



UNIVERSIDADE ESTADUAL DO MARANHÃO

Curso de Engenharia Mecânica

CARLOS BRENO DA CRUZ CUTRIM

**DESENVOLVIMENTO E CARACTERIZAÇÃO
AERODINÂMICA DE UM VEÍCULO AÉREO NÃO
TRIPULADO SAE POR MEIO DE FLUIDODINÂMICA
COMPUTACIONAL**

SÃO LUÍS/MA

2021

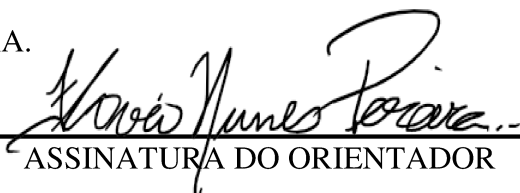
CARLOS BRENO DA CRUZ CUTRIM

**DESENVOLVIMENTO E CARACTERIZAÇÃO
AERODINÂMICA DE UM VEÍCULO AÉREO NÃO
TRIPULADO SAE POR MEIO DE FLUIDODINÂMICA
COMPUTACIONAL**

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

Orientador: Prof. Dr. Flavio Nunes Pereira

ESTE EXEMPLAR CORRESPONDE À VERSÃO FINAL DA MONOGRAFIA DEFENDIDA PELO ALUNO CARLOS BRENO DA CRUZ CUTRIM, ORIENTADO PELO PROF. DR. FLAVIO NUNES PEREIRA.


ASSINATURA DO ORIENTADOR

SÃO LUÍS/MA

2021

Cutrim, Carlos Breno da Cruz.

Desenvolvimento e caracterização aerodinâmica de um veículo aéreo não tripulado SAE por meio de fluidodinâmica computacional / Carlos Breno da Cruz Cutrim. – São Luís, 2021.

41 f

Monografia (Graduação) – Curso de Engenharia Mecânica, Universidade Estadual do Maranhão, 2021.

Orientador: Prof. Dr. Flávio Nunes Pereira.

Elaborado por Giselle Frazão Tavares - CRB 13/665

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

TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

**DESENVOLVIMENTO E CARACTERIZAÇÃO
AERODINÂMICA DE UM VEÍCULO AÉREO NÃO
TRIPULADO SAE POR MEIO DE FLUIDODINÂMICA
COMPUTACIONAL**

Autor: Carlos Breno da Cruz Cutrim

Orientador: Prof. Dr. Flavio Nunes Pereira

A Banca Examinadora composta pelos membros abaixo aprovou esta Monografia:



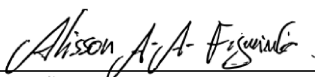
Prof. Dr. Flavio Nunes Pereira

UEMA



Prof. Me. Denner Robert Rodrigues Guilhon

UEMA



Prof. Dr. Alisson Augusto Azevedo Figueiredo

UEMA

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

São Luís/MA, 07 de Dezembro de 2021.

AGRADECIMENTOS

Ao projeto ZEUS de Aerodesing, que contribuiu para o meu crescimento profissional e pessoal, possibilitando o trabalho realizado nessa monografia.

Ao meu orientador, Professor Dr. Flavio Nunes Pereira, pela orientação nesse trabalho.

À minha gatinha Loopi, que auxiliou na manutenção da minha saúde psicológica nos últimos anos de curso.

"Há momentos em que você precisa desistir de alguma coisa para preservar a outra."

Rize (Tokyo Ghoul)

RESUMO

A caracterização aerodinâmica é fundamental para o desenvolvimento do projeto de uma aeronave, uma vez que os coeficientes levantados são utilizados diretamente nos cálculos de desempenho, controle, estruturas e estabilidade do veículo. A precisão do estudo aerodinâmico influencia diretamente na qualidade e confiabilidade de todo o projeto. Nesse trabalho foi desenvolvida uma investigação numérica sobre a aerodinâmica da asa conceitual da aeronave utilizada pela equipe Zeus de Aerodesing no ano de 2019. Os perfis utilizados no estudo foram o Selig 1223 e o perfil desenvolvido pela equipe, nomeado de ED2. A partir dos softwares comerciais de fluidodinâmica computacional, XFLR5 e Ansys (fluent), foram realizadas simulações em diferentes situações para avaliar o comportamento da asa com os perfis aerodinâmicos mencionados e caracterizar a mesma, obtendo a curva de seus coeficientes aerodinâmicos: C_l , C_d e C_m , além de observar seu escoamento e perda de sustentação. Durante o trabalho observou-se um desvio no escoamento que foi solucionado com a implantação de dispositivos de ponta de asa.

Palavras chave: Aerodinâmica. CFD. Aerodesign.

ABSTRACT

The aerodynamic characterization is fundamental for the development of an aircraft project, since the coefficients raised are directly used in the performance, control, structures and stability calculations of the vehicle. The precision of the aerodynamic study directly influences the quality and reliability of the entire project. In this work, an aerodynamic investigation (in a computational way) of the conceptual wing of the aircraft used by the Zeus Aerodesing team in 2019 was developed. The profiles used in the study were the Selig 1223 and the profile developed by the team, named ED2. Using computational fluid dynamics software, XFLR5 and Ansys (fulent), simulations were carried out in different situations to evaluate the behavior of the wing with the aforementioned aerodynamic profiles and characterize it, obtaining the curve of its aerodynamic coefficients: C_l , C_d and C_m , in addition to observing its flow and stall. During the work, it was also possible to observe a deviation in the flow that was solved with the implantation of wingtip devices (endplates).

Keywords: Aerodynamics. CFD. Aerodesign.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 4.1 – Força de sustentação distribuída em uma asa.....	19
Figura 4.2 – Centro de pressão de um perfil.....	20
Figura 4.3 – Centro aerodinâmico de um perfil.....	20
Figura 4.4 – Força de sustentação distribuída em uma asa.....	21
Figura 4.5 – Comportamento do coeficiente de momento de uma aeronave.....	23
Figura 4.6 – Winglet.....	25
Figura 4.7 – Fenômeno de escoamento turbulento.	26
Figura 5.1 – Asa da aeronave desenhada utilizando o perfil ED2.	29
Figura 5.2 – Detalhamento dos elementos na borda da asa.....	30
Figura 5.3 – Malha ao redor da corda da asa.....	31
Figura 5.4 – Recursos utilizados no DesignModeler.	32
Figura 5.5 – Volume de controle.	32
Figura 5.6 – Implementação das condições de contorno.....	33
Figura 5.7 – Convergência na 125ª interação.	33
Figura 5.8 – Zona de pressão na asa.....	35
Figura 5.9 – Vórtices de ponta de asa.	35
Figura 5.10 – Simulação da asa com o perfil Selig1223 no XFLR5.	36
Figura 5.11 – Simulação da asa com o perfil ED2 no XFLR5.....	36
Figura 5.12 – Comparação da curva de Cl da Asa com perfil Selig 1223.	37
Figura 5.13 – Comparação da curva de Cl da Asa com perfil ED2.....	37
Figura 5.14 – Escoamento na ponta de asa.....	38
Figura 5.15 – Nova geometria de asa.....	39
Figura 5.16 – Escoamento na ponta de asa com nova geometria.....	40
Figura 5.17 – Zona de velocidade na asa com endplates.....	40
Figura 5.18 – Curva de Cl da Asa com o perfil ED2 e endplates.....	41

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO.....	16
2	OBJETIVOS.....	17
2.1	Objetivo geral	17
2.2	Objetivos específicos	17
3	JUSTIFICATIVA.....	18
4	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA.....	19
4.1	Aerodinâmica de voo	19
4.2	Aerodinâmica de perfis.....	19
4.3	Centro de pressão e centro aerodinâmico	20
4.4	Asas finitas.....	21
4.5	Forças aerodinâmicas atuantes em uma aeronave	21
4.6	Coefficientes aerodinâmicos	23
4.7	Dispositivos de ponta de asa.....	24
4.8	Dinâmica dos Fluidos Computacional.....	25
4.9	Softwares utilizados	27
5	METODOLOGIA.....	29
5.1	Geometria e design de perfil	29
5.2	Malha	30
5.3	Volume de controle e preparação para simulação (Design Modeler).....	31
5.4	Solução e modelo de turbulência (Setup)	32
5.5	Resultados.....	34
5.6	Fenômenos indesejados identificados.....	38
6	CONCLUSÃO.....	42
7	REFERÊNCIAS	43

1 INTRODUÇÃO

O programa Competição SAE BRASIL AeroDesign é um desafio lançado aos estudantes de Engenharia que tem como principal objetivo propiciar a difusão e o intercâmbio de técnicas e conhecimentos de Engenharia Aeronáutica através de aplicações práticas e da competição entre equipes. Ao participar do programa SAE AeroDesign o aluno se envolve em um caso real de desenvolvimento de projeto aeronáutico, desde sua concepção, projeto detalhado, construção e testes.

Com sólida comparência no AeroDesign, a aerodinâmica é o campo da mecânica dos fluidos que estuda o movimento do fluido em interação com um objeto sólido. O estudo formal da aerodinâmica teve início no século XVII, mas as forças aerodinâmicas são utilizadas pela humanidade desde muito antes através de embarcações, moinhos, entre outros dispositivos (Berliner, 1997). Coeficientes aerodinâmicos são números adimensionais que são utilizados para o estudo aeronáutico ou aerodinâmico das forças e momentos que sofre um corpo qualquer em movimento no ar. Os coeficientes mais estudados, segundo Rodrigues (2011), são o coeficiente de sustentação C_l , o coeficiente de resistência C_d e o coeficiente de momento C_m .

A Dinâmica dos Fluídos Computacional (CFD), é a área que trata da simulação numérica de escoamentos de fluidos, transferência de calor e fenômenos relacionados, podendo ser utilizada desde a fase conceitual de um projeto, auxiliando a determinar a viabilidade e qual a melhor solução em produto até a etapa de produção, permitindo representar diversos cenários.

Portanto, o presente trabalho fora responsável pelo estudo aerodinâmico da aeronave radio controlada desenvolvida pela equipe Zeus de AeroDesign da UEMA durante o ano de 2019, caracterizando-a através de programas de simulação fluidodinâmica computacional, especificamente o ANSYS.

2 OBJETIVOS

2.1 Objetivo geral

Levantar, avaliar e descrever as características aerodinâmicas (C_l , C_d e C_m) das superfícies de sustentação de um veículo aéreo não tripulado para a competição de aerodesign utilizando dinâmica dos fluidos computacional.

2.2 Objetivos específicos

- Realizar a modelagem geométrica das superfícies de sustentação
- Abordar o processo de criação de domínio, modelo de turbulência e critérios de malha
- Verificar a coerência do perfil desenvolvido pela equipe
- Comparar os valores analíticos com os valores obtidos pelos softwares utilizados (XFLR5 e ANSYS)
- Promover soluções para possíveis desvios identificados
- Manter os perímetros estabelecidos pelo projeto conceitual da Equipe Zeus de AeroDeisgn de forma que a aeronave atenda aos critérios da competição SAE

3 JUSTIFICATIVA

A dinâmica dos fluidos computacional vem sendo requisito essencial na elaboração de projetos de engenharia devido a sua capacidade de predição dos campos de concentração, velocidades, pressão, temperaturas e escoamentos, incluindo turbulentos. Há a possibilidade também de visualizar as partes do sistema ou fenômenos que ocorrem internamente que de outro modo não seriam visíveis através de quaisquer outros meios. O CFD oferece um meio de visualizar e uma melhor compreensão de seus projetos.

Em 2018, a equipe Zeus teve problemas com a caracterização imprecisa das superfícies aerodinâmicas devido a limitações dos métodos analíticos, resultando no prejuízo de duas aeronaves. A implementação de métodos numéricos visa maior acuracidade nos cálculos de projeto.

Além disso, em termos de eficiência, a fluidodinâmica computacional garante uma análise de precisão e mais rápida, levando a ciclos de projeto mais curtos. Economiza-se tempo e dinheiro, onde o produto final é desenvolvido mais rápido, com maior segurança e assertividade.

O projeto aerodinâmico na competição SAE Brasil AeroDesign consiste em aproximadamente 20% da nota final de relatório técnico e o CFD é uma das metodologias de projeto e análise sugeridas pela comissão técnica da competição.

4 AERODINÂMICA

4.1 Aerodinâmica de voo

A aerodinâmica é o estudo do movimento dos fluidos em contato e ao redor dos corpos, considerando suas características e formas de superfície, com o objetivo de prever as forças geradas. De acordo com Rodrigues (2011), a aplicação da aerodinâmica ao projeto e operação de aeronaves é chamada de teoria de voo.

4.2 Aerodinâmica de perfis

“Um perfil aerodinâmico é uma superfície projetada com a finalidade de se obter uma reação aerodinâmica a partir do escoamento do fluido ao seu redor. Os termos aerofólio ou perfil aerodinâmico são empregados como nomenclatura dessa superfície.” (Rodrigues, 2011).

Na figura 4.1 são mostradas as principais características geométricas de um perfil aerodinâmico: O bordo de ataque, que é a porção frontal do perfil; A corda ou distância entre os bordos de ataque e de fuga do perfil, representando o comprimento do perfil; A linha de corda, que é um linha reta que une o ponto inicial ao ponto final da linha de arqueamento média; O bordo de fuga ou porção traseira do perfil; A linha de arqueamento média, uma linha formada pelos pontos médios entre cada ponto da superfície superior e inferior do perfil; A espessura, que é a distância entre as superfícies inferior e superior, medida perpendicularmente à linha de corda; O arqueamento, conhecido por ser a maior distância entre a linha de corda e a linha de arqueamento média.

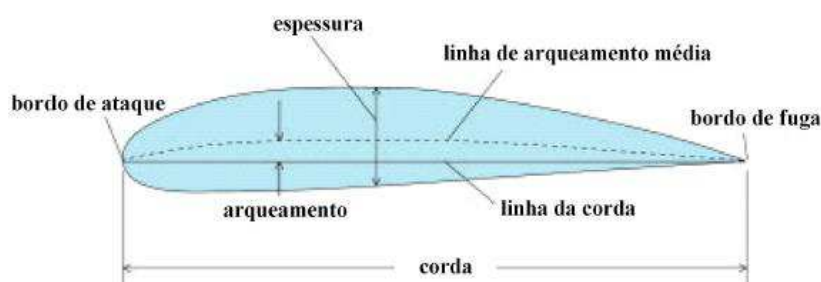


Figura 4.1 – Força de sustentação distribuída em uma asa. (Fonte: Rodrigues, 2011)

4.3 Centro de pressão e centro aerodinâmico

A determinação do centro de pressão e aerodinâmico é o primeiro passo para o estudo das forças atuantes na aeronave, uma vez que estas agem diretamente em torno deles. O centro de pressão, ilustrado na figura 4.2 é determinado através de estudos em túnel de vento e aproximações através de tabelas.

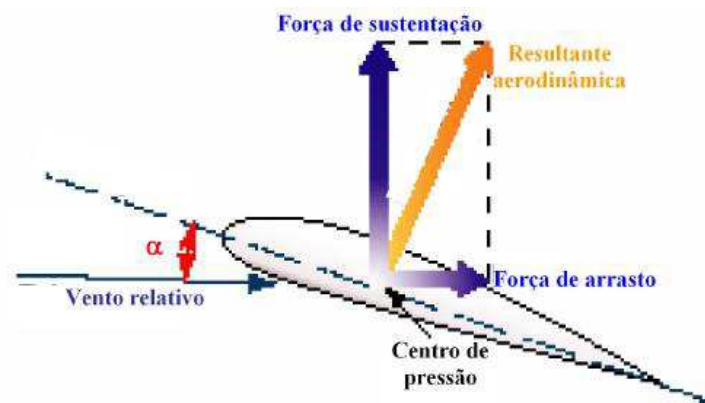


Figura 4.2 – Centro de pressão de um perfil. (Fonte: Rodrigues, 2011)

O centro aerodinâmico (ilustrado pela figura 4.3) é o ponto onde o momento atuante independe o ângulo de ataque, mantendo-se constante. O centro aerodinâmico (ac) é ponto utilizado como referência para obtenção dos momentos atuantes na aeronave.

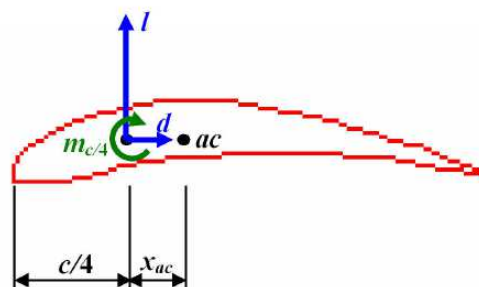


Figura 4.3 – Centro aerodinâmico de um perfil. (Fonte: Rodrigues, 2011)

4.4 Asas finitas

As características aerodinâmicas de um perfil moldam-se de diferentes formas em uma asa de envergadura limitada, sendo diretamente dependente de seu formato. O formato geométrico da asa pode ser retangular, misto, trapezoidal ou elíptico, sendo o primeiro de menor eficiência e o último de maior eficiência (Anderson, 2011). A posição em que a asa se encontra diante do resto da aeronave também influencia diretamente na estabilidade da mesma.

4.5 Forças aerodinâmicas atuantes em uma aeronave

4.5.1 Sustentação

O ar que flui por meio de uma aeronave ou qualquer outro corpo, leva um desvio do seu caminho original, esses desvios levam a mudanças na velocidade do ar, gerando uma diferença de pressão do intradorso para com o extradorso (superfícies inferior e superior da asa).

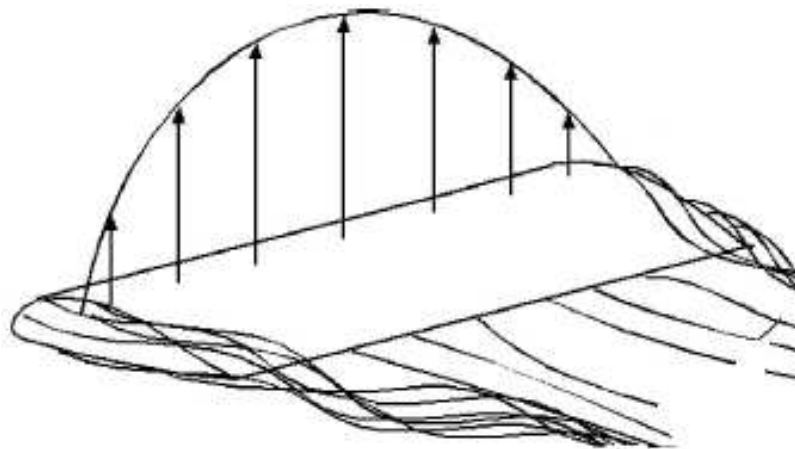


Figura 4.4 – Força de sustentação distribuída em uma asa. (Fonte: Rodrigues, 2011)

De acordo com Anderson (2011) a força de sustentação em uma asa pode ser obtida através da equação 4.1.

$$L = \frac{1}{2} * \rho * v^2 * S * Cl \quad (4.1)$$

Sendo:

L a sustentação (N)

ρ a massa específica do ar (kg.m-3)

v a velocidade (m/s)

S a área de asa (m²)

C_l o coeficiente de sustentação (adimensional)

4.5.2 Arrasto

A força de arrasto faz resistência ao movimento de um objeto sólido através de um fluido. O arrasto é feito de forças de fricção, que agem em direção paralela à superfície do objeto e de forças de pressão, que atuam em uma direção perpendicular à superfície do objeto.

De acordo com Anderson (1997) a força de arrasto em uma aeronave pode ser descrita pela equação 4.2.

$$CD = CD_0 + CD_i \quad (4.2)$$

Sendo:

CD_0 é o arrasto de fricção (N)

CD_i o arrasto induzido (N)

4.5.3 Momento

A distribuição de pressão em um perfil aerodinâmico geram forças em relação ao seu centro, resultando em moentos que precisam ser caracterizados e controlados e para que a aeronave possua estabilidade em voo. A figura 4.5 exemplifica o momento gerado por um perfil aerodinâmico por ângulo de ataque.

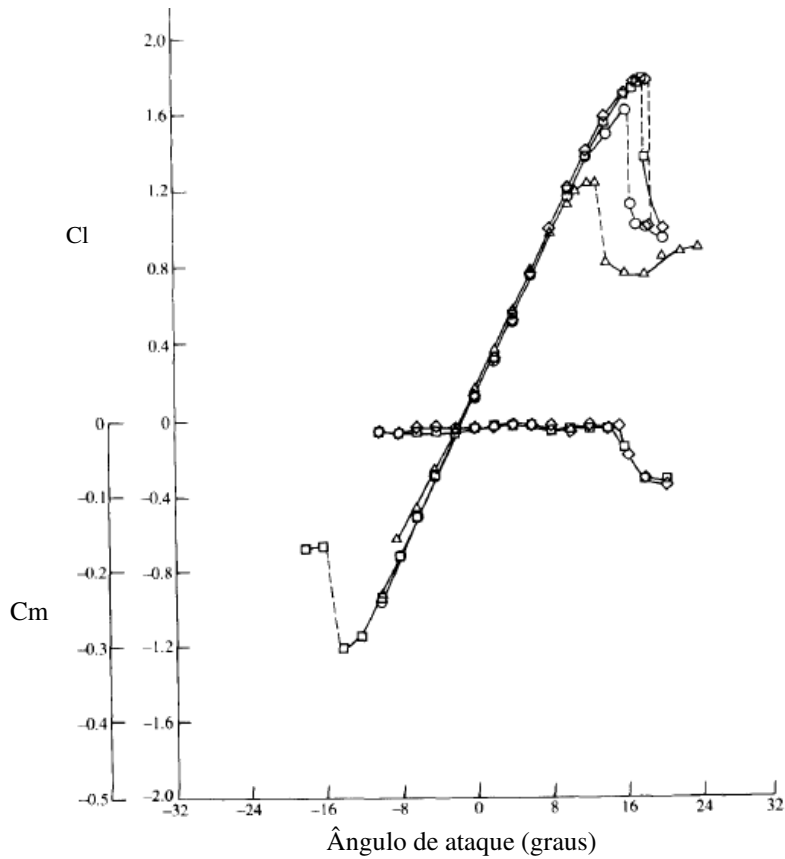


Figura 4.5 – Comportamento do coeficiente de momento de uma aeronave. (Fonte: Anderson, 2011)

4.6 Coeficientes aerodinâmicos

Coeficientes aerodinâmicos são números adimensionais que são utilizados para o estudo aeronáutico ou aerodinâmico das forças e momentos que sofre um corpo qualquer em movimento no ar. Alguns dos coeficientes mais conhecidos são o coeficiente de sustentação C_l , o coeficiente de resistência C_d e o coeficiente de momento C_m .

As equações 4.3 e 4.4 sugeridas por Anderson (1997) descrevem os coeficientes de sustentação e arrasto respectivamente. O coeficiente de momento é tabelado para cada perfil através de aproximações experimentais.

$$C_l = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho v^2 S} \quad (4.3)$$

$$C_d = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho v^2 S C_l} \quad (4.4)$$

Sendo:

L é a sustentação (N)

D o arrasto (N)

C_l o coeficiente de sustentação (adimensional)

C_d o coeficiente de arrasto (adimensional)

v a velocidade (m/s)

ρ a massa específica do ar (kg.m⁻³)

S a área de asa (m²)

4.7 Dispositivos de ponta de asa

Os dispositivos de ponta de asa destinam-se a melhorar a eficiência de aeronaves de asa fixa, reduzindo o arrasto. Embora existam vários tipos de dispositivos de ponta de asa que funcionam de maneiras diferentes, seu efeito pretendido é sempre reduzir o arrasto de uma aeronave pela recuperação parcial da energia do vórtice da ponta. Os dispositivos de ponta de asa também podem melhorar as características de manuseio da aeronave e aumentar a segurança para as aeronaves. Esses dispositivos aumentam a proporção efetiva de uma asa sem aumentar muito a envergadura. Estender a extensão diminuiria o arrasto induzido pela elevação, mas aumentaria o arrasto parasita e exigiria aumentar a força e o peso da asa.

Dispositivos de ponta de asa aumentam a sustentação gerada na ponta de asa, suavizando o fluxo de ar na asa superior perto da ponta, reduzindo o arrasto induzido por sustentação causado por vórtices de ponta de asa, melhorando a razão sustentação-arrasto e aumentando a eficiência da aeronave.

Os principais tipos de dispositivos de ponta de asa são o *winglet* e o *endplate*. O *winglet* funciona como uma continuação da asa, formando ângulos maiores que 90 graus com a asa. Já o *endplate* é uma placa posicionada no fim da asa, fazendo um ângulo de exatamente 90 graus. A figura 4.6 exemplifica um dispositivo de ponta de asa: *winglet*.



Figura 4.6 – *Winglet* (Fonte: Bargsten, 2011)

4.8 Dinâmica dos Fluidos Computacional

Fluidodinâmica computacional (CFD) é uma ferramenta numérico computacional empregada na investigação de escoamento de fluidos através das chamadas equações de transportes. Tais equações possuem soluções analíticas limitadas e com simplificações, como acontece com as equações de Navier-Stokes, por isso são empregados métodos numéricos em suas soluções. (Malalaskaver,2007)

Análises realizadas em túneis de vento exigem muito tempo e um alto custo operacional para serem realizadas, as simulações aerodinâmicas se tornaram mais fáceis de serem realizadas com a utilização do CFD, devido a facilidade de impor as condições de contorno que atuam sobre o veículo. (Ferziger, 2002).

4.8.1 Equações de Navier-Stokes

As equações de Navier-Stokes, utilizadas para descrever o escoamento de fluídos, dependem do tempo para conservação de massa, três equações de conservação de momento e uma de conservação de energia. Essas equações descrevem o movimento de fluidos em três dimensões. Possuem as três dimensões, quatro variáveis independentes e o tempo.

As soluções analíticas das equações são limitadas, no entanto através do CFD podem ser modeladas e utilizadas para resolver problemas fluidodinâmicos complexos.

4.8.2 Modelos de turbulência

Um dos modelos mais robustos é o K- ϵ , que faz parte da família de modelos de duas equações de conservação. Consiste na inclusão de duas equações para determinar as tensões de Reynolds e é muito utilizado em simulações aerodinâmicas.

O modelo tem ênfase nos fenômenos que afetam a energia cinética turbulenta. A constante K representa a energia cinética turbulenta e a constante ϵ a taxa de dissipação, e juntos definem a velocidade e o comprimento escalar da turbulência. (Malalaskaver,2007).

Os modelos de turbulência mais utilizados são: O RNG, que é derivado das equações instantâneas de Navier-Stokes, utilizando uma técnica chamada de renormalização (por ser analítica dimana em um modelo de constantes diferentes das utilizadas no modelo padrão de K- ϵ , além de termos adicionais nas equações de transporte para K e ϵ ; E o modelo Realizable, que conta com condições diferentes da tradicional adotando uma nova fórmula para a viscosidade de Eddy e modelos diferentes de dissipação. O modelo RNG apresenta bons resultados com baixo número de Reynolds e melhor caracterização da turbulência, enquanto o modelo Realizable conta com menores limitações. (ANSYS, 2015).



Figura 4.7 – Fenômeno de escoamento turbulento (Fonte: Fox, 2010)

4.8.3 Malha Numérica

O desenvolvimento da malha numérica é uma tarefa essencial na simulação, uma vez que uma malha bem refinada gera resultados fiéis, e quando tem um refinamento equilibrado, a convergência da malha pode acontecer em poucos minutos, visto que problemas de escoamento possuem malhas mais robustas.

Na malha de uma simulação computacional, o objeto estudado é dividido em pequenos elementos ou volumes. Essa malha, ou seja, o conjunto de elementos, apresenta vários tipos de modelamento, em especial o triangular, o quadrilátero, hexaedros, entre outros (Owen, 1998). Em regiões de contornos, geometria única e turbulência é necessário maior quantidade de divisões para que haja a representação exata da geométrica e eventos fluidodinâmicos daquela região. No estudo do escoamento de fluídos é necessário o conhecimento prévio aproximado de onde estão essas regiões de turbulência e de camada limite, garantindo maior confiabilidade à simulação.

4.9 Softwares utilizados

4.9.1 XFLR5

O XFLR5 é uma ferramenta de análise para aerofólios, asas e aviões operando em números de Reynolds baixos. Possui recursos de design e análise de asa baseados na Teoria da Linha de Vida, no Método de Malha de Vórtice e em um Método de Pannel 3D. É uma ferramenta gratuita utilizada principalmente por estudantes de aeronáutica e participantes da competição SAE de aerodesign.

4.9.2 SolidWorks

O SolidWorks é uma ferramenta CAD 3D, desenvolvido pela *Dassault Systèmes SolidWorks Corp*, é a ferramenta de desenho utilizada nas maiores escolas de engenharia do Brasil. No SolidWorks é possível gerar complexas configurações tridimensionais a partir de desenhos bidimensionais simples, além de permitir importação de perfis externos, como perfis aerodinâmicos. Ainda na ferramenta é possível modelar, montar e exportar a geometria em formatos padrões aceitos por outros softwares.

4.9.3 Ansys

O Ansys é o software de simulação, conhecido por seus recursos avançados de modelagem física e precisão, líder do setor. Possui recursos para simular todas as áreas da física, sendo aqui utilizado o CFD (dinâmica dos fluidos computacional). A ferramenta Ansys Fluent, segundo (FLUENT, 2013), é a ferramenta de simulação fluído dinâmica mais precisa e utilizada por engenheiros de todo o mundo. A partir dela é possível simular escoamentos sobre superfícies tridimensionais em diferentes modelos de escoamento. Também possui os pré-processamento e pós-processamento mais completo do mercado.

5 METODOLOGIA

A metodologia de simulação numérica computacional adotada consiste em uma sequência lógica, desde a preparação da geometria e construção do modelo CFD à validação dos dados. Aqui será descrita a metodologia computacional utilizada para a análise e caracterização das asas e também a validação dos valores obtidos, comparando-os aos valores teóricos aproximados.

5.1 Geometria e design de perfil

A geometria imputada pelo projeto conceitual da equipe Zeus não deverá ser modificada, seguindo os critérios da competição, no entanto será realizada uma análise prévia utilizando o software XRLF5 para definir dois perfis a serem estudados. O desenho do protótipo das superfícies de sustentação será feito através do software SolidWorks e exportado no formato aceito pelo ANSYS (.IGS). A figura 5.1 mostra um dos detalhes necessários no desenho para um *meshing* equivalente a geometria exata, as linhas de contorno delimitando início e fim dos perfis da asa. A asa possui 1,16m² de área e 2,32m de envergadura, foram modelados dois modelos, um com o perfil Selig1223 e outro com o perfil ED2.

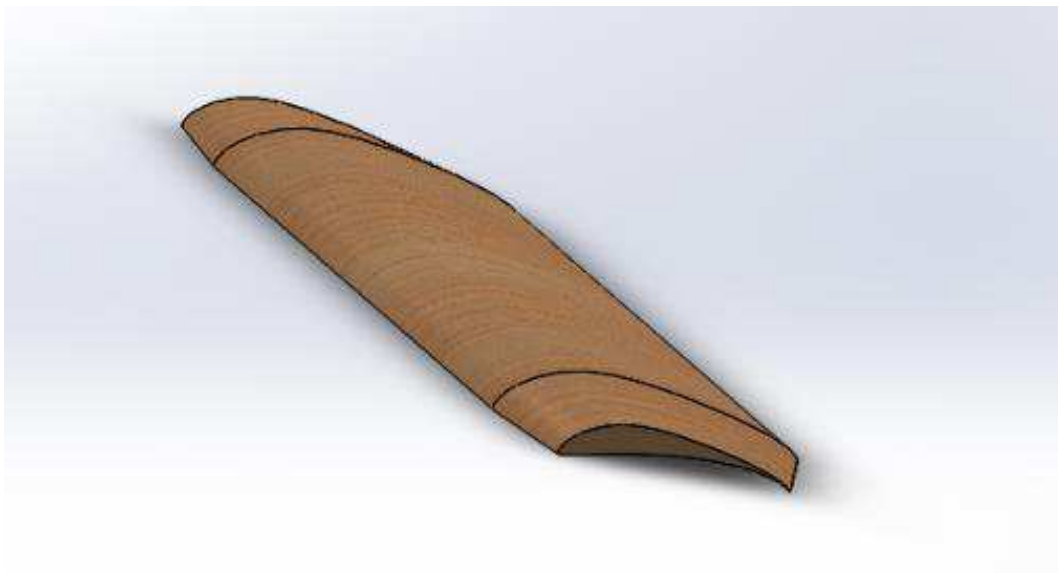


Figura 5.1 – Asa da aeronave desenhada utilizando o perfil ED2 (Fonte: Autor)

5.2 Malha Numérica

A malha gerada pode ser um fator crucial na obtenção de resultados coerentes, logo será realizado o refino nas regiões cisalhantes, de contato e contornos. Ao gerar a malha no padrão predefinido pelo programa, observou-se falhas nos cantos e curvas da asa, sendo visivelmente necessário o tratamento da mesma. Na malha utilizada para as simulações os elementos são configurados de ordem quadrática, a relevância por proximidade e curvatura, além da aplicação de *sizing* nas arestas da asa com tamanho de 1 mm. Obteve-se uma malha de 5649336 nós e 4155337 elementos. Pela ferramenta de medição de qualidade de malha do próprio software (que vai de 0 a 1, sendo 1 excelente), a qualidade de 5% dos elementos estão acima de 0.8, 70% acima de 0.85 e 25% acima de 0.95. Apresentando um *Aspect Ratio* de 1.2. A figura 5.2 trás o detalhamento dos bordos da asa após o refino e a figura 5.3 os detalhes de *smoothing* de elementos ao redor da asa, região cisalhante com o fluido.

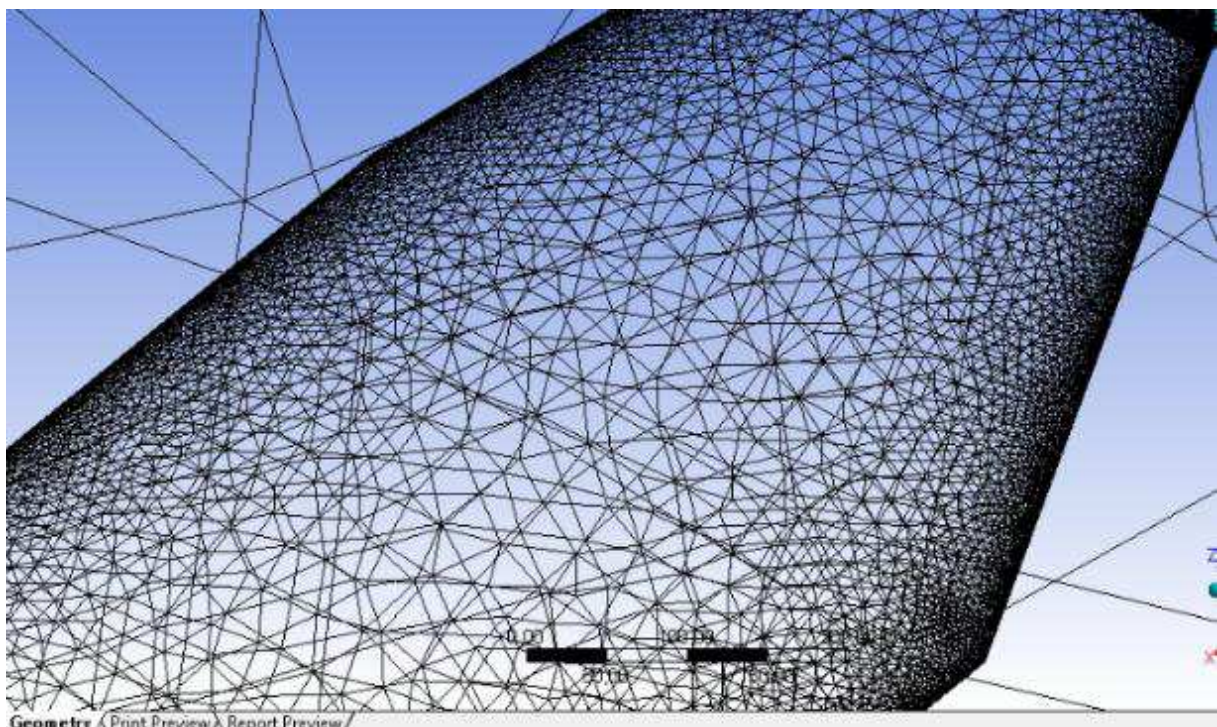


Figura 5.2 – Detalhamento dos elementos na borda da asa (Fonte: Autor)

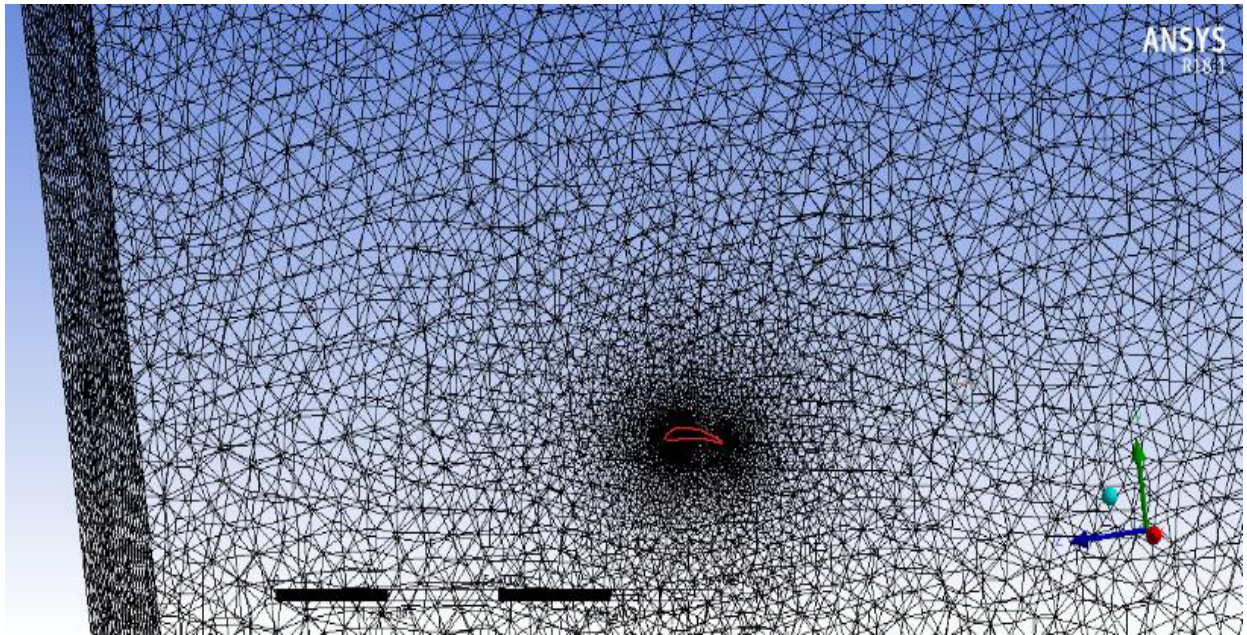


Figura 5.3 – Malha ao redor da corda da asa (Fonte: Autor)

5.3 Volume de controle e preparação para simulação (Design Modeler)

Após a modelagem do sólido no SolidWorks, ainda é necessário passar por uma verificação de geometria pelo software do Ansys, utilizando o *Design Modeler* foi verificado a união dos sólidos em um único corpo. Utilizando a ferramenta *enclouse* o volume de controle foi gerado, cerca de vinte e cinco vezes a corda de perfil de acordo com Aguirre (2009), para frente e lados e o dobro para trás da asa. Por fim subtraiu-se o corpo do volume de controle e nomeou-se as saídas. As figuras 5.4 e 5.5 mostram respectivamente as ferramentas utilizadas e o volume de controle.

As condições de contorno utilizadas foram:

- ✓ Inlet – Entrada de velocidade
- ✓ Outlet – Saída de pressão
- ✓ Wall – Laterais, topo e chão.
- ✓ Wing – Superfície do corpo estudado

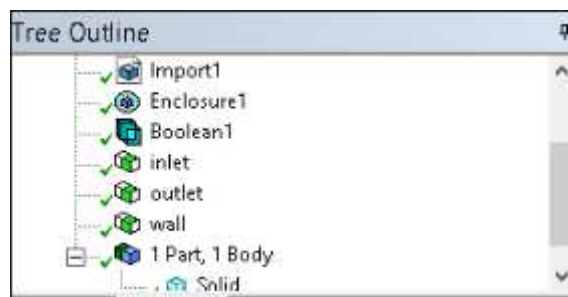


Figura 5.4 – Recursos utilizados no DesignModeler (Fonte: Autor)

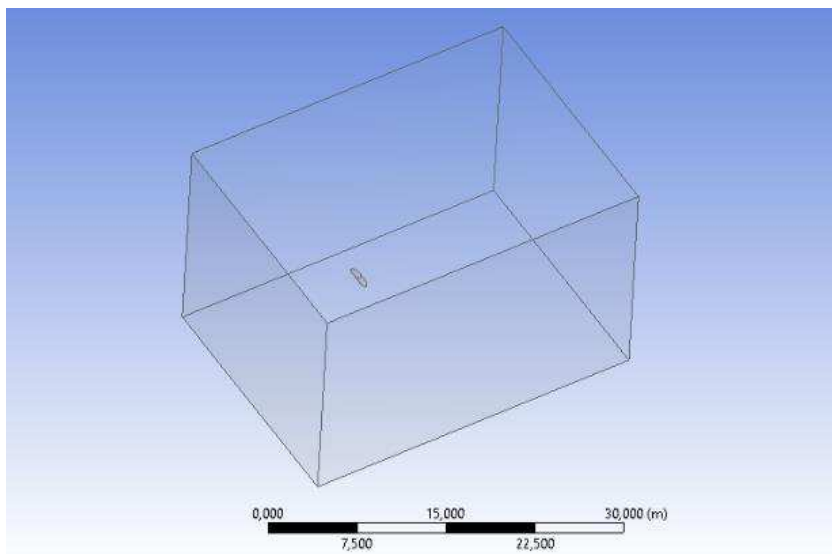


Figura 5.5 – Volume de controle (Fonte: Autor)

5.4 Solução e modelo de turbulência (Setup)

O setup é o momento da simulação em que são aplicadas as equações de discretização e solução. Foram definidas as condições iniciais de pressão e viscosidade padrão e o modelo de turbulência determinado como *K-epsilon model realizable standard wall functions*. E a velocidade adotada na inlet foi a velocidade média estabelecida previamente de 10 m/s , conforme figura 5.6. O tempo proposto para a primeira simulação foi de seis horas (250 interações) devido a disponibilidade do hardware, no entanto pode-se observar na figura 5.7 que atingiu-se a convergência em 125 interações. Para os próximos ângulos de ataque utilizou-se o critério de convergência de 1×10^{-3} representando uma variação de 1×10^{-5} nos coeficientes aerodinâmicos. O hardware utilizado foi um i5 3,6Ghz com 8G de RAM e GPU de 2G.

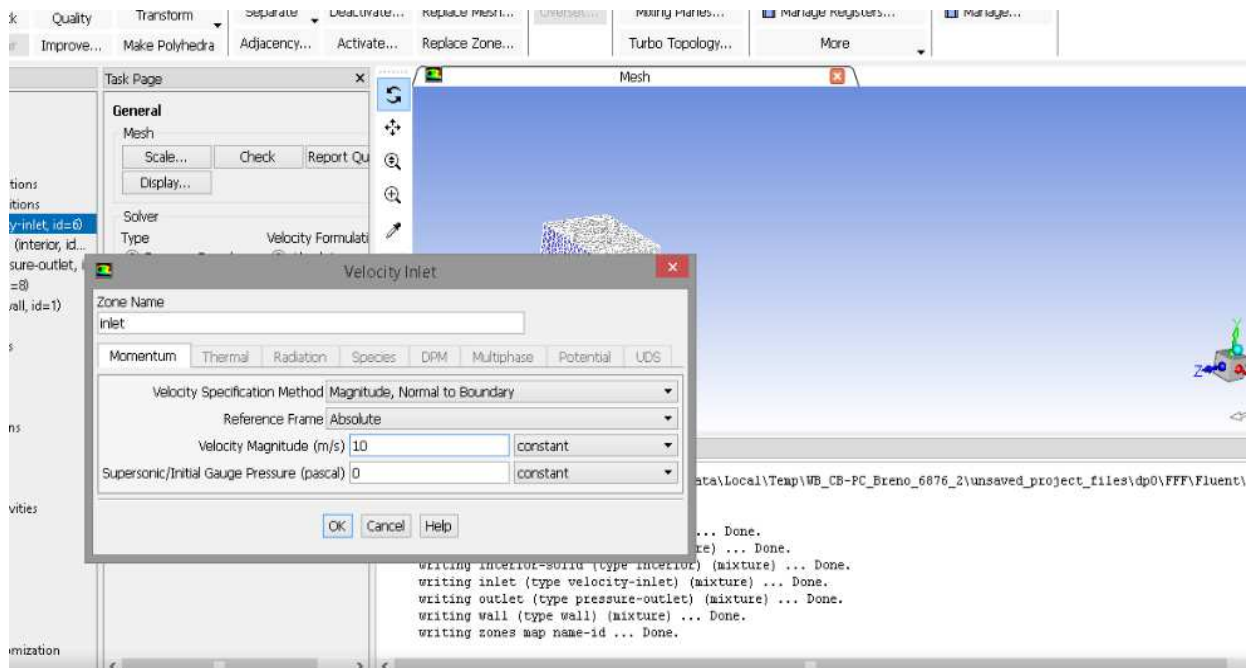


Figura 5.6 – Tela de implementação das condições de contorno (Fonte: Autor)

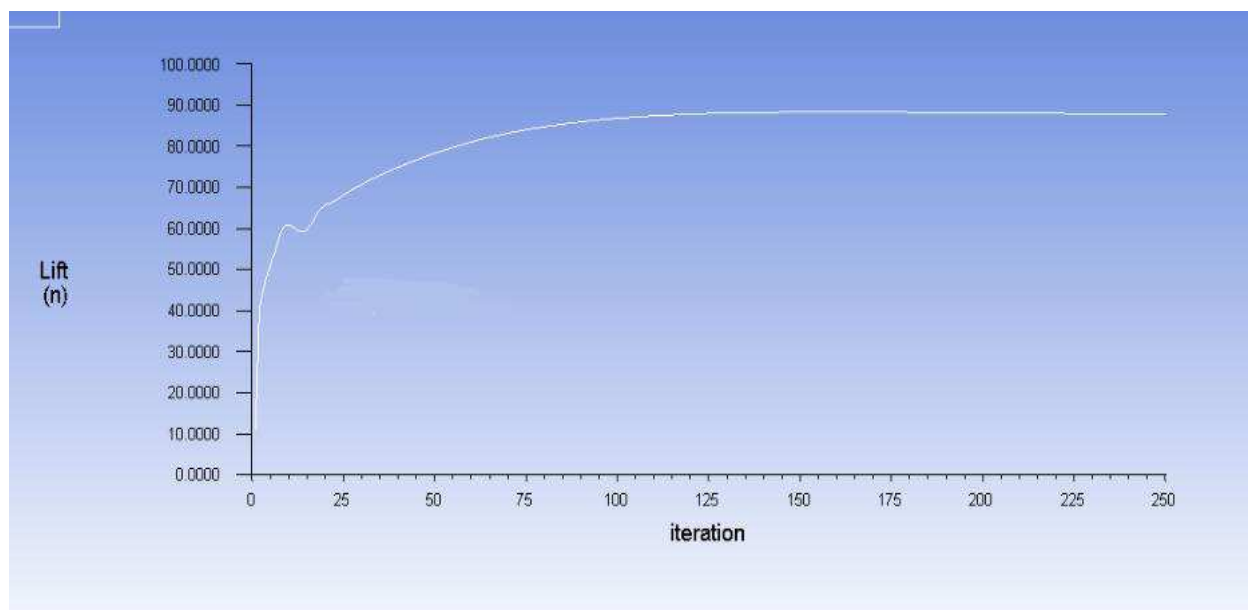


Figura 5.7 – Convergência na 125ª interação (Fonte: Autor)

5.5 Resultados

5.5.1 Dados obtidos

Após o fim das simulações, transformou-se os dados brutos (Forças de sustentação e arrasto) em coeficientes aerodinâmicos através das equações descritas no item 4.6. Obtendo os valores da tabela 1. O perfil ED2 criado pela equipe Zeus de Aerodesing apresentou um comportamento próximo ao do perfil comercial Selig1223, com resultados de sustentação melhores e não apresentou anormalidades.

Ângulo de ataque	Selig 1223		ED2	
	Cl	Cd	Cl	Cd
0	0,94	0,05	1,03	0,06
2	1,07	0,06	1,10	0,07
4	1,22	0,07	1,19	0,08
6	1,30	0,09	1,32	0,1
8	1,37	0,1	1,46	0,11
10	1,50	0,12	1,59	0,13
12	1,63	0,13	1,8	0,14
14	1,81	0,15	1,98	0,16
16	1,89	0,17	1,99	0,18

Tabela 1 – Dados de Cl e Cd obtidos após simulação no fluent

A figura 5.8 mostra a zona de baixa pressão formada acima da asa para que haja sustentação, sendo formada a partir do centro aerodinâmico do perfil da asa (cerca de 25% da corda) e a figura 5.9 ilustra os vórtices de ponta de asa criados a partir do efeito de *downwash* pela mudança de velocidade, comportamento esperado do escoamento formado atrás da asa.

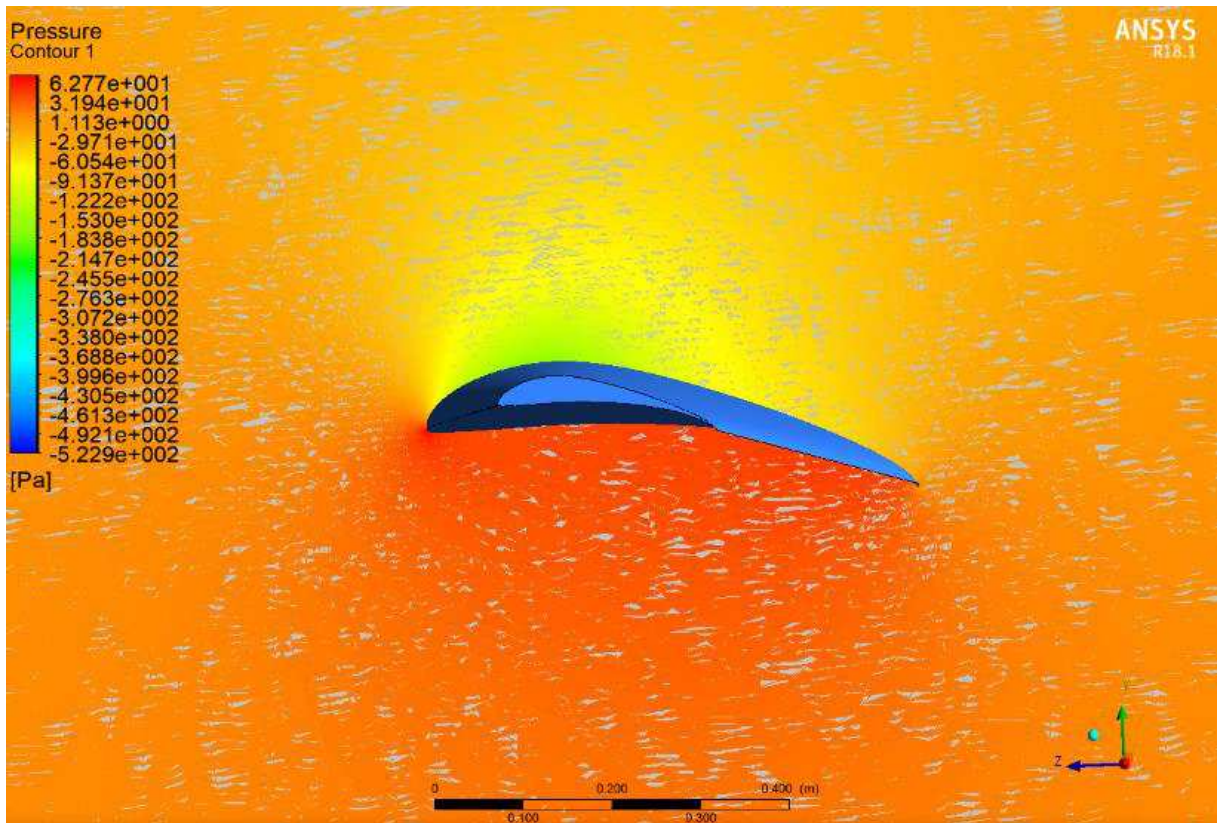


Figura 5.8 – Zona de pressão na asa (Fonte: Autor)

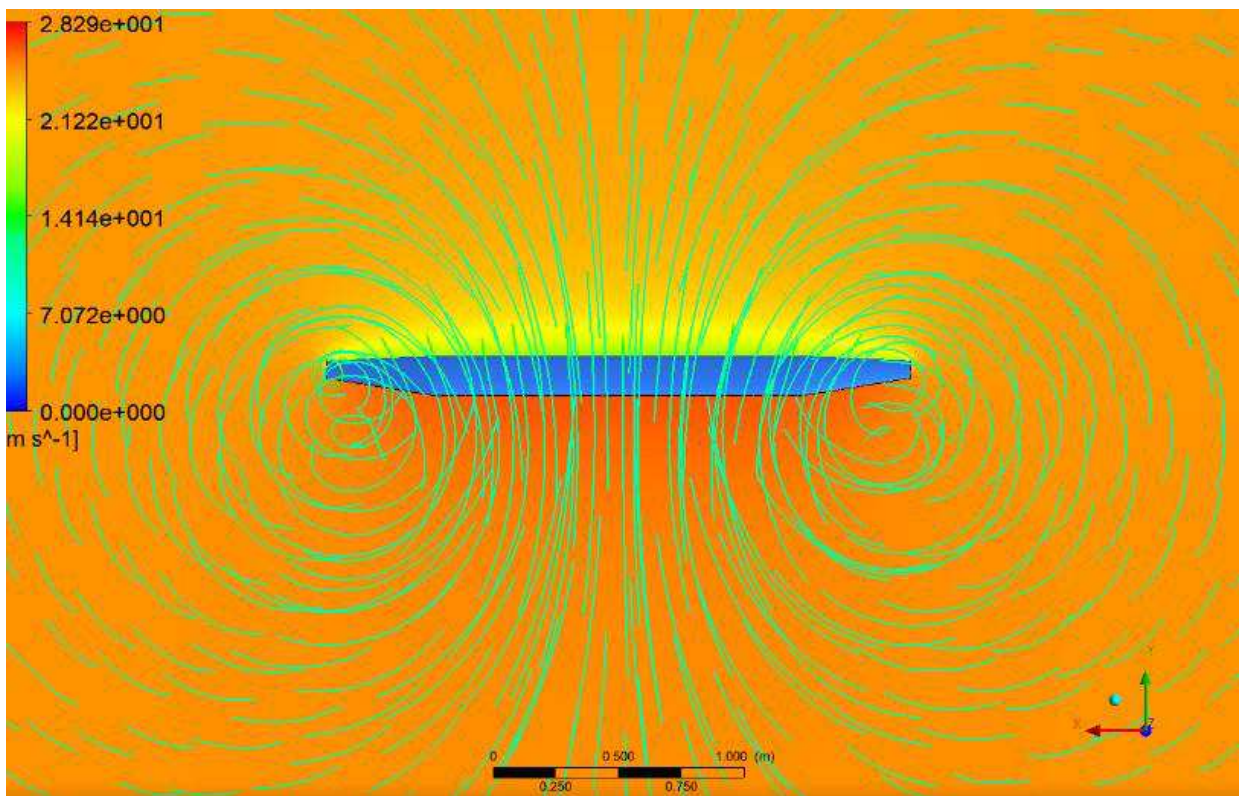


Figura 5.9 – Vórtices de ponta de asa (Fonte: Autor)

5.5.2 Comparação dos resultados

Tratou-se os dados do Ansys (CFD) e obteve-se a curva de C_l apresentada na figura 12, onde é comparada com a curva de C_l obtida na análise 3D do software XFLR5 (conforme figuras 5.10 e 5.11) e a curva de C_l obtida pelo método de correção do coeficiente de sustentação da asa a partir do coeficiente de sustentação do perfil, proposto por Anderson (1997).

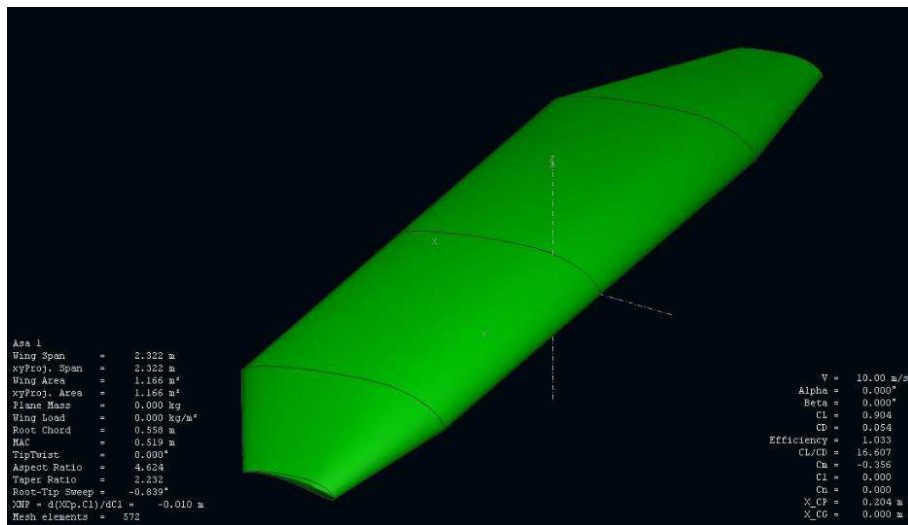


Figura 5.10 – Simulação da asa com o perfil Selig1223 no XFLR5 (Fonte: Autor)

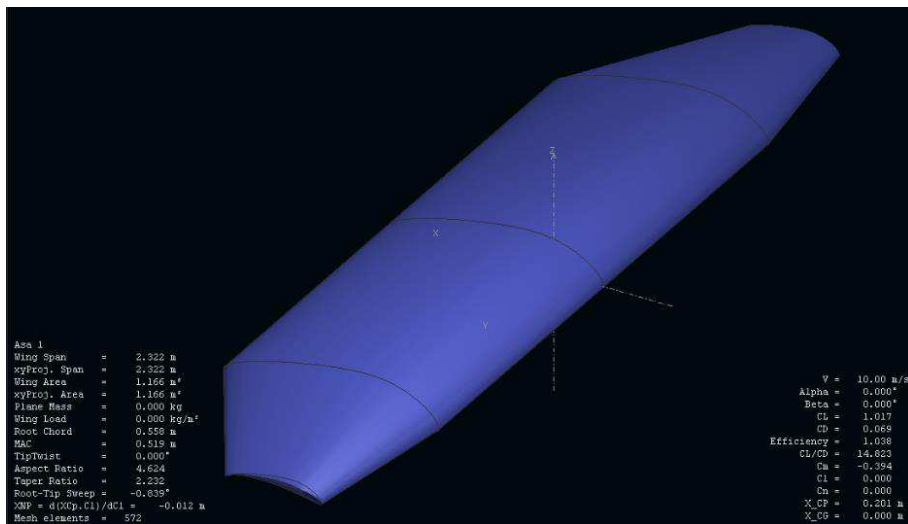


Figura 5.11 – Simulação da asa com o perfil ED2 no XFLR5 (Fonte: Autor)

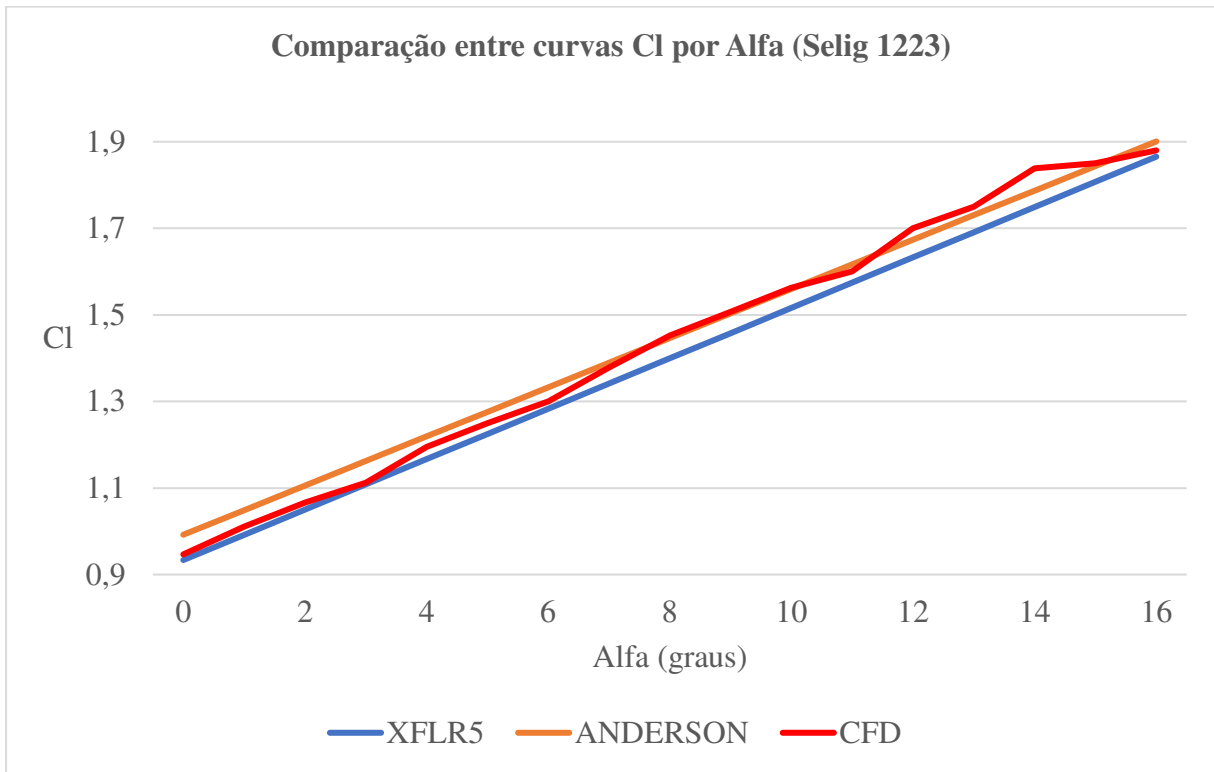


Figura 5.12 – Comparação da curva de Cl da Asa com perfil Selig 1223

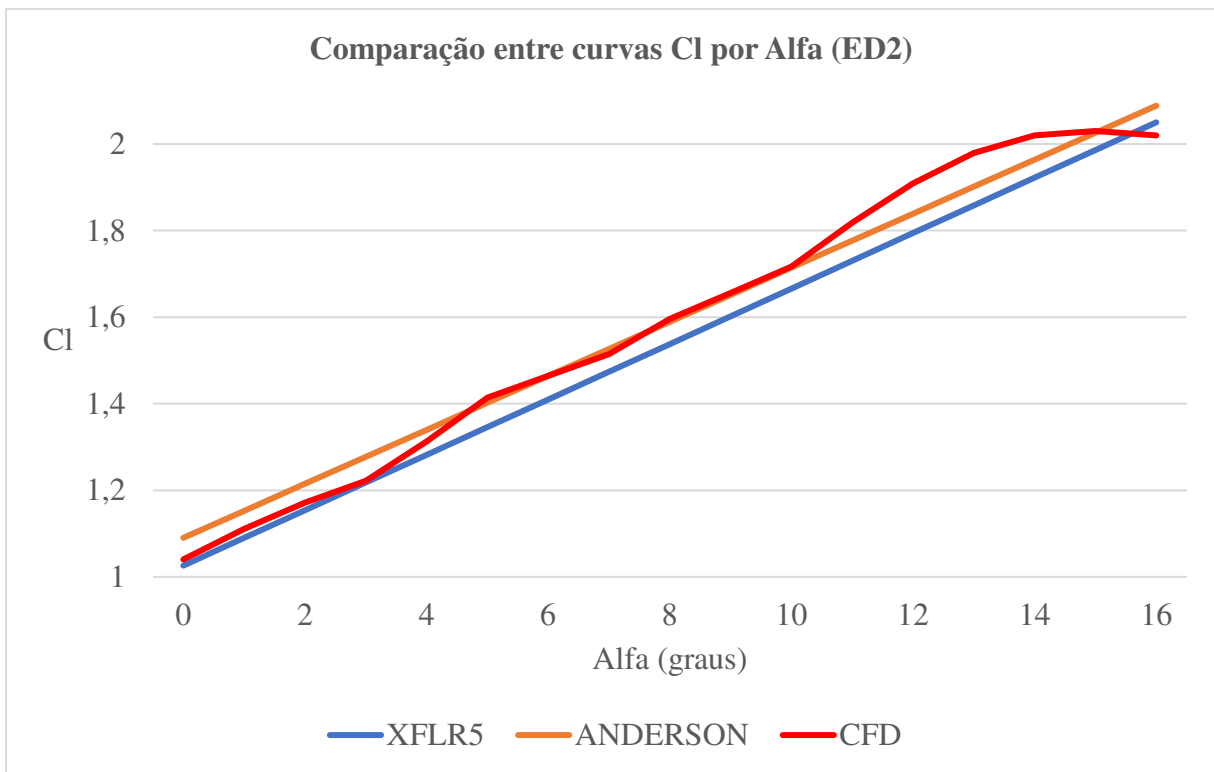


Figura 5.13 – Comparação da curva de Cl da Asa com perfil ED2

A partir dos dados apresentados nas figuras 5.12 e 5.13, verificou-se uma divergência média de 2% do método do CFD pelo Ansys Fluent em relação aos outros modelos, apresentou-se confiável e até mais realista devido aos fenômenos de escoamento identificados na solução, de acordo com figuras 5.9 e 5.14.

No entanto, os coeficientes de momento obtidos através do CFD para os perfis Selig 1223 e ED2 foram respectivamente 0,31 e 0,33 e pelo XFLR5 obteve-se os valores 0,35 e 0,37, apresentando divergências de 12% e 11%.

5.6 Fenômenos indesejados identificados

Durante a fase de resultados, pode-se observar o comportamento do escoamento em toda a asa, destacando-se a ponta de asa por ser a região onde o fluido busca adentrar a zona de baixa pressão da asa, criando os vórtices de ponta de asa que são geradores de arrasto, mas consequência da sustentação. Como mostra a figura 5.14, devido a geometria da asa utilizada pela equipe Zeus, estes vórtices são formados ainda próximos do bordo de ataque da asa, causando a circularização do fluido de volta para cima da mesma, o que reduz a sustentação na ponta da asa.

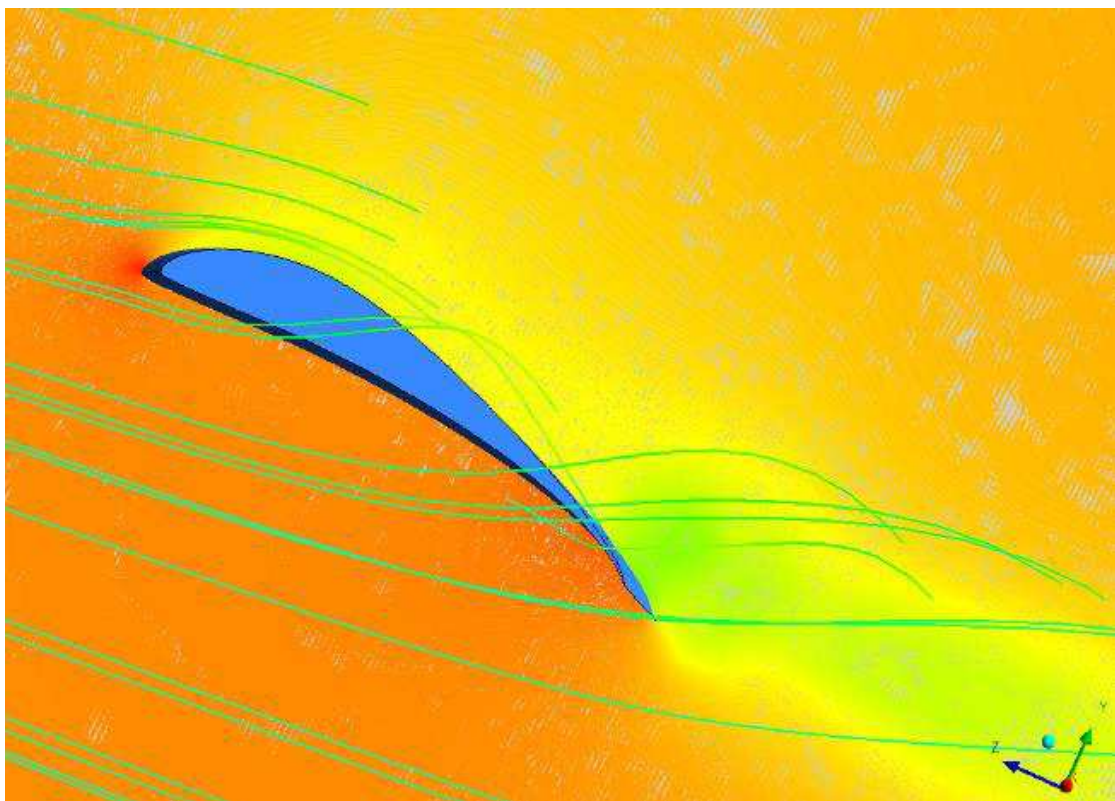


Figura 5.14 – Escoamento na ponta de asa (Fonte: Autor)

A proposta para atenuar esse fenômeno foi a utilização de *endplates*, diminuindo a envergadura da asa em 1cm e utilizando duas placas elípticas de 0,5cm do tamanho dos primeiros vórtices de cada lado da asa. A figura 5.15 mostra a nova geometria de asa proposta.

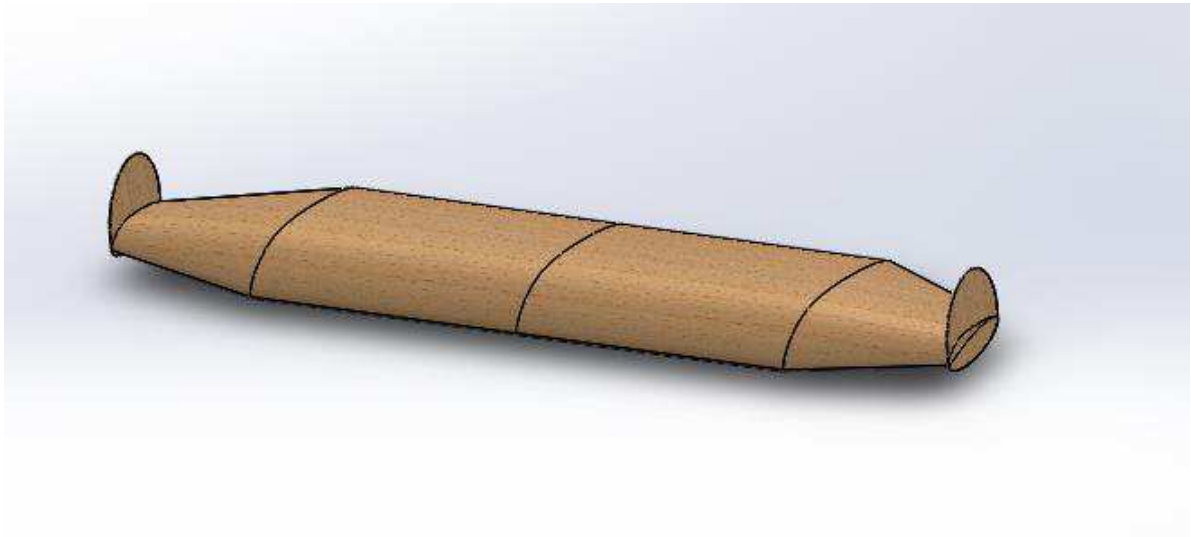


Figura 5.15 – Nova geometria de asa (Fonte: Autor)

Após novas simulações, verificou-se que o fenômeno havia sido solucionado através dos *endplates*, conforme figuras 5.16 e 5.17. Também houve um aumento de 1% nos valores de sustentação e redução de 2,5% no arrasto. Concedendo aumento de 225 gramas MTOW para a aeronave. Devido não ser possível simular dispositivos de ponta de asa no XRFL5 ou calcular de forma analítica suas características, a figura 5.18 mostra somente a nova sustentação da asa com *endplates* obtida pelo Ansys Fluent.

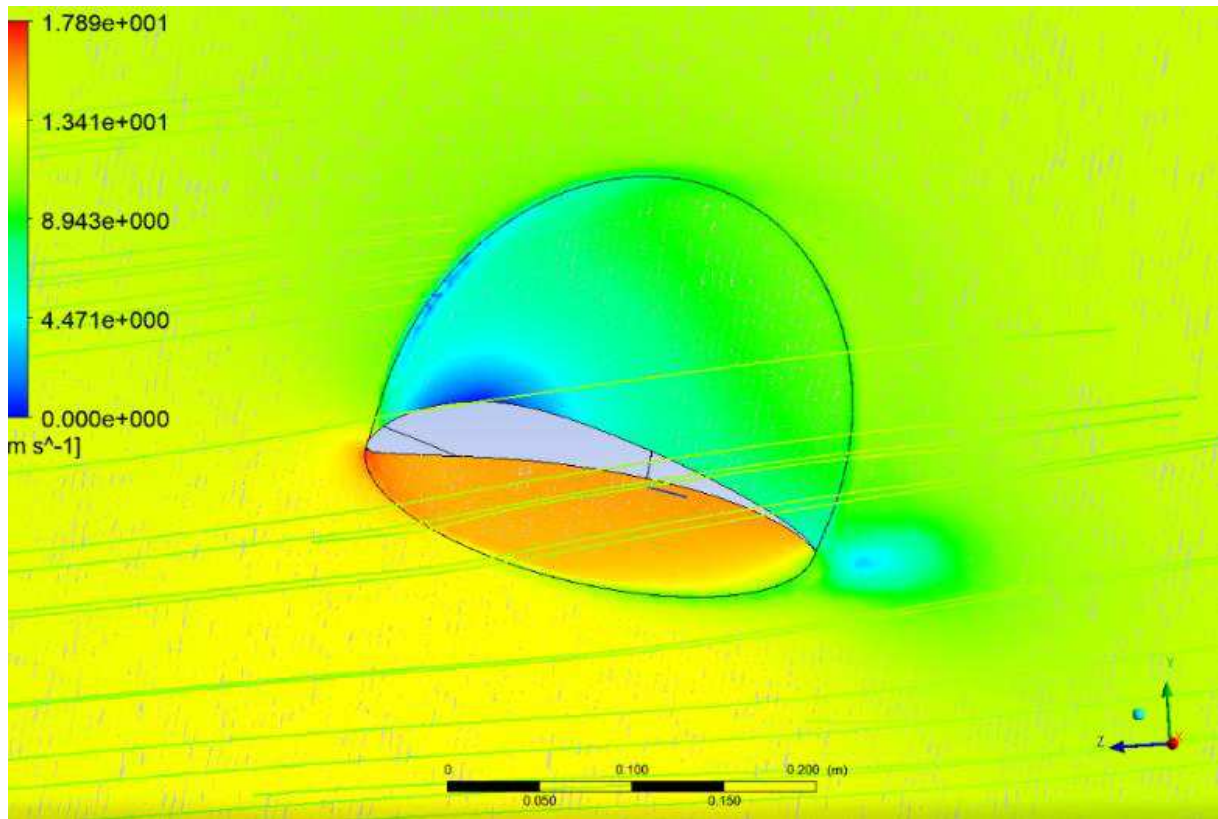


Figura 5.16 – Escoamento na ponta de asa com nova geometria (Fonte: Autor)

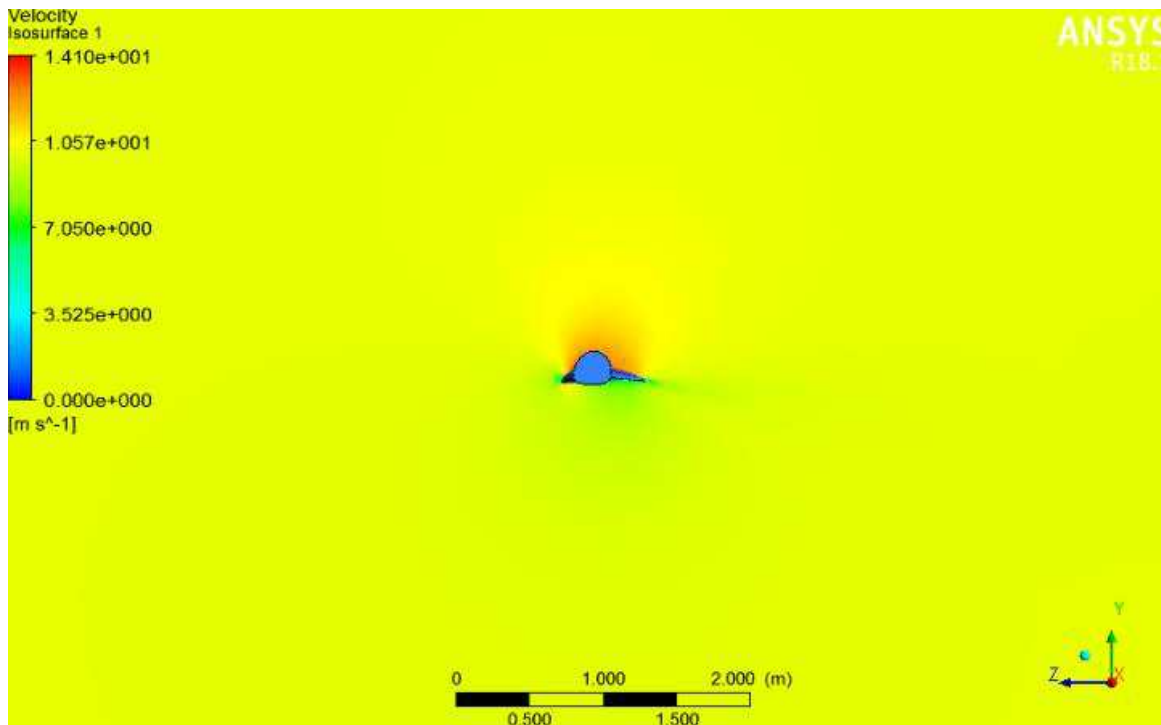


Figura 5.17 – Zona de velocidade na asa com *endplates* (Fonte: Autor)

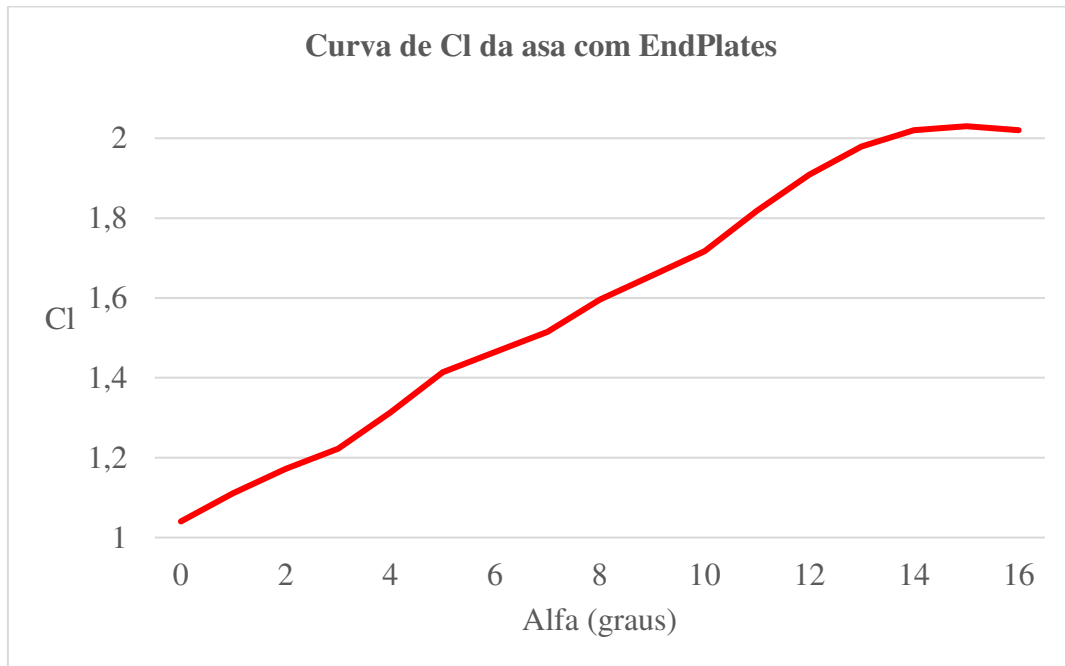


Figura 5.18 – Curva de Cl da Asa com o perfil ED2 e *endplates*

Em síntese, após a caracterização das diferentes geometrias, a asa com o perfil ED2 e *endplates* mostrou-se a mais competitiva devido a maior sustentação e eficiência.

6 CONCLUSÃO

Ao decorrer do trabalho foi possível determinar pontos essenciais para uma simulação coerente, desde a forma de desenhar a geometria que deverá ser simulada, até a escolha de modelo de turbulência adequada. O método mostrou-se fiel na caracterização da sustentação e arrasto da geometria, porém não tão assertivo no cálculo dos momentos aerodinâmicos.

Pela análise, o perfil ED2, criado pela equipe, demonstrou-se eficiente e seguro de ser utilizado na asa da aeronave, proporcionando maior sustentação que o perfil comercial Selig 1223. O ponto de estol da asa (antes estimado aos 15 graus) pôde ser observado entre 15 e 16 graus e o comportamento do escoamento sobre toda a asa foi caracterizado.

Através desse projeto foi possível implementar a fluidodinâmica computacional no projeto especial Zeus Aerodesign. Um método de análise e caracterização que provou-se confiável através de comparação com softwares mais tradicionais (amplamente utilizados, porém limitados) e também com a literatura. Pelo CFD foi possível descrever uma curva de C_l não linear e identificar fenômenos de escoamento que prejudicariam o projeto.

Os coeficientes utilizados nos cálculos de estabilidade e desempenho da aeronave 2019 foram obtidos através deste método, ano em que a equipe não contou com nenhum problema de estabilidade/aerodinâmico na aeronave e obteve o melhor desempenho em competição desde a sua criação.

Utilizando a metodologia proposta nesse trabalho é possível simular e projetar qualquer tipo de geometria, possibilitando o uso de diferentes configurações na asa, diedros e qualquer tipo de dispositivo de ponta de asa, recursos que tornam a aeronave competitiva.

7 REFERÊNCIAS

- AGUIRRE O. Jr, João Américo. E-book Modelagem de Escoamentos Turbulentos. ESSS. 2009
- ANDERSON, John D. Fundamentals of Aerodynamics. 5. ed. New York: Mcgrawhill, 2011. 1106 p.
- ANDERSON, J. D. Aircraft Performance and Design. 5ª ed. New York: McGrawHill. 1999.
- ANSYS, Inc. ANSYS Help Viewer. Version 16.0. SAS IP, Inc., 2015.
- CATALANO, P.; AMATO, M. An evaluation of RANS turbulence modelling for aerodynamic applications. Aerospace Science and Technology. v. 7, p. 493-509,2003.
- BARGSTEN, CLAYTON J. NASA Innovation in Aeronautics. NASA Headquarters, 2011
- BERLINER, DON (1997). Aviação: Alcançando o Céu . The Oliver Press, Inc. p. 128. ISBN 1-881508-33-1
- FERZIGER, J. H.; PERIĆ, M.. Computational methods for fluid dynamics. 3. ed. Berlin: Springer, 2002. 423 p.
- FLUENT, ANSYS. Release 15.0. Theory Guide, November, 2013.
- FOX, Robert W. et al. Introdução à mecânica dos fluidos. 7. ed. Rio de Janeiro: Ltc - Livros Técnicos e Científicos Editora Ltda, 2010. 710 p. Tradução de Ricardo Nicolau Nassar Koury.
- GUDMUDSON.S General Aviation Aircraft Design: Applied methods and Procedures. 1ed Oxford 2014
- MALALASEKERA, W., & Versteeg , H. K. (2007). An Introduction to Computational Fluid Dynamics (2ª ed., Vol. I). Harlow: Pearson Education Limited.
- OWEN, S.J., A survey of unstructured mesh generation technology, in: Proc. 7th Internat. Meshing Roundtable, Dearborn, MI, USA, October 1998.

RODRIGUES, Luiz Eduardo Miranda. J. Fundamentos da Engenharia Aeronáutica – Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign, Volume 1 – Princípios Fundamentais, Aerodinâmica, Propulsão e Análise de Desempenho. 1. ed rev. – Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de São Paulo, São Paulo, 2010.

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