATIVA .....	3
4 REVISÃO TEÓRICA.....	4
4.1 AERODINÂMICA DE AERONAVES .....	4
4.1.1 PERFIL AERODINÂMICO.....	4
4.1.2 ASAS .....	5
4.1.3 FORÇAS AERODINÂMICAS.....	7
4.1.3.1 COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO .....	8
4.1.3.2 ARRASTO EM AERONAVES .....	9
4.1.3.3 POLAR DE ARRASTO .....	11
4.1.3.4 END-PLATES.....	11
4.2 ANÁLISE FLUIDO-DINÂMICA COMPUTACIONAL (CFD).....	13
5 FORMULAÇÕES MATEMÁTICAS .....	15
5.1 NÚMERO DE REYNOLDS .....	15
5.2 EQUAÇÃO DA CONTINUIDADE .....	15
5.3 EQUAÇÕES DE NAVIER-STOKES.....	16
5.4 MODELO DE TURBULÊNCIA $k-\epsilon$ .....	16
7 METODOLOGIA.....	18
7.1 PROJETO AERODINÂMICO.....	18

7.1.1 ANÁLISE E SELEÇÃO DO PERFIL .....	18
7.1.2 DIMENSIONAMENTO DA ASA .....	19
7.1.3 ARRASTO DA AERONAVE.....	22
7.2 OTIMIZAÇÃO DA ASA.....	23
8.2 SIMULAÇÃO COMPUTACIONAL.....	24
7.3 APLICAÇÃO DO MÉTODO DOS VOLUMES FINITOS.....	26
8 RESULTADOS E DISCUSSÕES.....	30
9 CONCLUSÕES E SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS .....	36
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS .....	37

## LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Distribuição de pressão e velocidade em um perfil assimétrico .....	4
Figura 2 – Nomenclatura de um perfil aerodinâmico.....	5
Figura 3 - Elementos estruturais de uma asa.....	6
Figura 4 - Nomenclatura de uma asa.....	7
Figura 5 - Escoamento sobre uma asa finita.....	8
Figura 6 - Coeficiente de sustentação de perfis aerodinâmicos .....	9
Figura 7 - Formatos diversos de End-plates.....	12
Figura 8 - Comparativos entre asas sem End-plates e com End-plates.....	13
Figura 9 - Análise de escoamento em asa trapezoidal.....	14
Figura 10 - Análise comparativa entre os perfis.....	18
Figura 11 - Escoamento sobre o perfil Z-15.....	19
Figura 12 - Gráfico da polar de arrasto para 4 tipos de asa.....	20
Figura 13 - Distribuição de sustentação para Asa mista e trapezoidal .....	20
Figura 14 - Correção do coeficiente de sustentação.....	21
Figura 15 - Polar de arrasto para aeronave completa .....	23
Figura 16 - Endplates de 250 mm .....	24
Figura 17 - Vórtices na Asa sem Endplate.....	25
Figura 18 - Vórtices na Asa Com Endplate de 150 mm.....	25
Figura 19 - Vórtices na asa Com Endplate de 250 mm.....	26
Figura 20 - Domínio gerado para asa com End-plate.....	27
Figura 21 - Detalhes da malha.....	27
Figura 22 - Refinamento da malha ao redor do perfil .....	28
Figura 23 - Refinamento da malha ao redor do perfil .....	28
Figura 24 - Estatísticas sobre a malha.....	28
Figura 25 - Formação de esteira de vórtices.....	30
Figura 26 - Alta amplitude de perturbação no bordo de fuga .....	30
Figura 27 – Diminuição na formação de vórtices .....	31
Figura 28 – Comparativo da formação de vórtices na ponta da asa.....	32
Figura 29 - Comparativo do campo de pressão ao redor da asa.....	33
Figura 30 - Escoamento ao redor da asa sem End-plate.....	34
Figura 31 - Escoamento ao redor da asa com end-plate.....	34

Figura 32 - Polar de Arrasto com e sem a Utilização de Endplates ..... 35

**LISTA DE TABELAS**

Tabela 1 - Caracterização de asas quanto à geometria e desempenho aerodinâmico.....	6
Tabela 2 - Equações de movimento de uma aeronave .....	8
Tabela 3 - Coeficiente de placa plana .....	10
Tabela 4 - Valores das constantes para modelo k- $\epsilon$ .....	17
Tabela 5 - Características geométricas da asa .....	21
Tabela 6 - Contribuições individuais do arrasto.....	23

## 1 INTRODUÇÃO

A competição SAE Brasil AeroDesign, é um evento acadêmico organizado anualmente pela SAE Brasil e aberta à todas as universidades do país. Visa promover o encontro entre estudantes de engenharias e ciências afins, para uma competição de voo onde as equipes; formadas unicamente por estudantes, devem projetar e construir uma aeronave rádio controlada capaz de transportar uma carga, além de apresentação oral do projeto e outras bonificações por cumprimento do regulamento. Vence a equipe que apresentar melhor desempenho tanto na apresentação do projeto quanto na competição de voo e assim garantir uma vaga na SAE AeroDesign East, realizado nos Estados Unidos. (RODRIGUES, 2011)

Na fase de projeto e concepção da aeronave, são realizados estudos que possibilitam uma previsão de carga relacionado com a capacidade de voo do avião. Em outros termos, os coeficientes de sustentação da aeronave possibilitam o traçado da curva da Polar de arrasto, sendo o ajuste dessa curva e precisão na obtenção dos valores de sustentação, arrasto, tração e peso fundamentais para determinar o equilíbrio das forças e, por consequência, a capacidade de carga da aeronave. (BARROS, 2011)

O Projeto Zeus iniciou em meados de 2000 na Universidade Estadual do Maranhão e desde então vem representando a escola e o estado na competição nacional, sempre trazendo os melhores resultados entre as faculdades do Maranhão e figurando entre as melhores do Norte-Nordeste do país. Os recentes projetos mostram-se em uma evolução construtiva constante. A busca por maior desempenho em voo e maior eficiência estrutural trouxe o desafio da implementação de dispositivos hipersustentadores nas asas das aeronaves.

Os End-plates são dispositivos que se destacam pelo aumento da performance da aeronave, reduzindo vórtices gerados nas pontas da asa, impacto na redução de combustível e um item de segurança devido ao aumento da estabilidade lateral-direcional para aviões de maior porte. (SMITH, 1996)

## 2 OBJETIVOS

O presente trabalho, desenvolvido em conjunto com o Projeto Zeus e realizado nas dependências da instituição com aparato teórico e prático fornecidos pela universidade, buscou avaliar os ganhos na implementação de End-plates como dispositivos hipersustentadores e propor uma metodologia para melhorar a análise qualitativa e quantitativa em termos computacionais.

Uma boa etapa construtiva possibilita uma aeronave obter maior rendimento em voo e, para isso, alguns fatores necessitam ser avaliados. A pressão do ar e o revestimento da asa são itens que podem alterar os parâmetros do perfil, como por exemplo seu arqueamento, modificando assim suas propriedades aerodinâmicas.

A ideia é propor um modelo computacional com maior confiabilidade de dados e capacidade analítica, visando o ganho na pontuação dos futuros projetos no quesito apresentação oral e relatório de projeto, além de promover uma análise mais precisa sobre a geometria utilizada.

### 3 JUSTIFICATIVA

Um bom estudo aerodinâmico vai muito além de uma aeronave com bons coeficientes de sustentação e arrasto. A utilização de recursos que possibilitem o incremento nesses valores, são objetos de estudos mais constantes durante essa etapa do projeto, no caso foram estudados os End-plates, dispositivos hipersustentadores acoplados nas pontas das asas com a finalidade de reduzir a formação de vórtices.

A aplicação pode ser estendida para outros campos da engenharia. Portanto, um dos principais pontos deste trabalho é propor uma metodologia a ser assimilada com o problema proposto. A necessidade de melhoria contínua e otimização construtiva no cenário atual de desenvolvimento é um desafio para novos profissionais; ter domínio das ferramentas que agilizam esse processo de maximização de resultados torna-se um diferencial.

Como já citado, o estudo fez-se necessário para validar o aumento da eficiência aerodinâmica com o uso de End-plates nas asas dos aviões da equipe Zeus e propor como melhoria um novo modelo para simulação computacional, buscando coletar uma maior quantidade de informações com maior confiabilidade.

## 4 REVISÃO TEÓRICA

### 4.1 AERODINÂMICA DE AERONAVES

#### 4.1.1 PERFIL AERODINÂMICO

O perfil aerodinâmico é o coração da aeronave. Este afeta em vários pontos importantes do voo, como velocidade de cruzeiro, distância de pouso e decolagem, velocidade de estol, controle e eficiência aerodinâmica durante todas as fases de voo. O perfil gera sustentação pela variação da velocidade através do escoamento do ar sob e sobre suas superfícies. O ângulo de ataque e o arqueamento do perfil faz com que o ar no topo da asa escoe mais rápido que na superfície abaixo, ocasionando assim um diferencial de pressão explicado princípio de Bernoulli e evidenciado na Figura 1. (RAYMER, 1989)

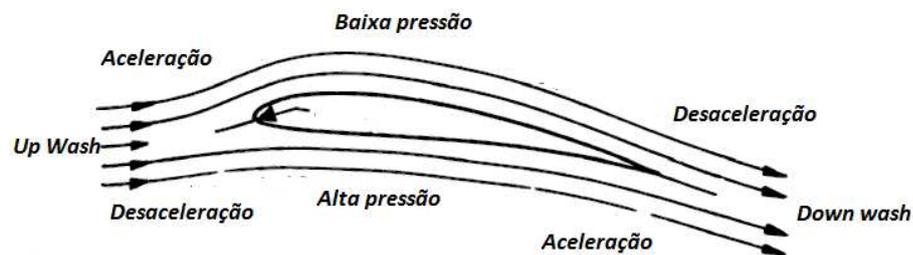


Figura 1 – Distribuição de pressão e velocidade em um perfil assimétrico

Fonte: Próprio Autor, 2017, traduzido de SIMONS, p.23

Quando o ar encontra qualquer corpo, como uma asa, o mesmo é defletido sobre as superfícies. Como explica o princípio de Bernoulli, abaixo e acima de uma asa existem variações da velocidade e pressão. A aceleração na parte superior no extradorso do perfil reduz a pressão sobre o mesmo, assim como a desaceleração na parte inferior aumenta a pressão, assim gerando a força de sustentação que vai aumentar conforme o ângulo de ataque, arqueamento ou os dois. Entretanto, o aumento do ângulo de ataque deve ser controlado para que não ultrapasse o ângulo de estol, onde o perfil perde sustentação e o arqueamento também precisa ser controlado afim de reduzir os efeitos de arrasto induzido. (SIMONS, 1994)

A Figura 2, mostra a nomenclatura das principais partes de um perfil aerodinâmico assimétrico, vale ressaltar que algumas literaturas podem definir essas partes com outros nomes, porém o princípio de aplicação é o mesmo. Como já citado, um dos parâmetros importantes do perfil para que o mesmo gere sustentação é a inclinação do ângulo de ataque, ou seja a inclinação do perfil em relação à direção do escoamento somada ao seu arqueamento, que é uma linha de altura e curvatura do perfil em relação à Linha de referência ou corda aerodinâmica.

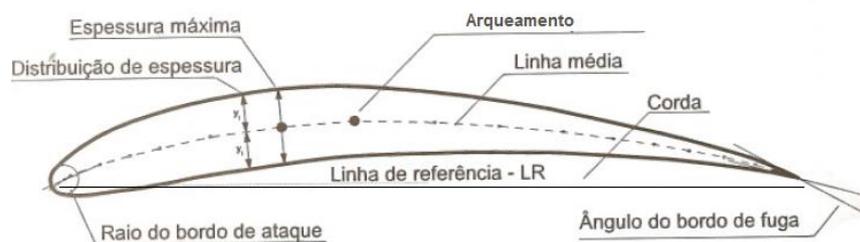


Figura 2 – Nomenclatura de um perfil aerodinâmico

Fonte: Rosa, 2006

#### 4.1.2 ASAS

A asa é o componente aerodinâmico com maior influência em um avião, sendo o maior responsável pela geração da força de sustentação. Geralmente, a asa é definida pela forma que toma em planta e a geometria do perfil, sendo o seu modelo projetado baseado nas necessidades de voo. Em relação a sua classificação pode ser definida por base na sua fixação na fuselagem, sendo entre elas, asa baixa, média, alta ou mesmo categorizada pela quantidade de asa, como por exemplo, biplanos. (PULLIN, 1979).

Em relação a sua estrutura, uma asa pode ser revestida por tela, seja ela metálica ou algum polímero resistente as condições de voo. Seus elementos principais podem ser simplificados a nervuras, bordo de ataque, fuga e longarina, sendo este o principal elemento estrutural de uma asa. As nervuras ganham o formato do perfil aerodinâmico que podem variar seu comprimento dependendo da envergadura ou afilamento da asa e conferem o formato final à asa; são responsáveis por transferirem os esforços gerados em voo para a longarina que por sua vez, deve ser projetada para suportar todas as forças de flexão, torção e cisalhamento. O bordo de ataque refere-se à parte dianteira da asa e na mesma linha de raciocínio, o bordo de fuga é a parte traseira, servido também de

alojamento de componentes como ailerons, slots e flaps. A Figura 3 exemplifica os principais componentes estruturais de uma asa convencional. (RODRIGUES, 2011)

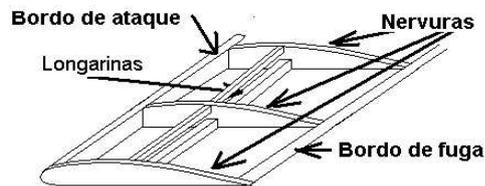


Figura 3 - Elementos estruturais de uma asa

Fonte: Próprio Autor, 2017

O formato da asa exerce grande influência sobre o desempenho da aeronave, pois está diretamente relacionada à distribuição do coeficiente de sustentação que afeta tanto no local de início de estol da asa quanto os valores do arrasto induzido e da curva de sustentação da asa. (ROSA, 2006)

As asas possuem várias formas, porém as mais conhecidas e seus efeitos aerodinâmicos podem ser resumidos na Tabela 1.

Tabela 1- Caracterização de asas quanto à geometria e desempenho aerodinâmico

IMAGEM	FORMATO	VANTAGEM	DESvantAGEM
	Elíptica	Distribuição de sustentação uniforme e menor arrasto induzido	Dificuldade construtiva, maior custo
	Retangular	Fácil construção, mesmo perfil para toda extensão da asa	Maior arrasto induzido, grande esforço de flexão na raiz, estol nas pontas
	Trapezoidal	Menores esforços na raiz, pouco comprimento de pista para decolagem	Difícil construção, estol em cima das superfícies de controle

Fonte: Próprio Autor, 2017, adaptado de Rosa, p.58

É importante ressaltar a nomenclatura de elementos importantes da asa, que são tomadas de base para cálculos aerodinâmicos. A corda na raiz, por exemplo, é medida de uma extremidade a outra no perfil ligado à fuselagem; corda na ponta, por sua vez, é

medida da corda do perfil da extremidade da asa e envergadura, sendo está o comprimento total da asa, como mostradas na figura 4.

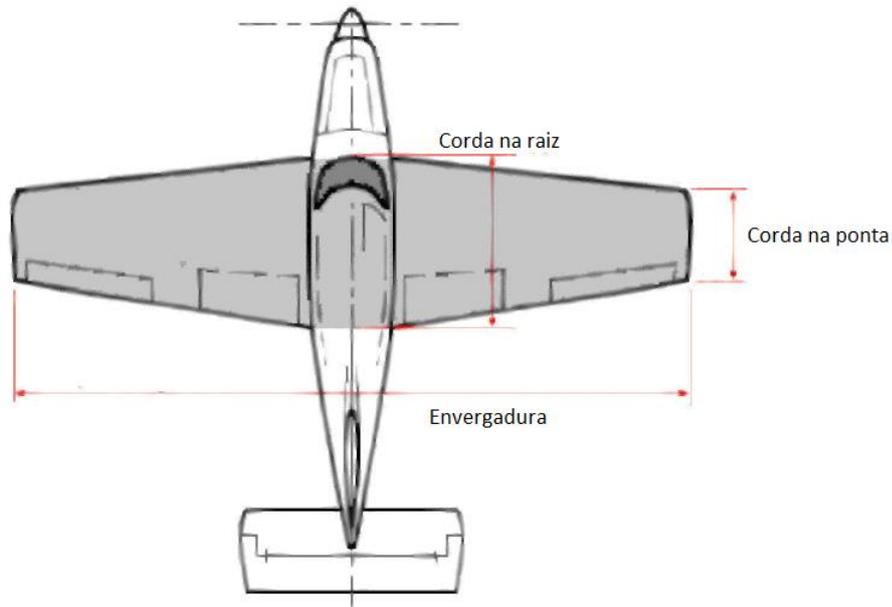


Figura 4 - Nomenclatura de uma asa

Fonte: Rodrigues, 2011

#### 4.1.3 FORÇAS AERODINÂMICAS

A força de sustentação é a maior qualidade de uma aeronave em relação aos diversos tipos de veículos existentes e caracteriza a habilidade de um avião de levantar e se manter em voo. Segundo o teorema de Arquimedes, a sustentação é utilizada para vencer o peso da aeronave, para assim garantir o voo, também explicada pelo princípio de Bernoulli, que se aplica tanto para um perfil 2D quanto para uma asa finita. (MILNE, 1966)

Durante o deslocamento de uma imersa no ar, uma parte do escoamento é direcionada à superfície superior e outra parte à superfície inferior de uma asa, como mostrada na Figura 5. Tal fenômeno se dá pelo surgimento de um ângulo entre a asa e o vento relativo durante o deslocamento; dessa forma, o ar é rebatido, mudando sua direção. A parcela de ar na parte inferior da asa possui velocidade menor que a de cima; assim essa diferença de velocidade aumenta a pressão na parte inferior, empurrando a asa para cima. (ANDERSON, 1999)

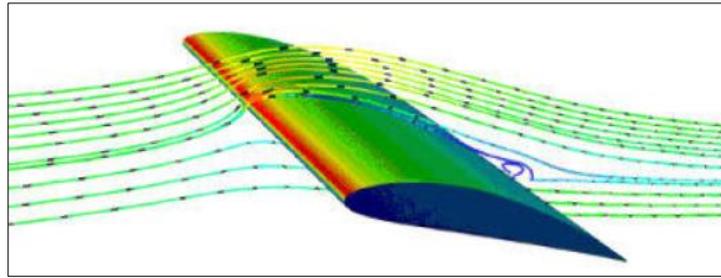


Figura 5 - Escoamento sobre uma asa finita

Fonte: Rodrigues, 2011

Durante o voo, a força de sustentação é gerada em uma asa do mesmo modo que ocorre em um perfil e também há geração de arrasto e momento, denotados pela literatura aeronáutica pelas simbologias  $C_L$ ,  $C_D$  e  $C_M$ , respectivamente. Esses coeficientes são responsáveis pela geração das forças aerodinâmicas ao redor do centro aerodinâmico da asa e podem ser calculados com a aplicação das Equações (1), (2) e (3) na Tabela 2. (RODRIGUES, 2011)

Tabela 2 - Equações de movimento de uma aeronave

Sustentação	Arrasto	Momento
$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_L$	$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_D$	$M = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_M$
(1)	(2)	(3)

Fonte: Próprio autor, 2017

Nas equações citadas, temos  $L$  como força de sustentação,  $D$  força de arrasto,  $M$  momento ao redor do centro aerodinâmico e  $S$  área da asa. Os coeficientes  $C_L$ ,  $C_D$  e  $C_M$  são característicos para asas finitas.

#### 4.1.3.1 COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO

O coeficiente de sustentação  $C_l$  gerado pelo perfil é maior que da asa. Isso deve-se ao fato de que em uma asa finita ocorre o efeito de *downwash* causado pela geração de vórtices na ponta da asa que induzem uma mudança na velocidade e campo de pressão de escoamento, reduzindo o  $C_L$ . (BARROS, 2011)

A curva de sustentação é obtida de um perfil e possui características diferentes da curva de sustentação da asa, como mostra a Figura 6. O *downwash* gerado na asa reduz o

coeficiente de sustentação da asa e, devido à essa modificação, devemos fazer a correção da curva de sustentação, que nos dará os parâmetros corretos de desempenho da aeronave. Para correção dessa curva, é necessário ter os valores da inclinação da curva  $a$  e os valores dos ângulos de sustentação máxima e sustentação nula  $\alpha$  e  $\alpha_0$  e é calculada pelo método proposto por ANDERSON (1999), representado pela Equação 4.

$$C_L = a \cdot (\alpha - \alpha_{L=0}) \quad (04)$$

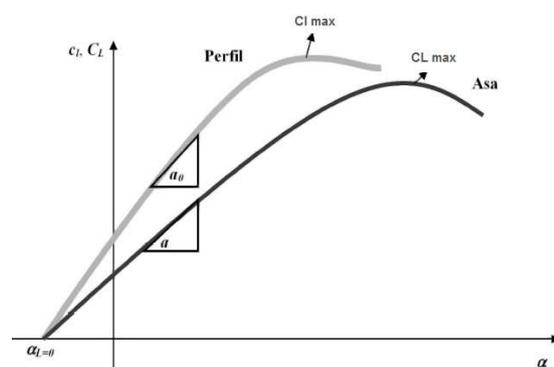


Figura 6 - Coeficiente de sustentação de perfis aerodinâmicos

Fonte: Rodrigues, p. 68

#### 4.1.3.2 ARRASTO EM AERONAVES

A primeira força fluido-dinâmica de um corpo imerso em um escoamento é sua resistência ao movimento, ou arrasto. Essas forças de resistências podem ser classificadas de várias formas, como por exemplo:

- Arrasto induzido, decorrente do desenvolvimento da sustentação e da ação do ângulo de ataque induzido
- Arrasto de forma ou pressão, ocasionado pelo desprendimento da camada limite, com geração de vórtices nestes pontos
- Arrasto de interferência, causada pela interação do campo de escoamento ao redor dos componentes da aeronave
- Arrasto parasita, que representa o arrasto total do avião menos o arrasto induzido, ou seja, não está relacionado com a geração de sustentação. (HOENER, 1993)

Os vórtices gerados na ponta da asa de uma aeronave produzem um campo de escoamento turbulento e interferem na distribuição de pressão sobre a superfície da mesma, gerando assim o arrasto induzido, que nada mais é que um arrasto de pressão.

Este pode ser calculado pelo método proposto por ROSKAM (1997), demonstrado na Equação 5.

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

O coeficiente de arrasto total da asa  $C_D$  é obtido a partir da soma do coeficiente de arrasto do perfil  $c_d$  retirado da curva característica do perfil e o coeficiente de arrasto induzido  $C_{Di}$ . Esse coeficiente pode ser determinado pela Equação 6.

$$C_D = c_d + C_{Di} \quad (6)$$

O arrasto parasita é definido pelo arrasto, que não depende da produção de sustentação. Essa contribuição é estimada pelo cálculo individual da força de arrasto de cada componente, para aeronaves em escala, os componentes a serem somados são: Asa, fuselagem, estabilizadores, trem de pouso, bequilha, rodas, motor e linkagem, este último, segundo MCCORMICK (1995), deve ser estimado através de experimentos e geralmente acrescentam cerca de 20% no total encontrado.

Dessa forma, um modo eficaz e menos complexo para estimar o coeficiente de arrasto parasita é através da área molhada da aeronave,  $S_{wet}$  e do coeficiente de atrito equivalente ou coeficiente de placa plana  $CF$ . Este valor depende do número de Reynolds e da corda média aerodinâmica; seus valores podem ser aproximados conforme mostra a Tabela 3.

Tabela 3 - Coeficiente de placa plana

Aeronave	CF
Transporte Civil	0,003
Cargueiro Militar	0,0035
Aeronave Leve	0,0055
Bimotor	0,045
Jato	0,004

Fonte: Próprio autor, traduzido de Raymer, p. 280

Assim, a forma mais rápida e eficaz de determinar o coeficiente de arrasto parasita é através da Equação 7.

$$C_{Do} = \frac{S_{wet}}{S} \cdot C_F \quad (7)$$

#### 4.1.3.3 POLAR DE ARRASTO

Para todo corpo imerso em um escoamento, existe uma relação entre os coeficientes de sustentação e arrasto, que podem ser representados por meio de uma equação e um gráfico. A polar de arrasto representa em uma curva a relação  $C_L/C_D$  de uma aeronave completa, expressa por meio da Equação 8.

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi e A R} \quad (8)$$

O primeiro termo,  $C_{D0}$ , representa o arrasto parasita, explicado na seção 4.1.3.2, porém, aplicado para todos os componentes da aeronave e o segundo é o arrasto induzido, produzido pela sustentação, mostrado na Equação 6.

#### 4.1.3.4 END-PLATES

Todo perfil tem um coeficiente de sustentação máximo, o qual não pode ser ultrapassado, devido ao aparecimento de turbilhonamento no extradorso da asa quando esta atinge um ângulo de ataque próximo ao crítico. Entretanto, usando os chamados dispositivos hipersustentadores, é possível aumentar consideravelmente o coeficiente de sustentação. (HOMA, 2004)

End-plates são dispositivos acrescentados nas pontas das asas das aeronaves com a intenção de reduzir o arrasto induzido e aumentar sua capacidade de carga. Seu formato tem grande influência no rebatimento dos vórtices e em alguns casos dependendo da velocidade ou do ângulo, na eliminação dessas correntes turbulentas. Alguns modelos de End-plates podem ser observados na Figura 7. (RAYMER, 1989)

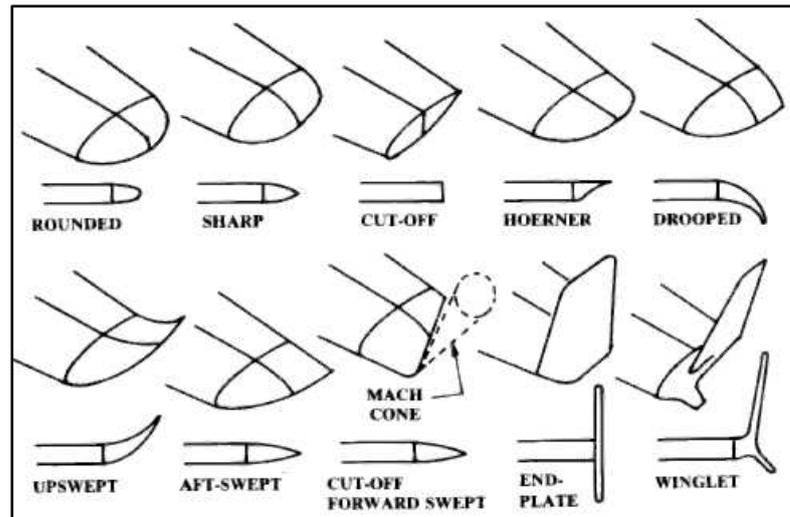


Figura 7 - Formatos diversos de End-plates

Fonte: Raymer, p.64

End-plates atuam como uma extensão da asa, aumentando assim seu alongamento. Um dos recursos utilizados para redução do arrasto induzido, porém devido a restrições dimensionais impostos pelos regulamentos da competição, aumentar a envergadura da asa não é uma opção viável assim, o uso de end-plates tornam-se opções mais simples e eficientes. Além de reduzir a produção de vórtices nas pontas da asa, podem também aumentar a velocidade de cruzeiro, estabilidade lateral e economia de combustível devido ao menor arrasto induzido como destaca MAUGHMER (1998)

Na figura 8, observa-se o efeito do uso de End-plate na ponta de uma asa; o escoamento na ponta da asa sofre uma mudança brusca de pressão o que ocasiona o turbilhonamento. Com o uso de um end-plate, o escoamento estende-se até a ponta do dispositivo, diminuindo sua intensidade gradativamente. Dessa forma essa mudança de pressão torna-se mais suave, assim como a formação dos vórtices.

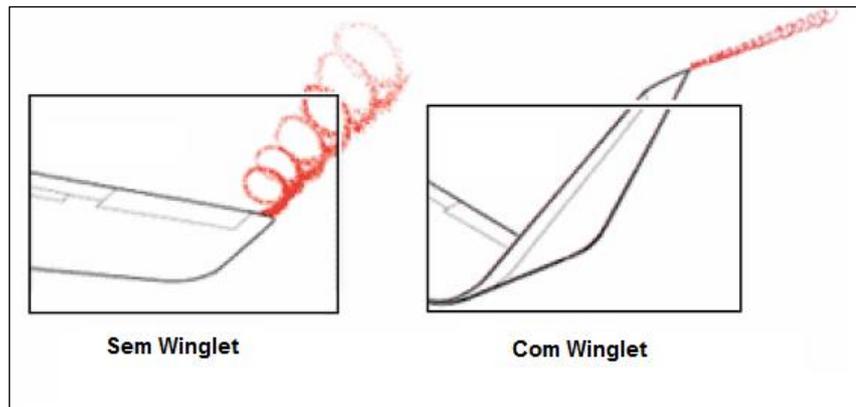


Figura 8 - Comparativos entre asas sem End-plates e com End-plates

Fonte: Próprio Autor, 2017, adaptado de Hoener, p.183

## 4.2 ANÁLISE FLUIDO-DINÂMICA COMPUTACIONAL (CFD)

A Fluido-dinâmica Computacional, conhecida pela sigla inglesa CFD, é uma técnica numérica de resolução de equações que governam o escoamento de fluídos e a transferência de calor em uma determinada geometria. Consiste na resolução simultânea das equações de conservação de massa, momento e energia, através das equações de Navier-Stokes e das equações de Estado. (MALISKA, 1995)

Para entender como as forças e momentos são geradas em um corpo imerso no ar, a influência da pressão sobre a superfície e forças de atrito, o corpo e o movimento devem ser examinados, teoricamente, experimentalmente ou numericamente. CFD tornou-se uma ferramenta muito útil para estudo de aerodinâmica. Devido aos seus códigos sofisticadas e eficientes, são usadas em diversas indústrias tanto para análise quanto para design. Nas últimas quatro décadas, os métodos numéricos evoluíram aumentando a acuracidade na previsão de fenômenos aerodinâmicos. (KUZMIN, 2010)

Para o seguinte trabalho, é necessário conhecimento de softwares CAD/CAE que possibilitem a análise de pontos importantes para determinação da eficiência aerodinâmica da asa do modelo, como avaliação do deslocamento da camada limite, que possibilita descobrir o ângulo de estol, campos de pressão e coeficiente de sustentação máxima. É necessário também entender os efeitos de *downwash*, ou geração de vórtices na ponta da asa, Figura 9, na redução do arrasto induzido, de maneira similar, avaliar as possíveis mudanças aerodinâmicas no modelo real de asa, com as modificações construtivas.

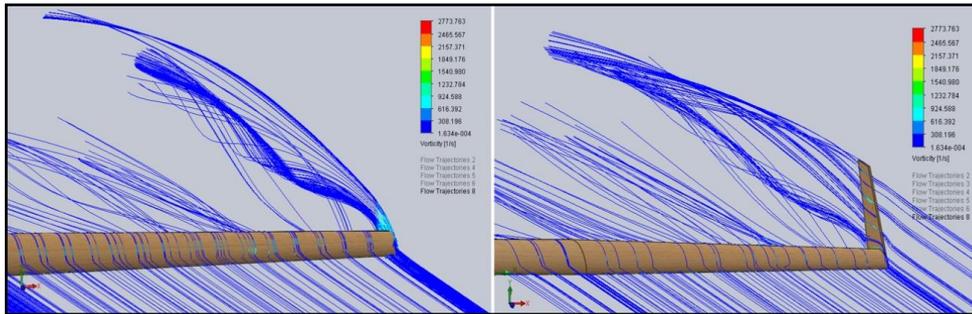


Figura 9 - Análise de escoamento em asa trapezoidal

Fonte: Projeto Porthos, 2013

## 5 FORMULAÇÕES MATEMÁTICAS

### 5.1 NÚMERO DE REYNOLDS

Para início dos estudos do escoamento é necessário entender se o regime é laminar ou turbulento. Para isso, deve-se analisar a velocidade e o formato do objeto que está imerso nesse escoamento, como indica FORTUNA (2000). Essa verificação torna-se mais prática através do uso do número de Reynolds, um valor adimensional que caracteriza um escoamento de acordo com sua faixa de valor, mostrado na Equação (9).

$$Re = \frac{\rho UL}{\mu} \quad (9)$$

O número de Reynolds é composto pela densidade do ar,  $\rho$ , a velocidade do escoamento,  $U$ , a viscosidade dinâmica do ar,  $\mu$ , e o comprimento,  $L$ , que para este tipo de aplicação, pode ser substituído pela corda média aerodinâmica,  $\bar{c}$ . Segundo BRUNETTI (2008), esta constante é proporcional ao quociente das forças de inércia e viscosas do escoamento, ou seja, caracteriza a passagem de um regime de escoamento para outro.

Adotando valores previamente conhecidos como velocidade do escoamento, 13 m/s, corda média aerodinâmica de 0,272 m, sendo o valor adotado para densidade do ar e viscosidade dinâmica da cidade de São José dos Campos, local de realização da competição, temos um número de Reynolds da ordem de  $2,84 \times 10^5$ . Assim, o valor encontrado apesar de estar na zona de transição deve ser considerado turbulento pois assume tais características próximas ao bordo de fuga, onde são geradas esteiras de vórtices e assim, para obter convergência das equações a todos os pontos da malha, adotou-se regime turbulento.

### 5.2 EQUAÇÃO DA CONTINUIDADE

Segundo FOX E MCDONALD (2009), os campos da massa específica e velocidade relacionam-se com a conservação de massa onde se aplica um volume diferencial. Tomando como base a hipótese do contínuo, onde os fluídos são tratados como distribuições contínuas de matéria, suas propriedades serão caracterizadas por funções contínuas das coordenadas espaciais e do tempo. A equação diferencial para a

conservação de massa, em regime permanente em três dimensões se dá pela equação da continuidade, Equação 10.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} = 0 \quad (10)$$

Temos a lei da conservação de massa aplicada a um elemento do fluido, relacionando as variações da densidade e velocidade. Sendo,  $\rho$  a massa específica,  $u$ ,  $v$  e  $w$  componentes da velocidade nas direções de  $x$ ,  $y$  e  $z$

### 5.3 EQUAÇÕES DE NAVIER-STOKES

As equações de Navier-Stokes, são derivações da segunda lei de Newton do movimento expressas em coordenadas cartesianas, na prática não há solução analítica geral para as equações, para tal é necessário fornecer condições iniciais e de contorno suficientes para resolução das equações para todas incógnitas simultaneamente, para um escoamento 3D temos as formulações mostradas nas Equações 11, 12 e 13. (FOX E MCDONALD, 2009)

$$\rho \left( \frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} \right) = \rho g_x - \frac{\partial \rho}{\partial x} + \mu \left( \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right) \quad (11)$$

$$\rho \left( \frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} \right) = \rho g_y - \frac{\partial \rho}{\partial y} + \mu \left( \frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right) \quad (12)$$

$$\rho \left( \frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} \right) = \rho g_z - \frac{\partial \rho}{\partial z} + \mu \left( \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right) \quad (13)$$

### 5.4 MODELO DE TURBULÊNCIA $k-\varepsilon$

O modelo  $k-\varepsilon$  de duas equações, é baseado no conceito de viscosidade turbulenta e mais utilizado para validar modelo de turbulência. Onde a variável  $k$  representa a quantidade turbulenta e o  $\varepsilon$  é a taxa de dissipação da energia turbulenta, notadas na Equação 14. Como mostrado em ETT (2002), a viscosidade turbulenta introduzida em um escoamento, pode ser escrita em função da energia turbulenta e dissipação, onde  $c_\mu$  é uma constante e  $k$  e  $\varepsilon$ , calculadas através de equações de transporte.

$$v_t = c_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (14)$$

A equação de transporte para determinação de  $k$  é mostrada pela Equação 15, realizando as relações descritas na Equação 16.

$$\rho \frac{\partial k}{\partial t} + \rho u \cdot \nabla k = \nabla \left( \left( \mu + \frac{\mu_T}{\sigma_k} \right) \nabla k \right) + P_k - \rho \varepsilon \quad (15)$$

$$P_k = \mu_T \left( \nabla \mu : (\nabla u + (\nabla u)^T) - \frac{2}{3} (\nabla \cdot u)^2 \right) - \frac{2}{3} \rho k \nabla \cdot u \quad (16)$$

E para a variável  $\varepsilon$  temos a equação de transporte representada pela Equação 17.

$$\rho \frac{\partial \varepsilon}{\partial t} + \rho u \cdot \nabla \varepsilon = \nabla \left( \left( \mu + \frac{\mu_T}{\sigma_\varepsilon} \right) \nabla \varepsilon \right) + C_{\varepsilon 1} \frac{\varepsilon}{k} P_k - C_{\varepsilon 2} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (17)$$

Experimentalmente, os valores das constantes oriundas das formulações, são tabelados e fornecidos pela literatura, como mostrados na Tabela 4.

Tabela 4 - Valores das constantes para modelo k-  $\varepsilon$

Constante	Valor
$C_\mu$	0,09
$C_{\varepsilon 1}$	1,44
$C_{\varepsilon 2}$	1,92
$\sigma_k$	1
$\sigma_\varepsilon$	1.3

Fonte: COMSOL, 2012, p. 166

A determinação do regime de escoamento e o modelo de turbulência, são fatores essenciais para confiabilidade dos dados em simulações numéricas, a informações obtidas serão hipóteses atribuídas às condições de simulação e permitirá uma análise mais fiel às reais condições de voo da aeronave.

## 7 METODOLOGIA

### 7.1 PROJETO AERODINÂMICO

Neste capítulo, inicia-se a construção do modelo e todas as etapas até a otimização do mesmo, mostrando detalhes técnicos e resultados analíticos e simulados. O modelo de asa analisado é do projeto Xkão, que foi concebido a partir de estudos pautados no regulamento da competição, desenvolvida para definir os objetivos impostos pela equipe, como a modelagem da aeronave para se manter fiel aos conceitos, construção de um protótipo para testes e ajustes para sua otimização.

#### 7.1.1 ANÁLISE E SELEÇÃO DO PERFIL

Na concepção da aeronave, realizou-se o levantamento de perfis com características aerodinâmicas ótimas para a aplicação, levando em consideração alguns critérios como, alto coeficiente de sustentação, baixo coeficiente de arrasto e moderado coeficiente de momento. Nesta etapa, utilizou-se o software XFLR5, onde através de interpolação entre diversos perfis, foi possível processar as informações acerca da geometria e definir um perfil com uma boa relação  $Cl/Cd$ . Na Figura 10, tem-se um comparativo dos valores de  $Cl \times \alpha$ ,  $Cd \times \alpha$ ,  $Cm \times \alpha$  além da relação  $Cl/Cd$ .

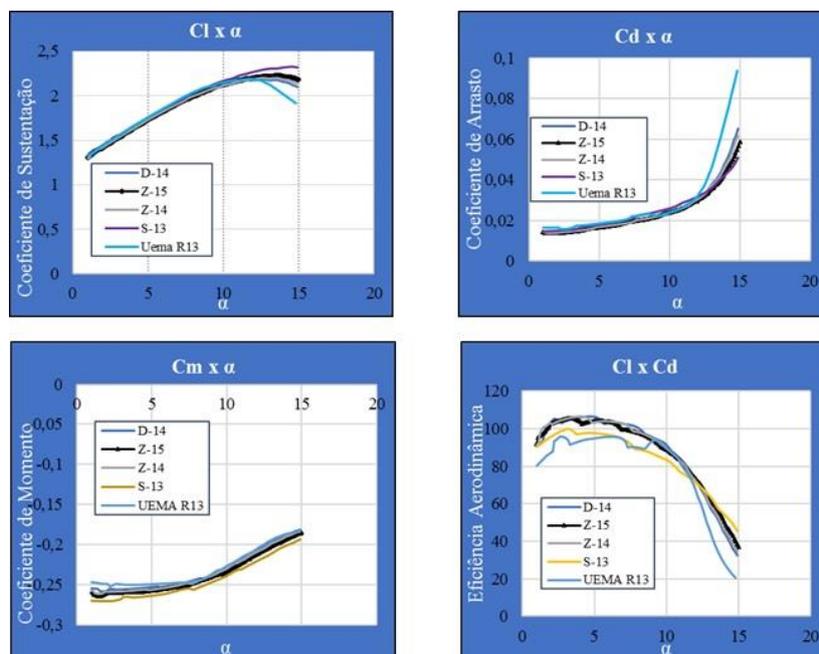


Figura 10 - Análise comparativa entre os perfis

Fonte: Projeto Xkão, 2015

No estudo, gerou-se cerca de 50 perfis, calculados a um valor de Reynolds na faixa de  $3,8 \times 10^5$ , selecionando assim o perfil Z-15, por apresentar boas relações conforme os requisitos adotados pela equipe, arqueamento e espessura adequada para encaixe da longarina e ângulo de estol próximo à  $14^\circ$ , que é recomendado para aeronaves voltadas ao AeroDesign. (RODRIGUES, 2011).

Além disso, foram feitas simulações no software SolidWorks para visualização do descolamento da camada limite e comprovação do ângulo de estol como mostra a Figura 11.

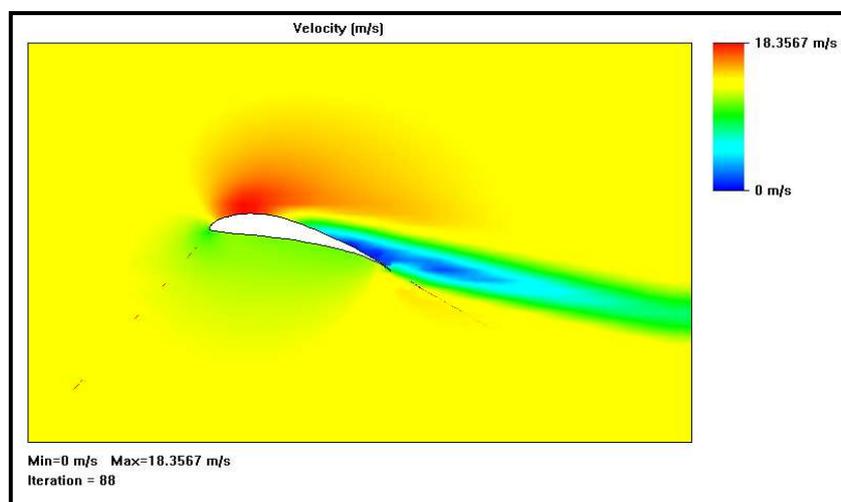


Figura 11 - Escoamento sobre o perfil Z-15

Fonte: Projeto Xkão, 2015

### 7.1.2 DIMENSIONAMENTO DA ASA

Como ponto de partida, tomou-se o regulamento da competição como ferramenta para o projeto da asa, onde o mesmo determinava que a área projetada total na vista em planta da aeronave não poderia ultrapassar  $0,9 \text{ m}^2$ . Assim, buscando uma aeronave com alto desempenho em voo, bom peso estrutural e capacidade de decolar e pousar dentro dos 70 m de comprimento de pista, analisaram-se diferentes geometrias de asas, variando seus alongamentos, afilamentos e, no caso das mistas, suas porcentagens de área retangular.

Foram analisadas cerca de 150 geometrias de modo que fossem escolhidas aquelas que possuísem máxima eficiência aerodinâmica e, sua área somada à uma estimativa do restante do avião, estivesse dentro dos requisitos. As melhores asas com diferentes

geometrias foram selecionadas, assim através do método proposto por ROSKAM (1997) foram encontrados os valores dos  $C_{D0}$  para cada uma em questão, a linha sustentadora de Prandtl para o  $C_{Di}$ , logo, tornou-se viável o traçado do gráfico da polar de arrasto para as quatro melhores mostrado na Figura 12.

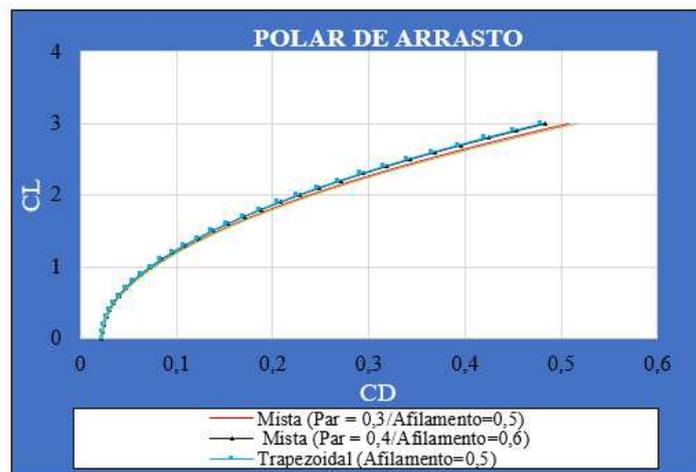


Figura 12 - Gráfico da polar de arrasto para 4 tipos de asa

Fonte: Projeto Xkão, 2015

Entre as geometrias em análise, verificou-se que duas possuíam comportamentos bem próximos no gráfico mostrado na Figura 13, as quais foram uma trapezoidal e uma mista. Para eleger a asa com melhor desempenho, utilizou-se o software XFRL5 para verificar a distribuição de sustentação em ambas.



Figura 13 - Distribuição de sustentação para Asa mista e trapezoidal

Fonte: Projeto Xkão, 2015

A asa mista apresentou  $C_L$  máximo no meio da envergadura, enquanto a trapezoidal apresentou no meio da semi-envergadura, próximo à localização dos ailerons. Desta forma optou-se pela asa mista, pois dessa forma os ailerons ficariam livres da condição de estol, já que segundo RODRIGUES (2011), ocorre uma variação da sustentação com a deflexão dos mesmos, possibilitando que em situações extremas de pouso e decolagem a aeronave não perca controle de rolagem. Na Tabela 5 é possível verificar as características da asa escolhida.

Tabela 5 - Características geométricas da asa

COMPONENTE	VALOR
ÁREA DE ASA (m <sup>2</sup> )	0,735
ENVERGADURA (m)	2,51
CORDA NA RAIZ (m)	0,34
CORDA MÉDIA AERODINÂMICA (m)	0,272
CORDA NA PONTA (m)	0,2

Fonte: Projeto Xkão, 2015

O perfil Z-15 apresenta  $a = 0,0986$  grau<sup>-1</sup>, e com esse valor foi calculado o valor do coeficiente angular da curva  $C_L \times \alpha$  da asa  $a_o = 0,081$  grau<sup>-1</sup>. Utilizando então a Equação 4, a redução média do valor de  $c_l$  para o perfil e  $C_L$  para a asa encontrada foi 14,4% com base na região linear da curva do perfil, resultando em  $C_{L\text{máx}}$  para a asa igual a 1,6772 para um ângulo de ataque de 14°.

Para valores de  $\alpha$  compreendidos entre 0 e 7 graus (região linear da curva  $c_l \times \alpha$  do perfil), foi traçado o gráfico  $C_L \times \alpha$  da asa para efeitos comparativos. Figura 14.

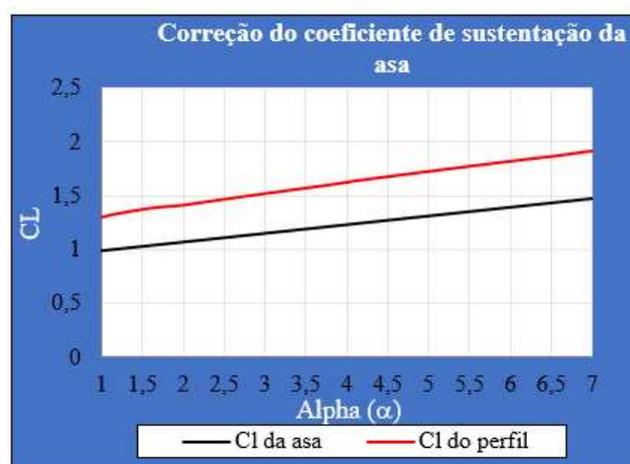


Figura 14 - Correção do coeficiente de sustentação

Fonte: Projeto Xkão, 2015

### 7.1.3 ARRASTO DA AERONAVE

Para determinar o arrasto total da aeronave foi utilizado o método proposto por ROSKAM levando em consideração a contribuição de cada componente para o arrasto parasita foi calculada de acordo com as equações propostas pelo método, sendo consideradas as asas, empenagens horizontal e vertical, fuselagem e trem de pouso. Para a asa, fez-se uso da Equação 18.

$$C_{D_{ow}} = \left[ \frac{1,327}{\sqrt{\Re}} \right] \left[ 1 + 2,7 \left( \frac{t}{c} \right)_{max} + 100 \left( \frac{t}{c} \right)_{max}^4 \right] [1 - 0,08M^{1,45}] \left[ \frac{S_{wet_w}}{S} \right] \left[ \frac{C_{d_{min_w}}}{0,004} \right]^{0,4} \quad (18)$$

Para as superfícies horizontal e vertical da empenagem, utilizam-se equações análogas substituindo apenas os termos calculados para a asa pelos calculados para as respectivas superfícies da empenagem. Para fuselagem e trem de pouso foram utilizadas as Equação 19 e 20.

$$C_{D_{of}} = \left[ \frac{1,327}{\sqrt{\Re}} \right] \left[ 1 + \frac{60}{(L/D)^3} + 0,0025 \left( \frac{L}{D} \right) \right] [1 - 0,08M^{1,45}] \left[ \frac{S_{wet_F}}{S} \right] \quad (19)$$

$$C_{D_{o_{LG}}} = \sum_{i=1}^n C_{D_{LG}} \left( \frac{S_{LG_i}}{S} \right) \quad (20)$$

Para o arrasto de interferência entre EH-Fuselagem, foi utilizado o método proposto por PULLIN (1979), evidenciado na Equação 21. O mesmo autor, também sugere um modelo parecido para arrasto de interferência entre EV-Fuselagem, conforme a equação 22. Para o valor de arrasto de interferência entre asa e fuselagem, é possível aproximar para 5% do arrasto gerado pela fuselagem.

$$C_{f-EH} = \frac{n_{EH}}{2} [17(t/c)^4 - 0,05(t/c)^2] \frac{C_j^2}{S} \quad (21)$$

$$C_{f-EV} = n_{EV} [0,8(t/c)^3 - 0,0005] \frac{C_j^2}{S} \quad (22)$$

A partir das dimensões dos componentes da aeronave e das equações apresentadas, os seguintes valores de arrasto parasita encontrados são mostrados na Tabela 6.

Tabela 6 - Contribuições individuais do arrasto

ARRASTO PARASITA	VALOR
ASA	0,010184
FUSELAGEM	0,000456
TREM DE POUSO	0,0020107
EMPENAGEM VERTICAL	0,0012903
EMPENAGEM HORIZONTAL	0,0004408
INTERFERENCIA EH-F	0,0075144
INTERFERENCIA EV-F	0,0045252
INTERFERENCIA ASA-F	2,28E-05

Fonte: Projeto Xkão, 2015

A polar de arrasto da aeronave completa foi traçada com base no arrasto parasita total da aeronave e do arrasto induzido produzido pela asa. Através da Equação 8, com o valor de  $C_{D0}$  obtido de resultados anteriores e  $C_{Di}$  calculado a partir da linha sustentadora de Prandtl. Assim, o gráfico para a polar de arrasto da aeronave é mostrado na Figura 15

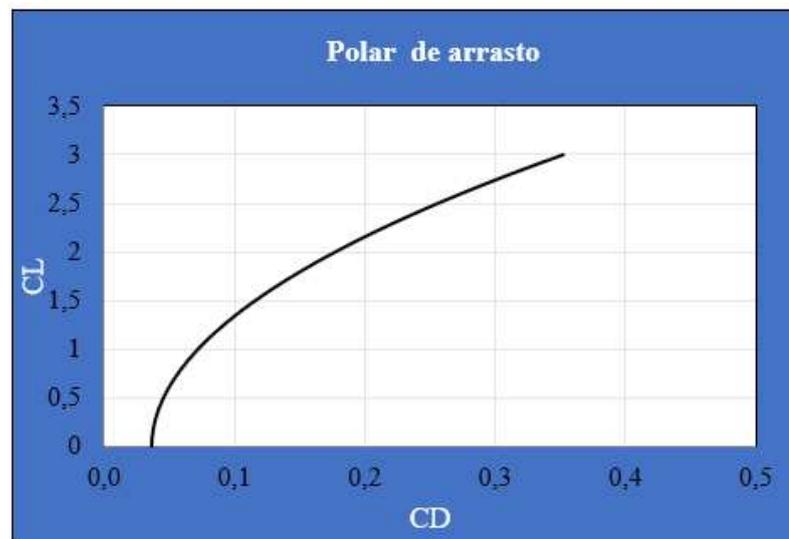


Figura 15 - Polar de arrasto para aeronave completa

Fonte: Projeto Xkão, 2015

Pode se observar também que o aumento médio no arrasto total da aeronave devido ao arrasto parasita dos componentes foi de 16,7%.

## 7.2 OTIMIZAÇÃO DA ASA

Com o objetivo de conferir melhor desempenho à asa, a equipe optou pelo uso de endplates para reduzir os vórtices nas pontas e reduzir o arrasto.

Foram analisados diferentes tipos de formas de endplates baseados em dados experimentais apresentados por RILEY (1951), os quais foram analisados de acordo com

as melhorias aerodinâmicas conferidas à asa. Seguindo os critérios de melhor coeficiente de sustentação, melhor eficiência aerodinâmica e melhor polar gerada, mesclaram-se as formas mais convenientes e então foi escolhida uma geometria final para o endplate.

Avaliaram-se diferentes geometrias, verificando o comportamento do escoamento na ponta da asa. Tendo a geometria escolhida como sendo a trapezoidal, o parâmetro utilizado para escolher o melhor endplate foi a altura do mesmo, através da Equação 23, obtida de HEMKE (1927). Utilizando  $C_F = 0,008$  como recomendado na bibliografia e a altura do endplate igual a  $250\text{ mm}$ , houve  $6\%$  de redução do arrasto induzido da asa para o  $C_L$  máximo da asa. O modelo escolhido é mostrado na Figura 16.

$$\Delta C_D = \frac{C_L^2 S}{\pi b^2} \frac{1,66 \left(\frac{2h}{b}\right)}{1 + 1,66 \left(\frac{2h}{b}\right)} - 2C_F \left(\frac{2h}{b}\right) \quad (23)$$

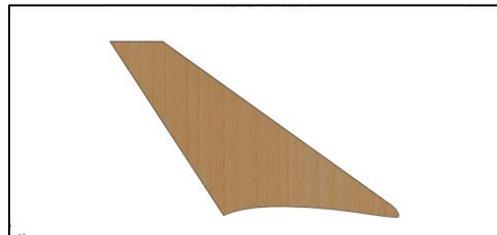


Figura 16 - Endplates de 250 mm

Fonte: Projeto Xkão, 2015

## 8.2 SIMULAÇÃO COMPUTACIONAL

Visando melhorar a qualidade da análise, foi utilizada a dinâmica dos fluidos computacional. Segundo FOX E MCDONALD (2009), algumas equações que descrevem escoamento de fluidos podem ser bastante complexas, mesmo utilizando hipóteses para limitar os problemas para escoamentos incompressíveis com viscosidade constante, ainda ficamos com equações que não possuem soluções analíticas. Assim para análise da eficiência do uso de end-plates, utilizou-se os softwares SolidWorks e ANSYS para verificação do comportamento dinâmico do escoamento para asas com e sem end plate.

Através de uma simulação simples de escoamento sobre a asa realizada no SolidWorks, podemos observar a redução dos vórtices na ponta da asa, como mostram as Figuras 17, 18 e 19. Para tal, adotou-se uma velocidade média de  $15\text{ m/s}$ .

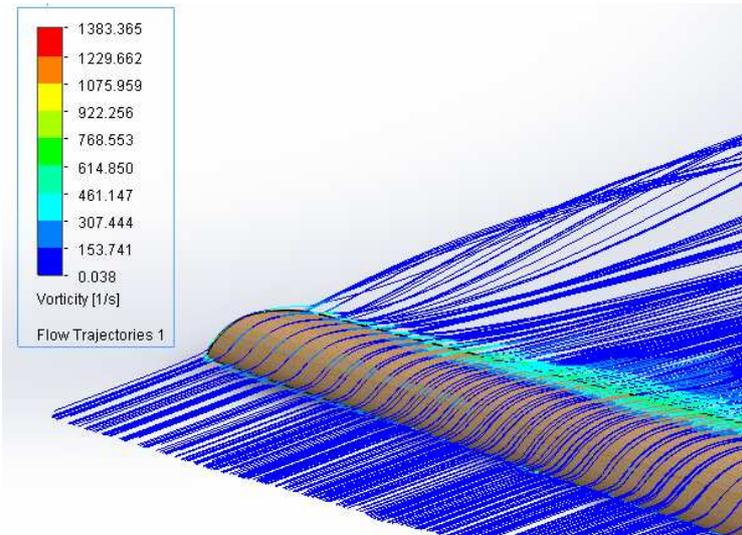


Figura 17 - Vórtices na Asa sem Endplate

Fonte: Projeto Xkã, 2015

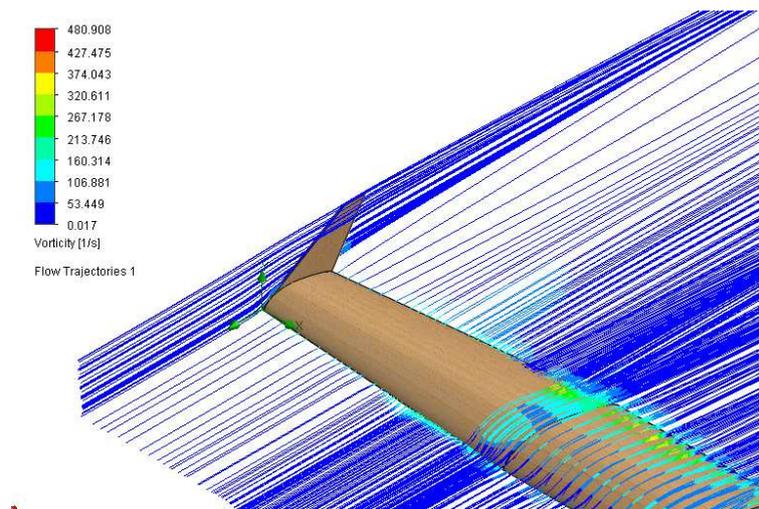


Figura 18 - Vórtices na Asa Com Endplate de 150 mm

Fonte: Projeto Xkã, 2015

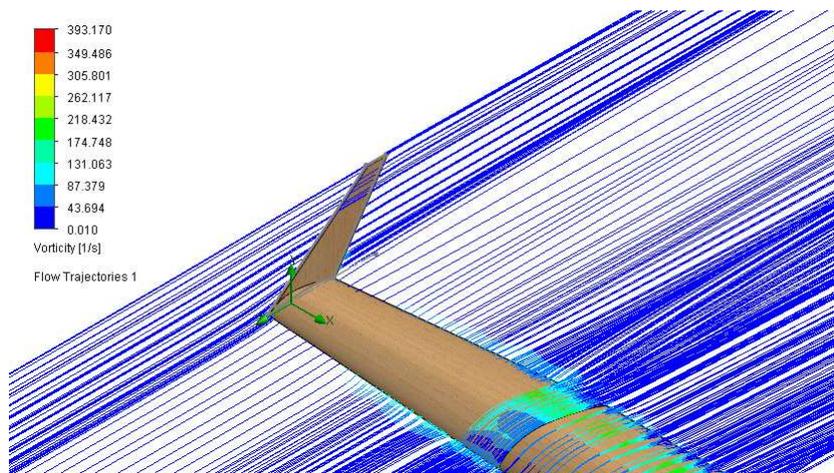


Figura 19 - Vórtices na asa Com Endplate de 250 mm.

Fonte: Projeto Xkãõ, 2015

### 7.3 APLICAÇÃO DO MÉTODO DOS VOLUMES FINITOS

O método dos Volumes finitos (MVF), foi adotado no trabalho e aplicado por meio do uso do software ANSYS Fluent. O MVF utiliza as formas integrais da equação da conservação, como ponto inicial das análises onde o domínio de solução é subdividido em um número finitos de volumes de controle e assim, em cada um, aplicadas a equação da conservação, buscando obter um sistema de equações algébricas lineares, apresentando um número de células na malha em relação ao número de incógnitas. (FERZIGER, 2008)

Para as simulações foram gerados dois modelos, um para asa com End-plate; Figura 20, e outro para asa sem End-plate. Para ambos os casos, foram utilizadas as mesmas condições de contorno, considerando uma entrada de ar a 25°C e velocidade 15 m/s, uma seção de saída na parte posterior do modelo com pressão estática nula, três superfícies com livre escorregamento e um plano de simetria onde a semi-asa encontra-se engastada.

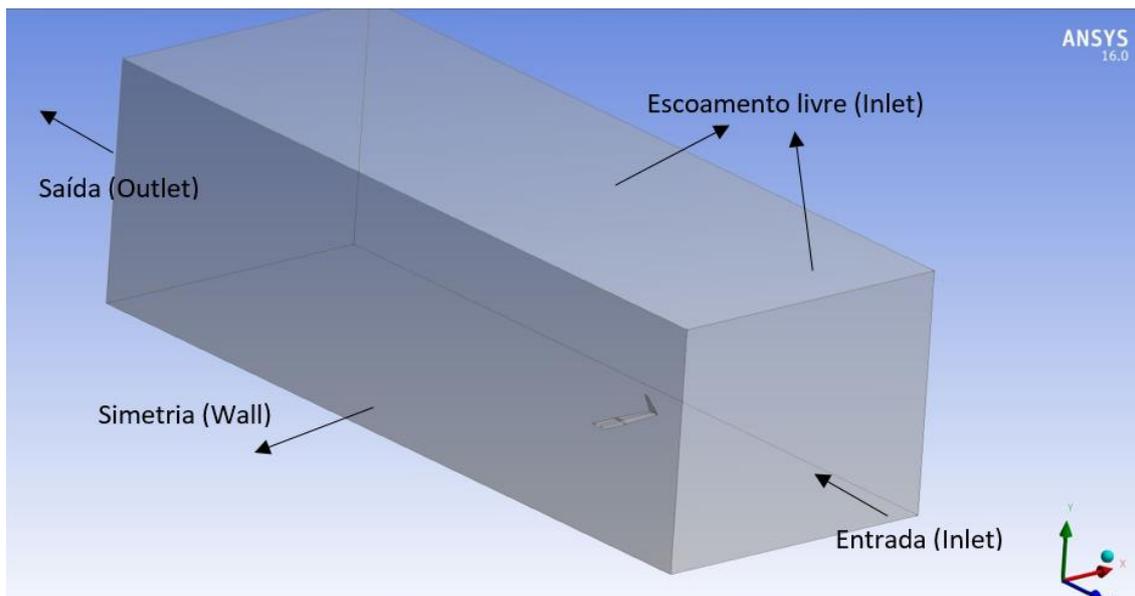


Figura 20 - Domínio gerado para asa com End-plate

Fonte: Próprio Autor, 2017

O método pode ser aplicado a qualquer tipo de malha, que são as posições discretas na qual as variáveis serão calculadas, ajustando-se assim a geometrias complexas, como afirma GONÇALVES (2007). Para a malha, utilizou-se inicialmente as configurações *Default* do sistema como mostrado na Figura 21.

Sizing	
Use Advanced Si...	On: Proximity and Curvature
Relevance Center	Coarse
Initial Size Seed	Active Assembly
Smoothing	Medium
Transition	Slow
Span Angle Center	Fine
<input type="checkbox"/> Curvature Nor...	Default (18,0 °)
<input type="checkbox"/> Num Cells Acr...	Default (3)
Proximity Size Fu...	Faces and Edges
<input type="checkbox"/> Min Size	Default (8,2732e-003 m)
<input type="checkbox"/> Proximity Min ...	Default (8,2732e-003 m)
<input type="checkbox"/> ...	...

Figura 21 - Detalhes da malha

Fonte: Próprio Autor, 2017

Posteriormente, foram modificadas as condições de *Sizing*, pois a malha gerada era muito grosseira e iria facilitar a perda informações, a Figura 22 mostra o tratamento

da malha, adotando maior refinamento nas regiões próximas aos bordos de ataque e de fuga e retrabalhando a zona de turbulência para visualização dos vórtices gerados.

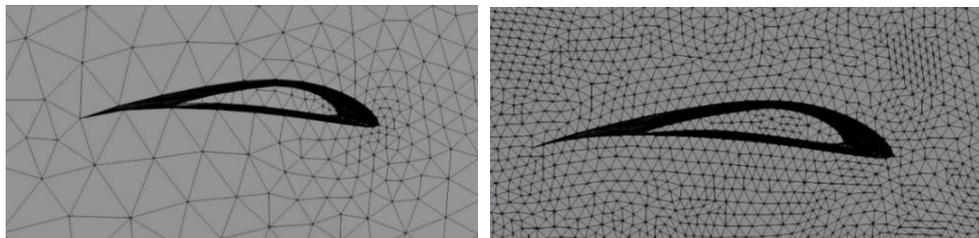


Figura 22 - Refinamento da malha ao redor do perfil

Fonte: Próprio Autor, 2017

A Figura 23, mostra uma vista isométrica da malha gerada para todo o domínio gerando um total de 166651 nós e 892804 elementos, conforme dados mostrados na Figura 24.

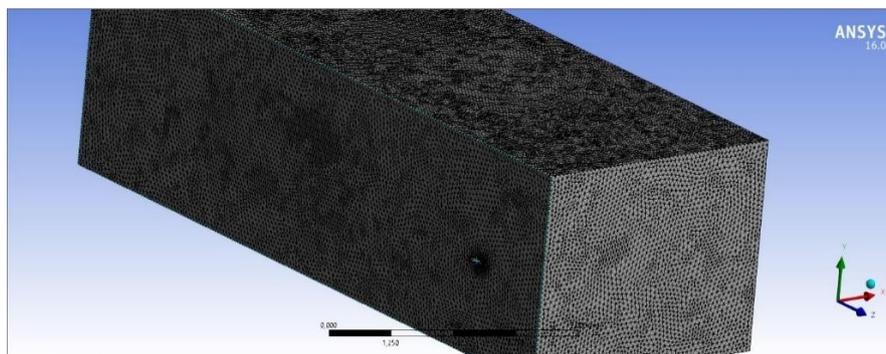


Figura 23 - Refinamento da malha ao redor do perfil

Fonte: Próprio Autor, 2017

Statistics	
<input type="checkbox"/> Nodes	166651
<input type="checkbox"/> Elements	892804
Mesh Metric	None

Figura 24 - Estatísticas sobre a malha

Fonte: Próprio Autor, 2017

Já iniciando a fase de *Setup* da simulação adotou-se algumas hipóteses para início do modelo, considerando um escoamento viscoso com modelo de turbulência  $k - \epsilon$

*standard* do programa, escoamento imerso no ar, condições de entrada à uma velocidade de 15 m/s, asa em condição de parede engastada em plano de simetria, com uma pressão nula na saída do escoamento, para um número de 250 iterações, já que os modelos convergiram em uma média de 190 a 205 iterações mesmo com alterações nas malhas.

## 8 RESULTADOS E DISCUSSÕES

Para visualização do escoamento, traçou-se linhas de *iso-superfícies* da zona de simetria até 2.7 m com intervalo de 0.1 m, na direção do eixo X, onde percebeu-se o aparecimento de correntes turbulentas. Para asa sem End-plate, temos as Figuras 25 e 26, com destaque às zonas de formação de vórtices.

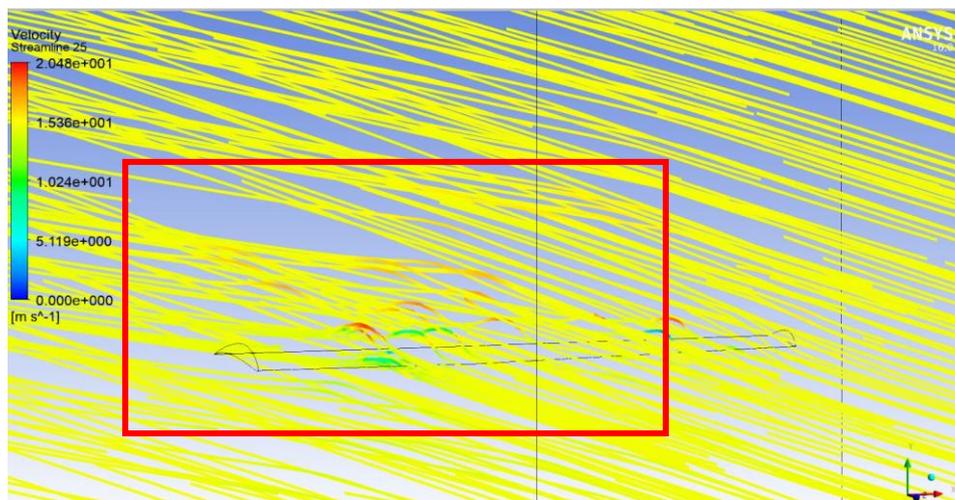


Figura 25 - Formação de esteira de vórtices

Fonte: Próprio Autor, 2017

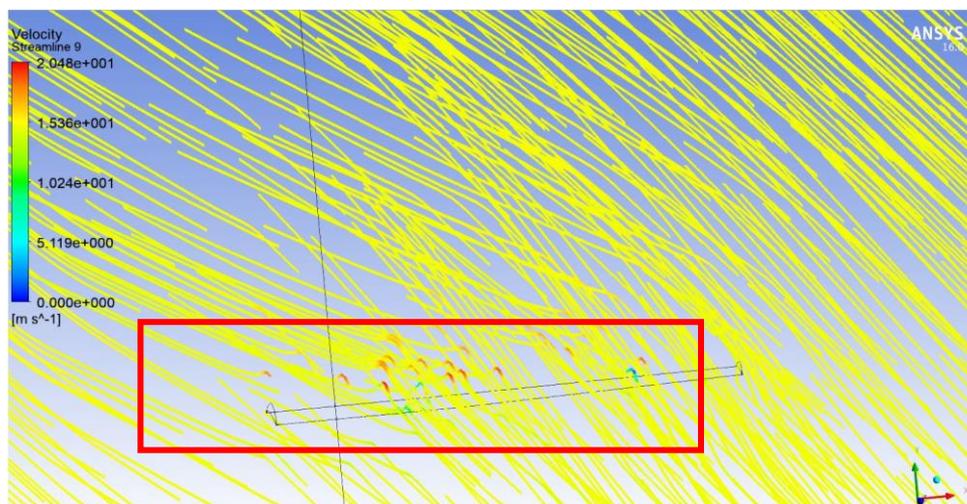


Figura 26 - Alta amplitude de perturbação no bordo de fuga

Fonte: Próprio Autor, 2017

Para asa com End-plate, foi perceptível a uniformidade no escoamento e diminuição dos vórtices na ponta da asa, as amplitudes das perturbações após o bordo de fuga também diminuíram, como mostrados na Figura 27.

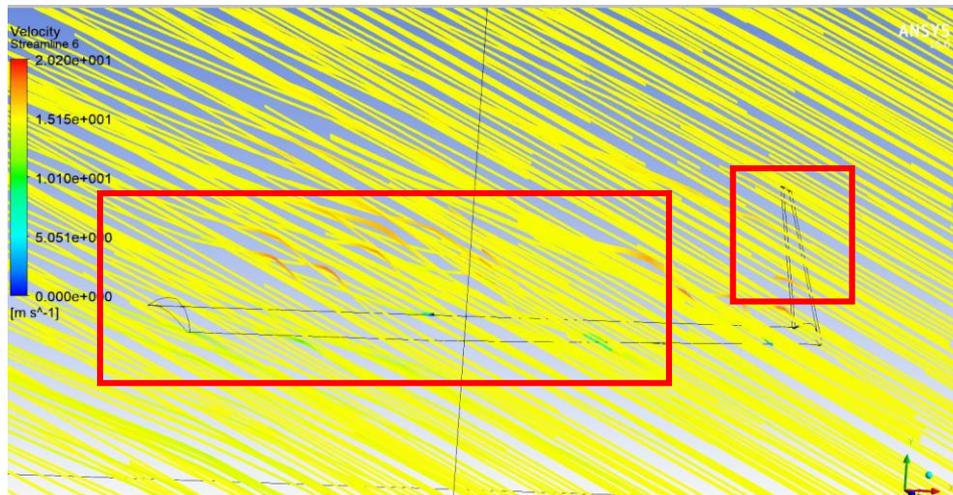


Figura 27 – Diminuição na formação de vórtices

Fonte: Próprio Autor, 2017

Quando analisados os dois escoamentos em relação a formação de vórtices, temos a comprovação da diminuição no modelo com End-plate, como mostrado na Figura 28.

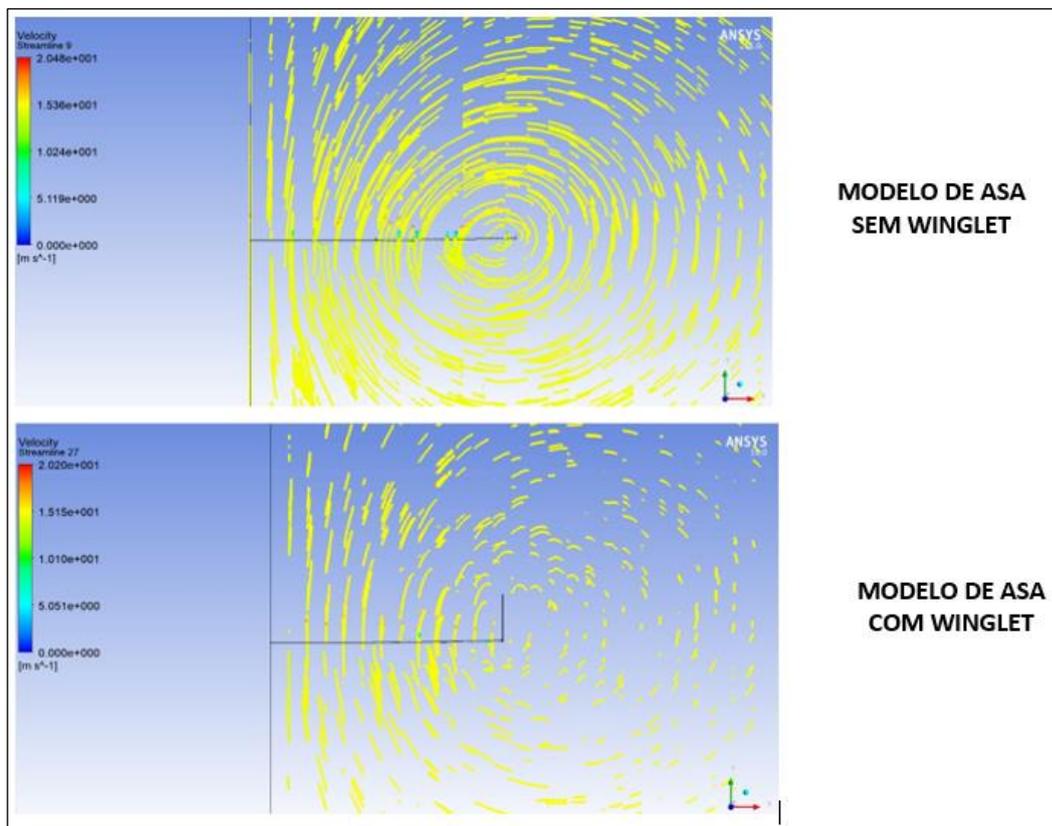


Figura 28 – Comparativo da formação de vórtices na ponta da asa

Fonte: Próprio Autor, 2017

Outra comparação realizada foi em relação à diminuição do campo de pressão, sabendo que o *downwash*, “empurra” a asa para baixo, com a diminuição dos vórtices e por consequência, do arrasto induzido, espera-se uma diminuição no campo de pressão em especial na ponta da asa, na Figura 29, são mostrados os campos de pressão na raiz e ponta da asa sem End-plate e com End-plate respectivamente, comprovando a hipótese esperada.

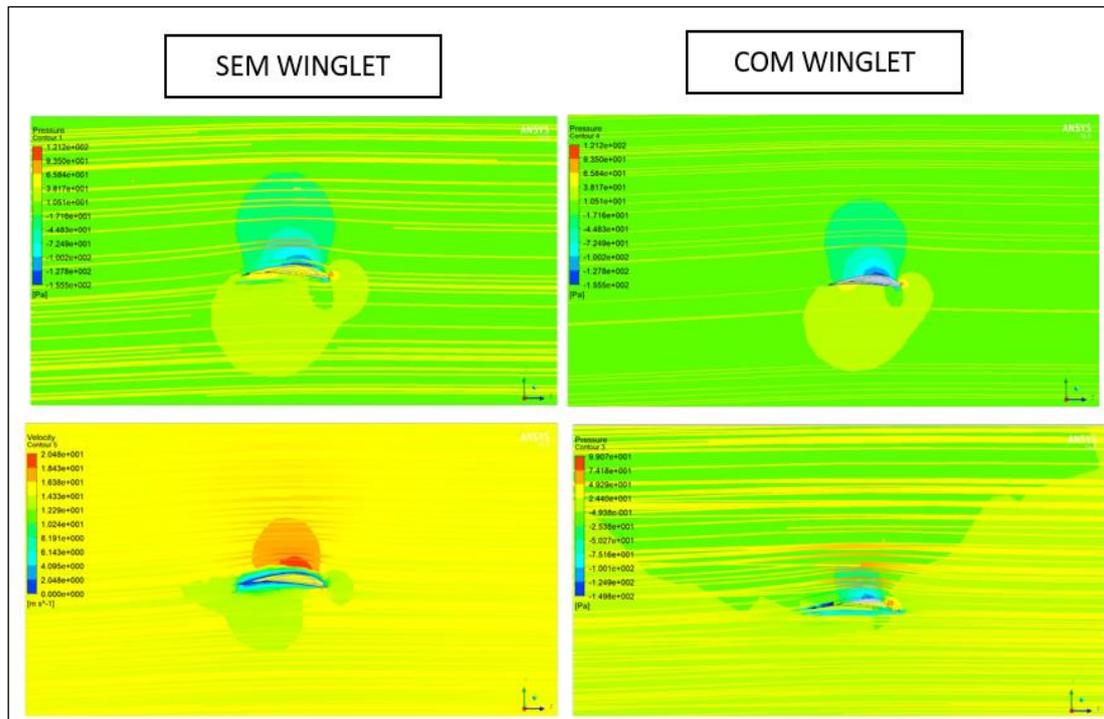


Figura 29 - Comparativo do campo de pressão ao redor da asa

Fonte: Projeto Xkão, 2015

Com auxílio do software ANSYS Discovery, foi simulado o escoamento com aumento gradativo da velocidade para visualização das esteiras de vórtices. As comparações são feitas a partir das Figuras 30 e 31, nos modelos sem end-plate e com end-plate, respectivamente.

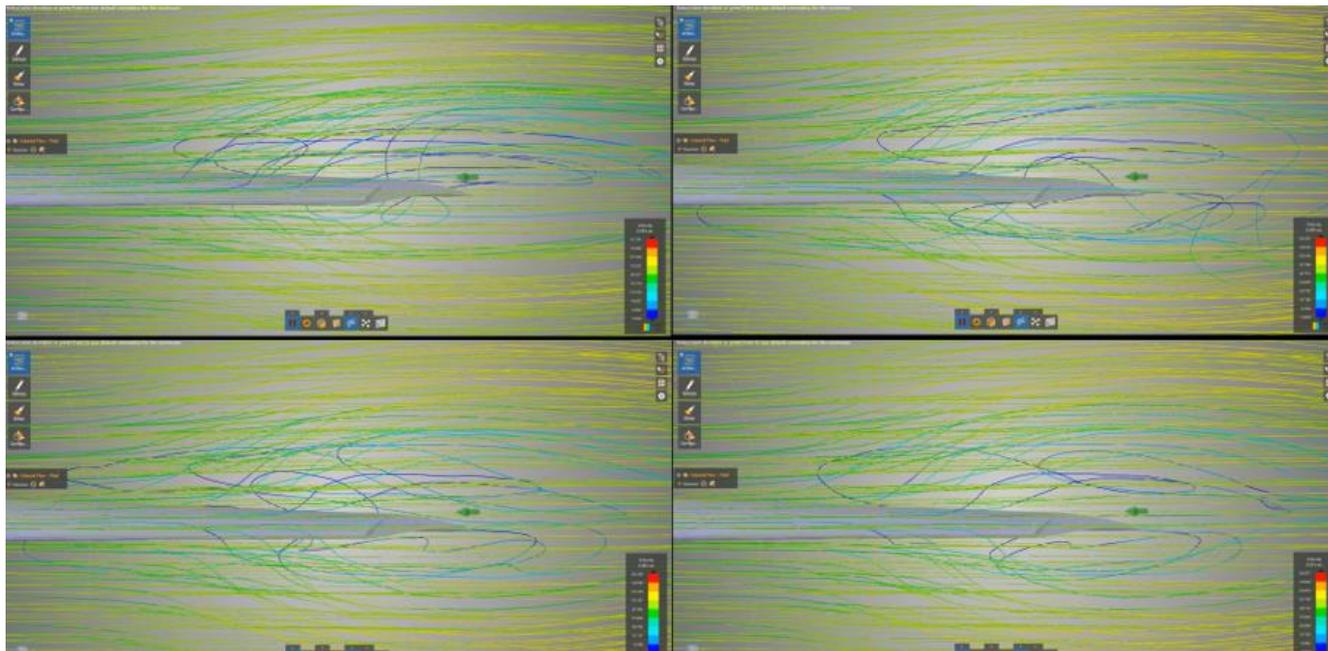


Figura 30 - Escoamento ao redor da asa sem End-plate

Fonte: Projeto Xkãõ, 2015

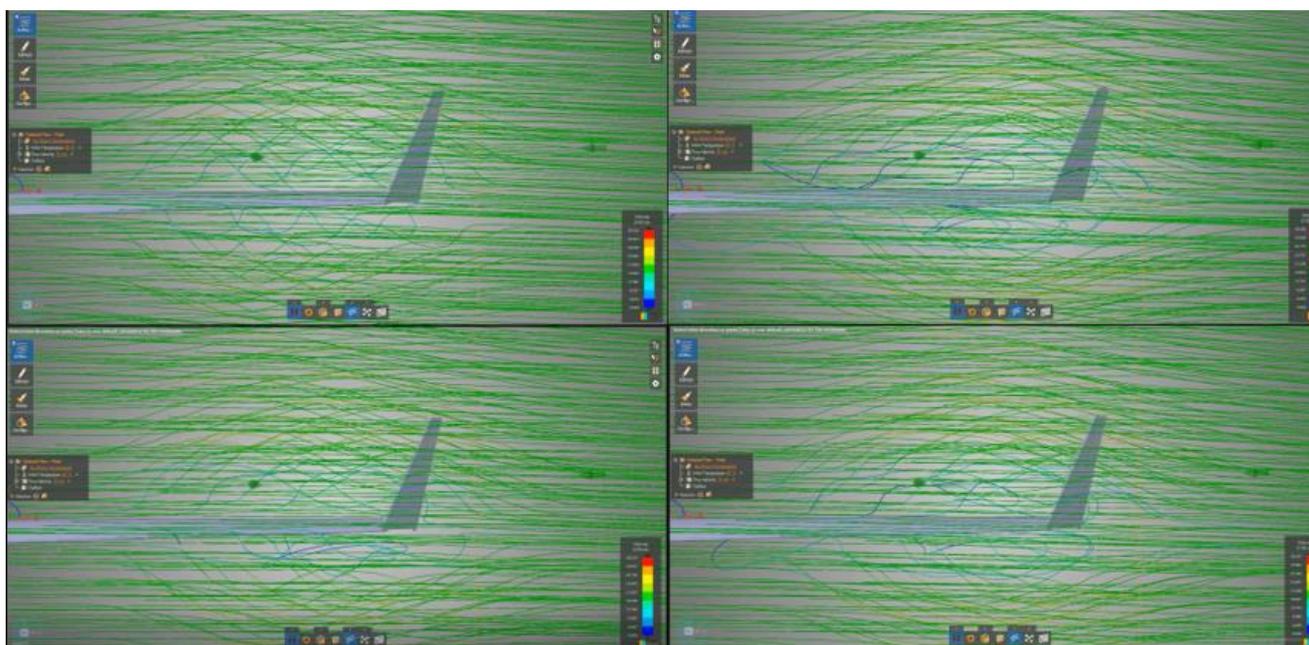


Figura 31 - Escoamento ao redor da asa com end-plate

Fonte: Projeto Xkãõ, 2015

A melhoria no desempenho aerodinâmico foi analisada também através da comparação entre a polar de arrasto da asa com e sem End-plates. A diminuição média

total no arrasto induzido sobre a asa com End-plate foi de 22,02%, evidenciado na Figura 32.

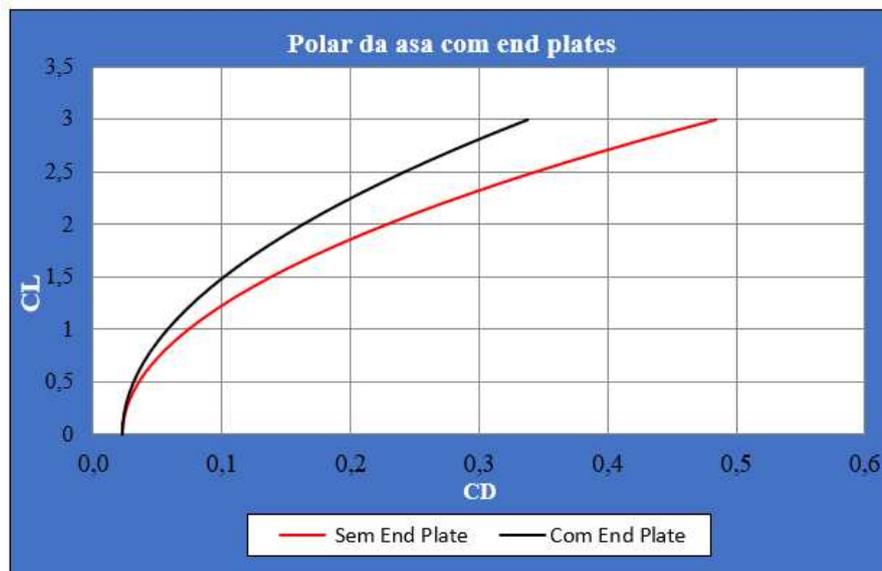


Figura 32 - Polar de Arrasto com e sem a Utilização de Endplates

Fonte: Projeto Xkãõ, 2015

## 9 CONCLUSÕES E SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

Ao fim desse trabalho, pode-se concluir a eficácia da utilização do uso de End-plates na diminuição da formação de esteira de vórtices em aeronaves em escala. A metodologia trabalhada desde a concepção do projeto até a etapa de otimização da asa foi coesa com os objetivos determinados pela equipe em relação ao escopo do projeto.

Com base no que foi apresentado, conclui-se que o estudo atingiu seus objetivos, observando a obtenção do conhecimento com base na revisão da literatura, formulações matemáticas apresentadas fundamentadas nos métodos analíticos voltados à indústria aeronáutica e o entendimento dos fenômenos físicos que proporcionam um corpo obter capacidade de voo. Ainda, através do conhecimento de métodos numéricos, foi possível a construção do domínio, refinamento da malha e utilização dos recursos necessários para uma simulação fiel às condições reais de aplicação.

Em posse dos resultados obtidos, o estudo abre a possibilidade também para melhorias no que se trata da obtenção do formato da geometria dos End-plates, onde sugere-se a construção de acordo com o campo de pressão na ponta da asa, contornando o formato dos vórtices gerados na ponta, podendo ser uma geometria mista de fácil construção e pouco peso estrutural.

## REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ANDERSON, JOHN D. **Aircraft Performance and Design**, 1999.

BARROS, CLÁUDIO P. **Uma metodologia para o desenvolvimento de projeto de aeronaves leves subsônicas**. Universidade Federal de Minas Gerais, Belo Horizonte, 2001.

BRUNETTI, Franco (SP). **Mecânica dos Fluidos**. 2. Ed. Rev. São Paulo: Pearson Prentice, 2008.

COMSOL. **CFD Module User's Guide**, 2012.

ETT – **Escola de Primavera em Transição e Turbulência**. Turbulência: Anais da I Escola de Primavera em Transição e Turbulência. Rio de Janeiro, 21 a 25 de setembro de 1998 / editores: Atila P. Silva Freire, Philippe P. P. Menut e Jian Su. Rio de Janeiro: ACBM, 2002.

EQUIPE ZEUS, **Projeto Xkão Competição SAE Brasil AeroDesign**, 2105

FERZIGER, JOEL, H.; PERIC, MILOVAN. **Numerische Strömungsmechanik**, 2008.

FORTUNA, ARMANDO DE OLIVEIRA. **Técnicas Computacionais para Dinâmica dos Fluidos: Conceitos Básicos e Aplicações**. São Paulo: Editora da Universidade de São Paulo, 2000.

FOX, Robert W.; MCDONALD, Alan T. **Introdução à Mecânica dos Fluidos**. 5. Ed. Trad. de R.N.N. Koury e G.A.C. França., 2001.

GONÇALVES, NELSON, DANIEL, F. **Método dos Volumes Finitos em Malhas Não-Estruturadas**, Tese de Mestrado em Engenharia Matemática, Faculdade de Ciências da Universidade do Porto, 2007.

HEMKE, P. E. **Drag of wings with end plates**. NACA Report 267. Langley Field, VA. 1927.

HOENER, **Fluid-Dyanmice Drag**, Revised, 1993.

HOMA, JORGE, M. **Aerodinâmica e Teoria de Voo**, 22ª Edição, 2004

KUZMIN, ALEXANDER. **Computational Fluid Dynamics**, 2010.

MALISKA, C.R., “**Transferência de Calor e Mecânica dos Fluidos Computacional: Fundamentos, Coordenadas Generalizadas**”, 1995.

MILNE, THOMSON, L. **Theoretical Aerodynamics**, 1966.

MAUGHMER, M; KUNZ, P. **Sailplane Winglet Design**, 1998.

McCORMICK, B.W. **Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics**. 2<sup>nd</sup>ed. 1995.  
ROSA, Edison. **Introdução ao projeto Aeronáutico: uma contribuição à Competição SAE AeroDesign**. Florianópolis: UFSC / GRANTE, 2006.

PULLIN, D. **Aerodinâmica do Avião – Desempenho**. Belo Horizonte, MG. Cid McGraw e Miguel Hill, 1979.

RAYMER, D. P. **Aircraft design: a conceptual approach**; AIAA, 1989.

RODRIGUES, L. E. MIRANDA. J. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica – Aplicações ao Projeto SAE AeroDesign**. Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de São Paulo. São Paulo, SP. 2011.

RILEY, D. R. **Wind-tunnel investigation and analysis of the effects of end plates on the aerodynamic characteristics of an unswept wing**. NACA Technical Note 2440. Langley Field, VA. 1995.

ROSKAM. JAN, **Airplane aerodynamics and performance**, DAR Corporation, University of Kansas, 1997.

SIMONS, MARTIN. **Model Aircraft Aerodynamics**, Third Edition, 1994.

SMITH, L. A. CAMPBEEL, R. **Effects of Winglets on the Drag of a Low-Aspect Ratio Configuration**, NASA Technical Paper 3563, 1996.

