

DIMENSIONAMENTO DA ASA E DESENVOLVIMENTO DE UM NOVO PERFIL PARA A COMPETIÇÃO SAE BRASIL AERODESIGN

Gabriel da Cruz Pereira Soares, soares.gab@outlook.com¹
Diego Miranda Correa, diegomcor2000@gmail.com²
José Augusto Pinheiro Junior, augustopinheirojr97@gmail.com³
Mateus Soares Souza, SouzaMateus.eng@gmail.com⁴
Ana Paula Mattos, anapmattos@ufpa.com⁵

Universidade Federal Do Pará - Guamá, Belém - Pa, 66075-110

Resumo. Todos os anos ocorre a competição SAE Brasil aerodesign, o torneio compreende em projetar e construir uma aeronave rádio controlada. Este artigo consiste em apresentar a metodologia utilizada pelos integrantes do subgrupo de aerodinâmica da equipe Uirapuru da UFPA para o desenvolvimento de um novo perfil, o qual seja mais viável e que apresentasse coeficientes aerodinâmicos, tais como: coeficiente de sustentação elevado, coeficiente de arrasto reduzido. Analisou-se também quatro tipos de configurações de asa, onde a forma, a envergadura e a corda variaram, buscando o resultado com melhor viabilidade, maior sustentação e menor arrasto. Utilizou-se os softwares XFLR5[®] e Ansys[®] nas análises. Mediante ao estudo, obteve-se os coeficientes aerodinâmicos dos perfis testados, a força resultante, além da distribuição de pressão e velocidade ao redor da asa dimensionada. O perfil ACMS 2030, desenvolvido pela subequipe de aerodinâmica, obteve os coeficientes de sustentação e arrasto levemente melhor que os perfis Selig 1223 e bastantes superiores ao Eppler 423, além disso, a eficiência aerodinâmica mostrou-se muito superior aos outros perfis analisados, chegando a ser cerca de 27% mais eficiente que o perfil Eppler 423.

Palavras chave: Asa, Aerofólio, Arrasto, Sustentação, aeronave.

Abstract. Every year the SAE Brasil aerodesign competition takes place, the tournament includes designing and building a radio controlled aircraft. This article consists of presenting the methodology used by the members of the aerodynamics subgroup of the UFPA Uirapuru team to develop a new airfoil, which is more viable and which has aerodynamic coefficients, such as: high lift coefficient, reduced drag coefficient. Four types of wing configurations were also analyzed, in which the shape, the wingspan and the rope varied, seeking the result with better viability, greater support and less drag. The XFLR5[®] and Ansys[®] software were used in the analyzes. Through the study, the aerodynamic coefficients of the tested airfoils were obtained, the resulting force, in addition to the pressure and velocity distribution around the dimensioned wing. The ACMS 2030 airfoil, developed by the aerodynamics sub-team, obtained the support and drag coefficients slightly better than the Selig 1223 airfoils and quite superior to the Eppler 423, in addition, the aerodynamic efficiency proved to be much higher than the other analyzed airfoils, reaching be about 27% more efficient than the Eppler 423 airfoil.

Keywords: Wing, Airfoil, Drag, Support, aircraft

1. INTRODUÇÃO

A competição SAE Brasil Aerodesign, para estudantes de engenharia, tem o intuito de difundir conceitos da Engenharia Aeronáutica por meio de aplicações práticas. O projeto é multidisciplinar, e os alunos aplicam conhecimentos diversos desde mecânica dos fluidos, resistência dos materiais e otimização. O projeto e construção de um aeromodelo é um desafio para as equipes envolvidas na competição SAE Aerodesign a qual compreende de três categorias: *Advanced*, Regular e Micro.

Projetar uma aeronave consiste em levantar dados dos aerofólios, determinar as geometrias dos componentes principais como asa e o sistema empennagens, estimar o peso da aeronave para que atender os parâmetros legais da competição. Além de realizar simulações computacionais e /ou experimentais em túneis de vento. A seleção de materiais adequados é essencial para resistir as forças aerodinâmicas durante o voo.

A estimativa inicial de alguns parâmetros pode ser uma das soluções em que a equipe do projeto deve se basear, ou seja, utilizar referências de projetos anteriores que tiveram sucesso em traçar o curso do projeto atual (FLORES, 2017).

O estudo aerodinâmico é fundamental para o pleno conhecimento do avião, além de estimular o surgimento de novas ideias, tal como o desenvolvimento de um novo aerofólio, diferente dos outros que já estão disponíveis nos portais aeroespaciais (ANDERSON, 2015).

Neste artigo optou-se pela metodologia descrita em diversos trabalhos a respeito do projeto conceitual de aeronave, ou seja, inserindo uma filosofia de construção que visa simular o processo real de construção de um avião. O projeto aerodinâmico inicial é baseado em um processo conceitual de dimensionamento de asas, com ajuda de *softwares* como XFRL5[®], Ansys[®] e Excel[®] para processar e verificar os dados obtidos. Nesses *softwares*, analisa-se a asa escolhida de forma que a mesma forneça a força de elevação mais significativa, o menor arrasto, a maior estabilidade, controle e que proporcione uma construção sem risco de falhas.

Mediante ao exposto, o presente artigo visa apresentar o dimensionamento da asa que proporcione o menor coeficiente de arrasto e alto coeficiente de sustentação, melhorando significativamente a performance e desempenho da aeronave.

2. METODOLOGIA

A partir de dados da literatura e dos autores e com o auxílio do *software* XFRL5[®], estudou e simulou-se os aerofólios que poderiam ser usados na asa. Analisou-se, também, as configurações de asas possíveis, avaliando-se aquelas que apresentariam melhor desempenho, para finalmente definir geometria de asa que será aplicada.

A Figura 1 apresenta um fluxograma da metodologia descrita, abordando as principais etapas realizadas.

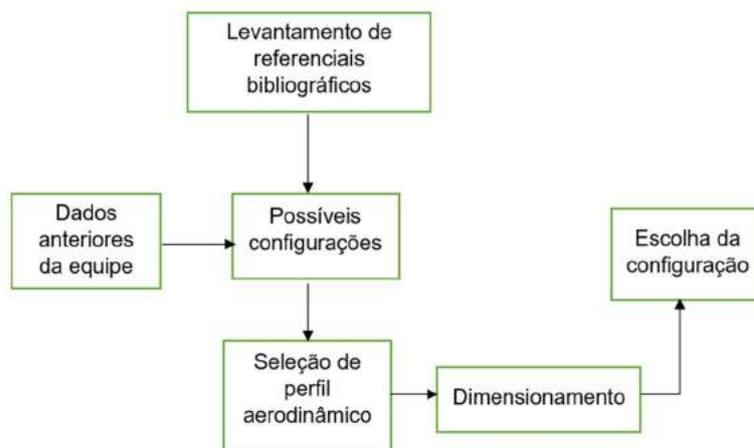


Figura 1: Fluxograma do projeto.

2.1. Desenvolvimento de um novo perfil

O perfil já estudado e utilizado anteriormente é o SELIG 1223 (Figura 2), o qual apresenta uma facilidade de quebra ao longo do bordo de fuga. A explicação mais aceita condiz com a espessura do perfil nessa região, a qual de fato pode ser analisada a olho nu como muito pequena quando comparada com o restante do perfil.

No intuito de sanar esse problema e aumentar a performance de voo, procurou-se empregar a técnica de interpolação entre perfis já existentes. Criou-se o aerofólio por intermédio do processo de interpolação; função disponível no *software* XFRL5[®], a qual consistiu na seleção dos dois perfis mais empregados na competição, SELIG 1223 e EPPLER 423 (Figura 3). Utilizou-se uma interpolação de 50% do aerofólio EPPLER 423 e 50% do aerofólio SELIG 1223, resultando no perfil final.

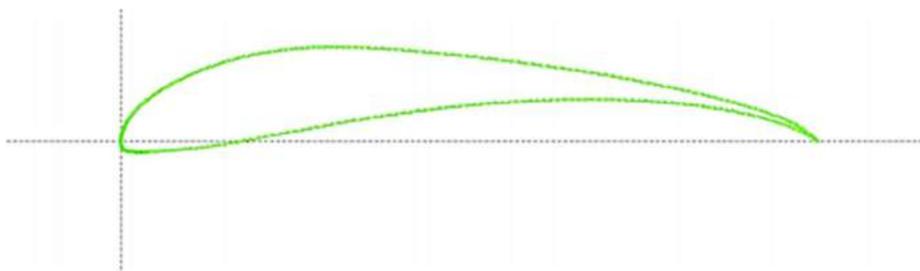


Figura 2: Perfil S1223.

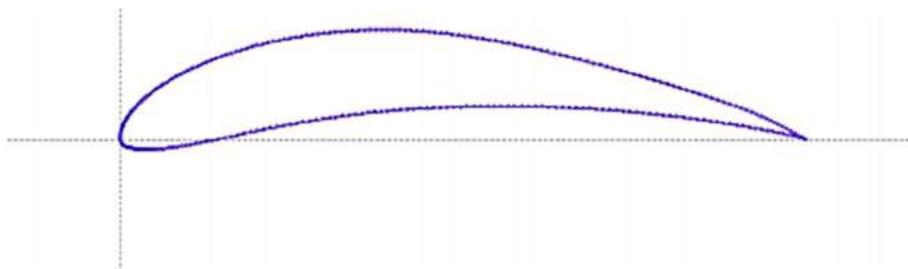


Figura 3: Perfil E423.

Mediante as análises e baseando-se em estudos prévios, obteve-se um terceiro perfil a partir dos dois anteriormente mencionados (EPPLER 423 e SELIG 1223), a fim de viabilizar sua fabricação e manter uma eficiência próxima ou superior ao do SELIG 1223.

2.2. Análise em CFD

Realizou-se a análise em CFD das asas utilizando o *software Fluent*®, utilizou-se, também, o número de Reynolds igual a 300000. Desse modo foram simuladas as asas do avião, onde pode-se obter os dados necessários como os coeficientes, as forças de sustentação, o arrasto da asa, além da distribuição de pressão e de velocidade ao redor da mesma. Desenhou-se a asa com o auxílio do *software Design Modeler*®, almejou-se pela condição de contorno que mais se adequa a condição de voo do avião, verificando-se a densidade do ar em São José dos Campos, a velocidade do escoamento e o número de Reynolds.

2.3. Dimensionamento da asa

Após a avaliação do aerofólio, dimensionou-se a asa visando a configuração que maximizasse a sustentação e a eficiência aerodinâmica e ao mesmo tempo minimizasse o arrasto e o arrasto induzido. No intuito de reduzir a formação de vórtices em torno da ponta da asa, há a necessidade de realizar alterações no formato da mesma, para que esta se aproxime mais do formato elíptico. Uma vez que a distribuição elíptica proporciona o menor arrasto induzido possível para um dado alongamento e uma maior sustentação em relação ao ângulo de ataque. Porém, apesar das vantagens de desempenho, a asa possui uma forte desvantagem construtiva, além disso, por todas as sessões apresentarem o mesmo coeficiente de sustentação (Cl) que é igual ao CL da asa, teoricamente, a asa estola por completo em um mesmo ângulo de ataque, causando um estol mais abrupto, ocasionando a perda de controle lateral (ANDERSON, 2015).

Neste propósito, para melhorar o desempenho aerodinâmico, utilizou-se alguns artifícios geométricos como a asa trapezoidal, cone e proporção de aspecto. Portanto, com todo o projeto conceitual do aerofólio e suas configurações adotadas na forma geométrica da asa, avaliou-se quatro configurações, com variantes de afilamento, relação de aspecto, envergadura, corda, etc.

Em uma asa real, existem efeitos associados às extremidades das superfícies e influência mútua entre elas como o efeito *downwash*, onde os vórtices induzem velocidade para baixo ao longo da asa. Isto gera um ângulo de ataque local em cada seção de asa diferente do ângulo de ataque em relação ao escoamento não perturbado. Em uma asa infinita, o escoamento de ar ocorre somente do bordo de ataque para o bordo de fuga, paralelamente ao escoamento. Todavia, nas pontas da asa real, o ar flui diretamente do intradorso para o extradorso, por fora da superfície, devido a diferença de pressão, proporcionando a formação do arrasto induzido.

Optou-se por uma asa alta, não afilada ($\lambda = 1$), do tipo retangular para garantir simplificações na sua construção. O alongamento limita a razão de aspecto (AR), $6 \leq AR \leq 8$. No intuito que o momento fletor na raiz da asa não fosse muito alto, reduzindo o esforço estrutural e o peso. Assim, selecionou-se quatro configurações (Tabela 1) que atendessem aos requisitos e restrições de projeto com envergadura (b) de 2m.

Empregou-se o Método da Linha de Sustentação de Prandtl (LLT) no XFLR5®, o qual se estima a distribuição da sustentação sobre uma asa tridimensional com base em sua geometria.

Tabela 1: Parâmetros de entrada das asas catalogadas

Configuração da Asa	Corda Média (m)	Área da asa (m ²)	Razão de aspecto
1	0,30	0,60	6,66
2	0,31	0,62	6,45
3	0,32	0,64	6,25
4	0,33	0,66	6,06

Um parâmetro importante a se analisar é o coeficiente de arrasto induzido, já que o mesmo afeta consideravelmente o desempenho de voo do avião.

O coeficiente de arrasto induzido é mensurado a partir da Equação (1).

$$CD_i = \frac{CL^2}{\pi * e * RA} \quad (1)$$

Onde:

$$e = 1,78 * (1 - 0,045 * RA^{0,68}) - 0,68 \quad (2)$$

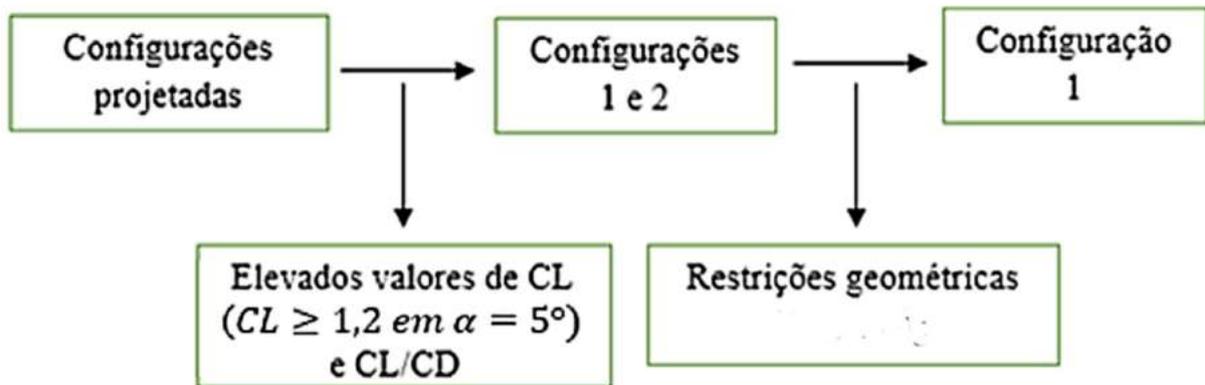


Figura 4: Seleção da asa.

3. ANÁLISE DE RESULTADOS

3.1 Perfil criado

A Figura 5 apresenta o perfil interpolado, é possível verificar que o perfil assume essa nomenclatura conforme específica a instituição regulamentadora – Perfil ACMS 2030 – que anteriormente era denominado de Perfil Uirapuru.

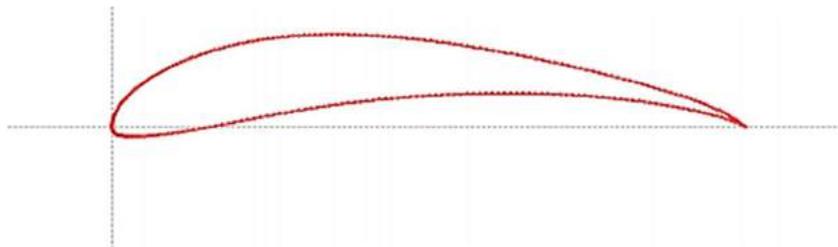


Figura 5: Perfil desenvolvido – ACMS 2030.

Na Figura 6, do lado esquerdo, o bordo de fuga do novo perfil, apresenta uma espessura maior, quando comparado somente com o perfil SELIG 1223, lado direito da Figura 5, o qual possui um afilamento mais tênue.

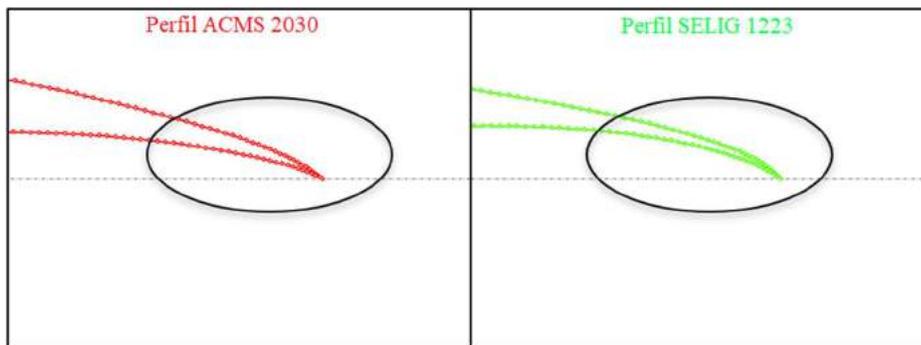


Figura 6: Destaque do bordo de fuga dos perfis ACMS 2030 e o Perfil Selig 1223.

Na Figura 6, os círculos em preto destacam o bordo de fuga dos perfis, apresentando a localização que mais pode ocasionar perdas de aerofólios no momento de fabricação da aeronave, por serem áreas extremamente finas. Cada perfil é cortado a laser e o seu custo é elevado para a equipe. Portanto, fica evidente que o emprego do Perfil SELIG 1223 pode beneficiar a equipe em propriedades aerodinâmicas, mas, ao mesmo tempo, traz certos empecilhos de construção. Portanto, elaborou-se um novo aerofólio, o ACMS 2030, o qual apresentou excelentes valores como o aumento de aproximadamente 17,0% na eficiência aerodinâmica em relação aos outros dois aerofólios analisados.

3.2. Resultados e Discussões da Análise Bidimensional computacional

Selecionou-se três aerofólios para serem analisados, sendo dois deles amplamente utilizados na competição, EPPLER 423, SELIG 1223 e o perfil ACSM 2030, o qual foi projetado. Diante disso, almejou-se um perfil que proporcionasse o coeficiente de sustentação máximo elevado, o coeficiente de arrasto reduzido, o coeficiente de momento predominantemente negativo e a eficiência aerodinâmica elevada.

A partir da Figura 7, observa-se que perfil ACSM 2030 (denominado de Perfil Uirapuru) possui uma sustentação superior ao SELIG 1223, em um ângulo de ataque (α) menor que zero. Entretanto, em angulações positivas, o novo perfil acaba sendo inferior ao SELIG 1223. Em contrapartida, o mesmo possui um coeficiente de sustentação ligeiramente melhor que o EPPLER 423 para $\alpha > 0$.

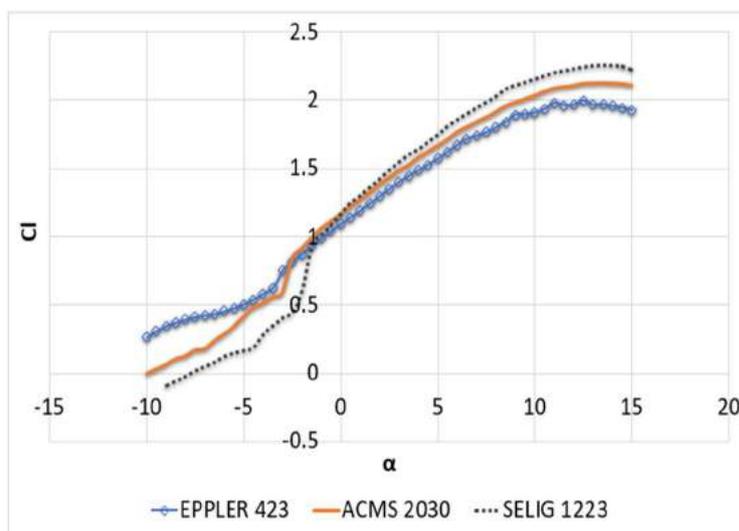


Figura 7: Coeficiente de Sustentação versus Ângulo de Ataque.

O Perfil ACSM 2030, em angulações negativas, possui desvantagens mínimas, se comparado com o EPPLER 423, mas possui coeficiente de arrasto inferior comparado com o SELIG 1223, favorecendo sua eficiência aerodinâmica. $\alpha > 0$, os três aerofólios possuem os coeficientes de arrasto próximos (Figura 8).

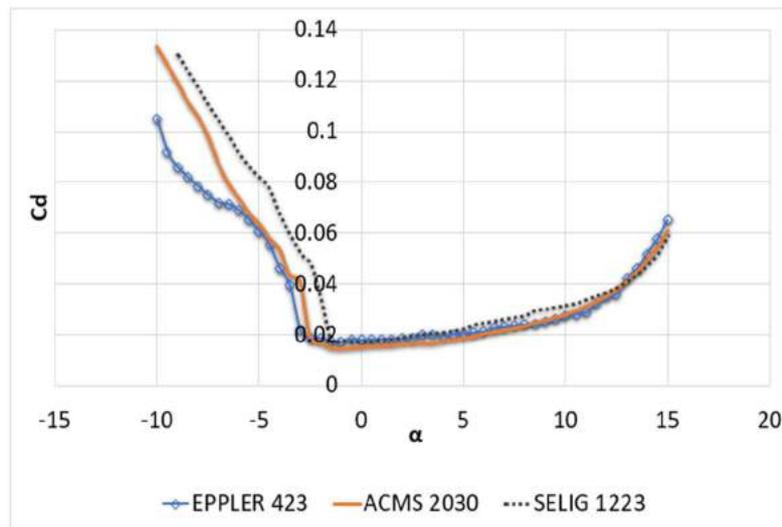


Figura 8: Coeficiente de Arrasto versus Ângulo de Ataque.

A respeito do coeficiente de momento, estes dados da Figura 9 são avaliados pela subequipe de estabilidade e controle, pois a análise é feita juntamente com os dados da empennagem. Contudo, é necessário ressaltar que o Aerofólio ACMS 2030 possui valores que proporcionam menores coeficientes de momento na faixa de 0° a 15° (se comparado com o EPPLER 423) e ligeiramente maior, se comparado com SELIG 1223.

Dessa forma, as análises realizadas no XFLR5[®] demonstram que entre os perfis EPPLER 423, SELIG 1223 e o ACMS 2030, em $\alpha > 0$, o EPPLER culmina sendo superior aos outros dois perfis, sendo uma diferença mínima se comparado com o ACMS 2030. Todavia, na faixa de $-2,5^\circ$ a 11° , o perfil ACMS 2030 totaliza gerando maior eficiência aerodinâmica com relação aos demais (Figura 10).

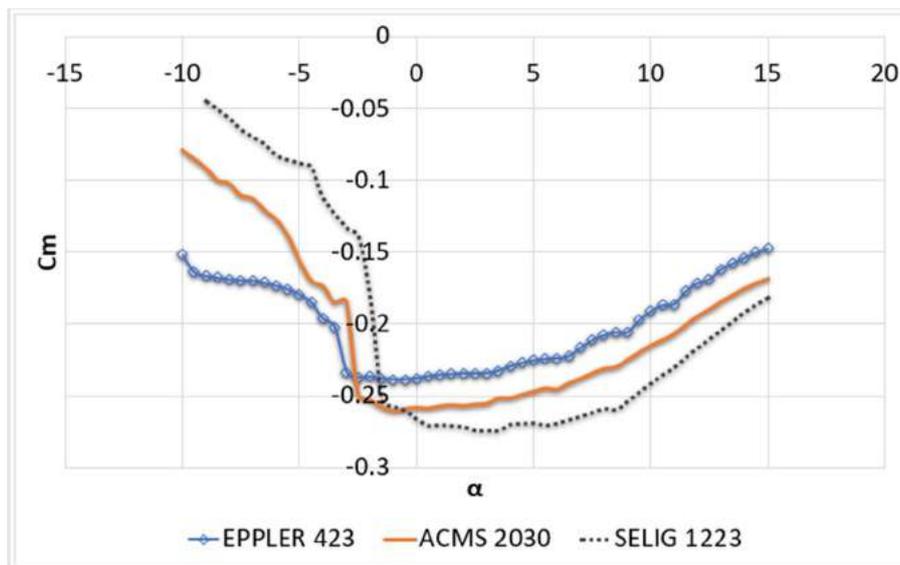


Figura 9: Coeficiente de Momento versus Ângulo de Ataque.

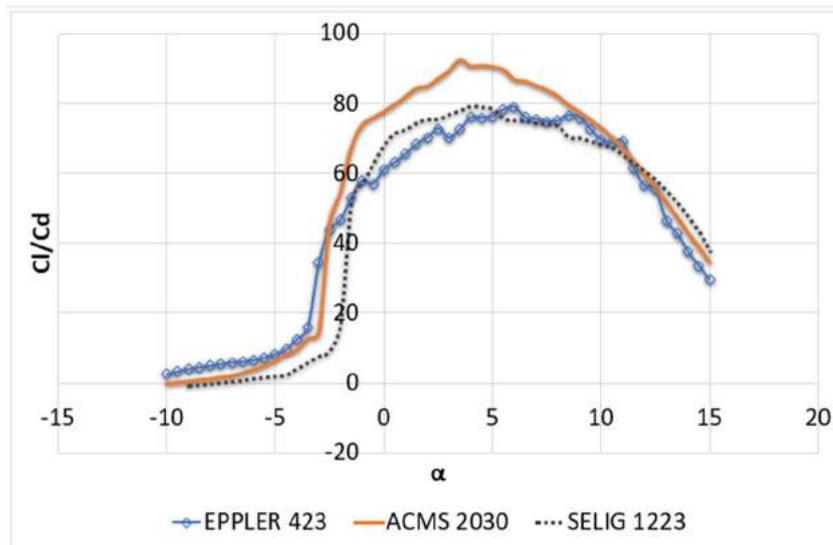


Figura 10: Eficiência Aerodinâmica versus Ângulo de Ataque

3.2. Definição da geometria da asa

A Figura 11 mostra a variação do coeficiente de sustentação com o ângulo de ataque, nesta fase do projeto aerodinâmico, onde é possível ver como a asa proporciona maior sustentação ao longo do voo em missão de cruzeiro ($CL \geq 1, 2$) e a Figura 12 mostra como o arrasto se comporta em cada configuração de corda. Selecionou-se duas possíveis configurações: 1 ($c=30\text{cm}$) e 2 ($c=31\text{cm}$).

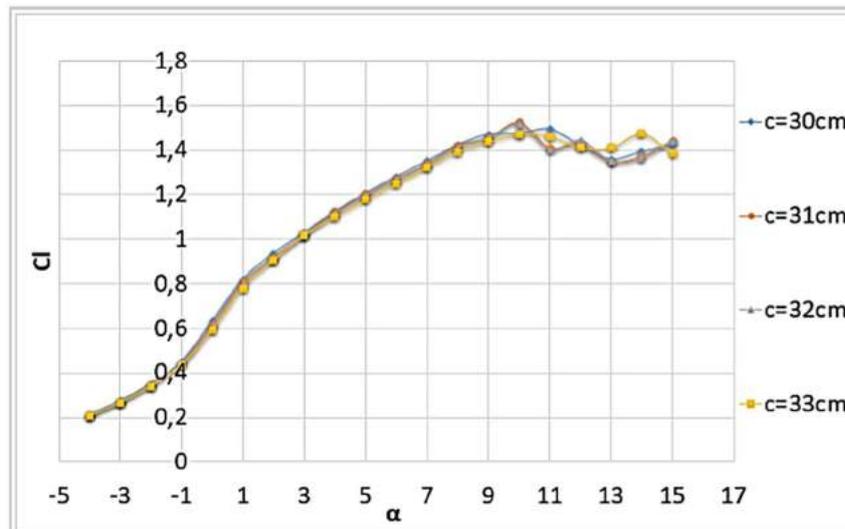


Figura 11: Coeficiente de sustentação versus Ângulo de Ataque.

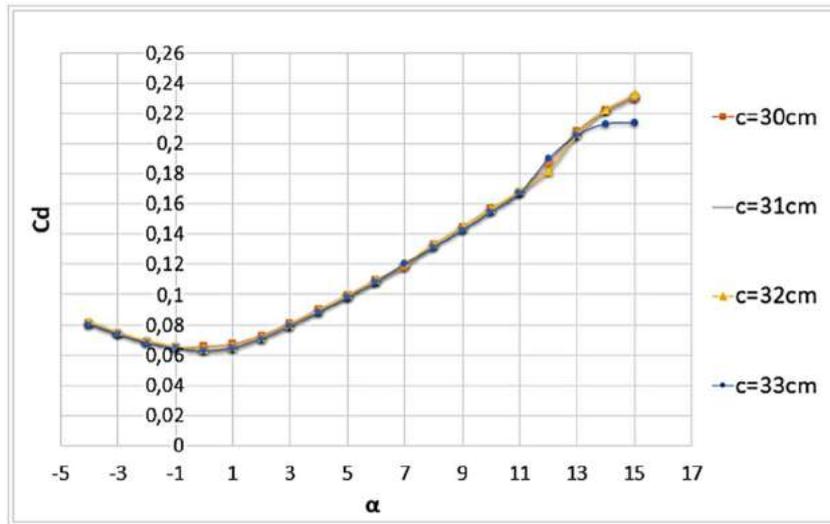


Figura 12: Coeficiente de arrasto versus Ângulo de Ataque.

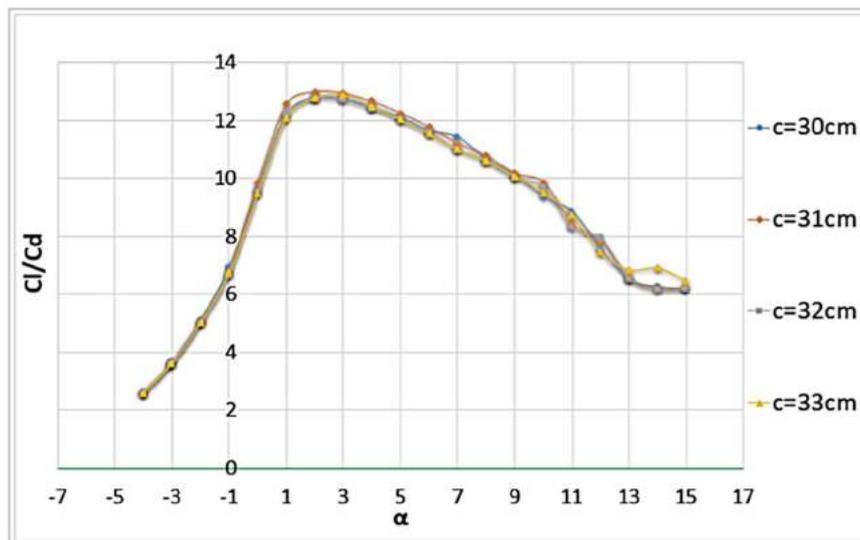


Figura 13: Eficiência aerodinâmica versus Ângulo de ataque.

Devido às limitações geométricas impostas pela competição, selecionou-se a asa de configuração 1 ($c=30\text{cm}$), Figura 13 evidencia a eficiência de cada configuração de asa analisada pela subequipe de aerodinâmica, com o objetivo de garantir maior disponibilidade de espaço a outros componentes do avião.

A Figura 14 apresenta o desenho da asa selecionada no *software* XFLR5®. É possível ver que nas regiões de maiores tensões na asa são mostradas por pontos amarelos, tendendo para o vermelho, e os pontos azuis são os de menores tensões aerodinâmicas, os quais são localizados nas extremidades da asa.

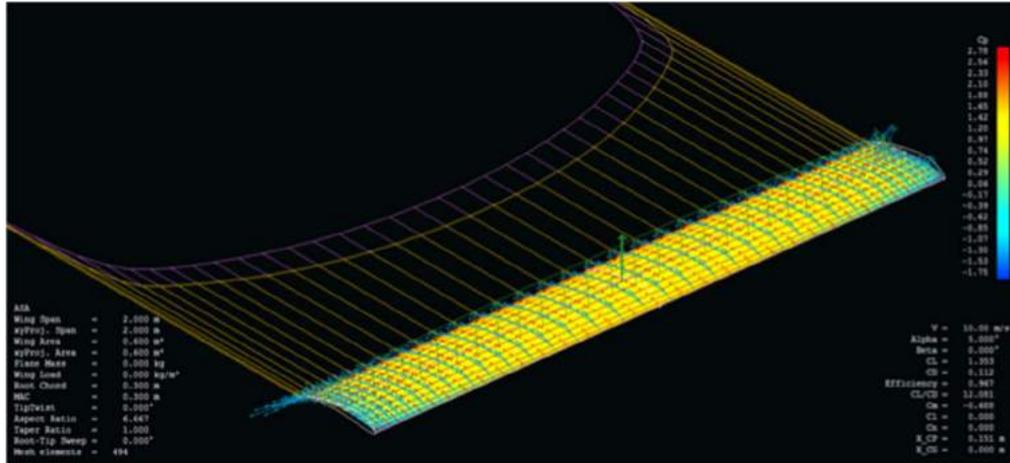


Figura 14: Asa desenhada no XFLR5®.

Dispondo das dimensões da asa, em conjunto com alguns parâmetros frisados no *software* XFLR5®, é possível determinar outros dados, os quais são: RA, o fator de eficiência de oswald (ϵ), o afilamento da asa (λ), o enflexamento (Λ), a corda media aerodinâmica (cma), o Angulo de diédro (Γ) e a torção da asa (ϵ) e estão organizados na Tabela 2.

Tabela 2: Parâmetros da asa selecionada.

RA	ϵ	λ	Λ_{LE}	Λ_{TE}	$\Lambda_{c/4}$	Cma	Γ	i	ϵ
6,7	0,85	1	0°	0°	0°	0,3m	0°	0°	0°

3.3. Resultados da análise em CFD

Mediante as análises obteve-se a variação de velocidade ao redor da asa como é possível verificar na Figura 15 e da pressão ao redor do perfil (Figura 17), assim como, também, a variação da velocidade ao redor do perfil selecionado (Figura 16) desta maneira é possível conhecer onde a asa precisaria ter uma estrutura mais reforçada, além de ajudar na visualização da camada limite e se ocorre algum descolamento, o que acarretaria em alterações no bordo de fuga do perfil.

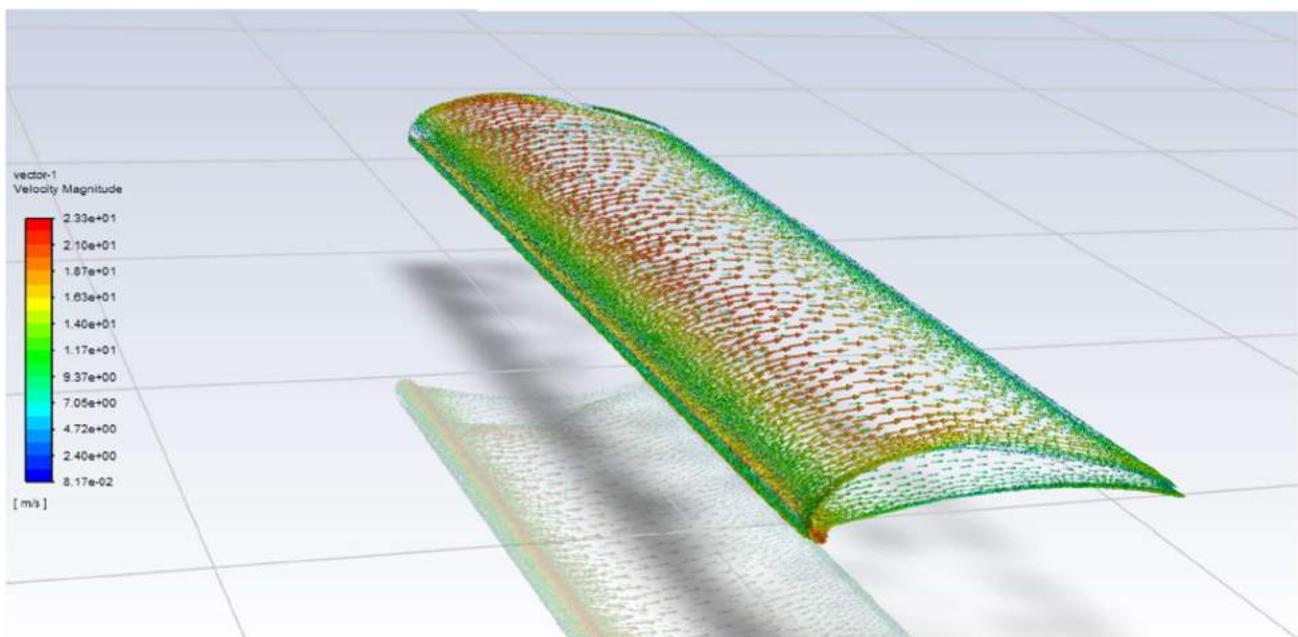


Figura 15: Vetores de Velocidade ao Redor da Asa

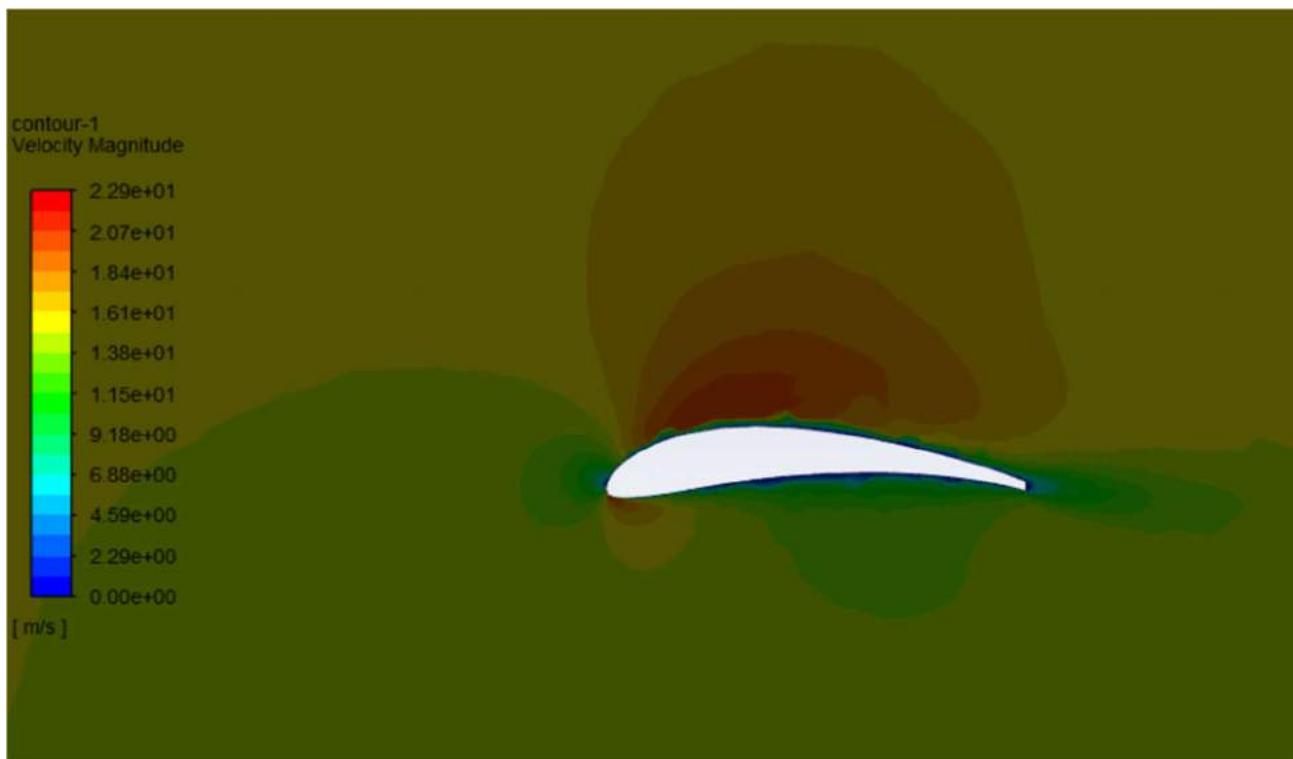


Figura 16: Variação da Velocidade ao redor do Perfil

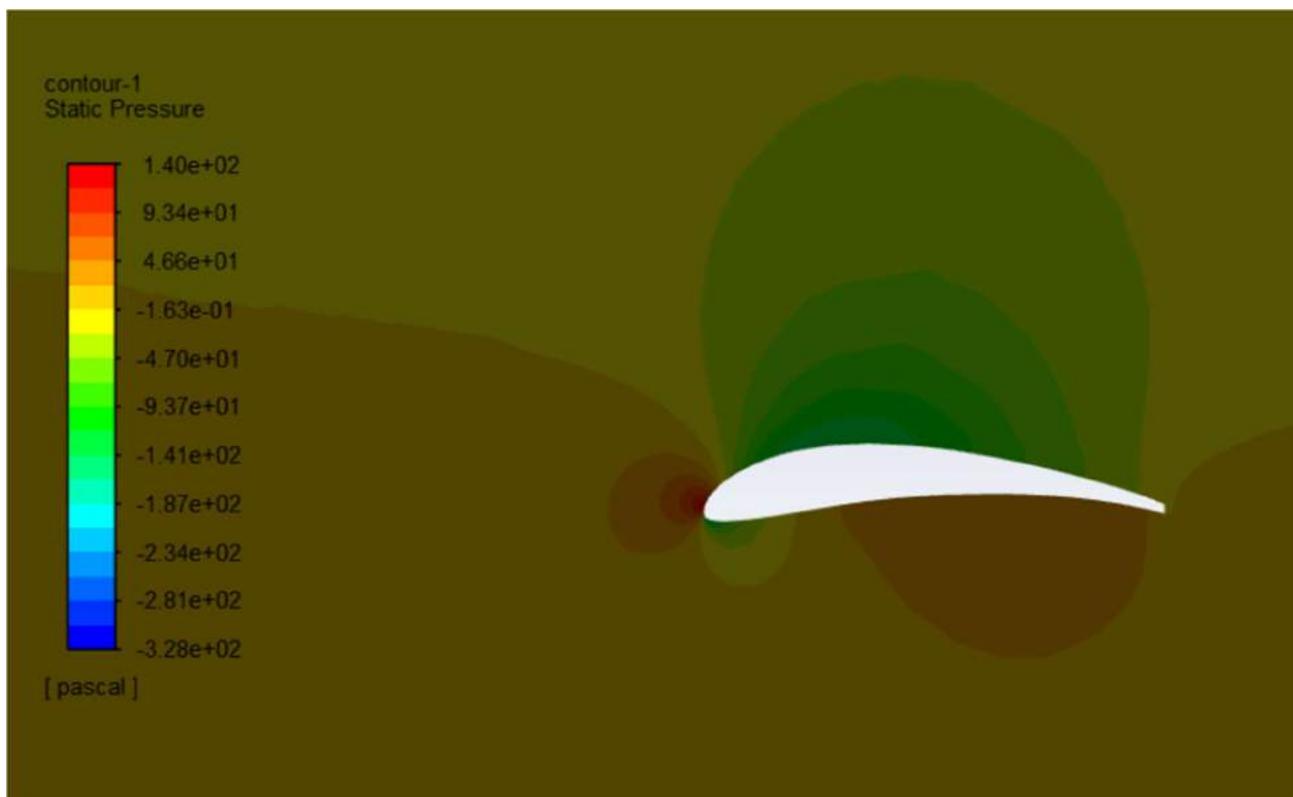


Figura 17: Variação de Pressão ao redor do Perfil

Outro parâmetro muito importante para ser analisado é a formação de vórtices decorrentes do arrasto induzido, na Figura 18 é notório a formação de vórtices na parte traseira da asa, isto é, na saída do bordo de fuga, nas suas extremidades, esse deve ser o menor possível, pois além do arrasto em si, os vórtices afetam a estabilidade do avião. Realizou-se apenas a análise em CFD pela dificuldade de se realizar testes em túnel de vento de grande porte.

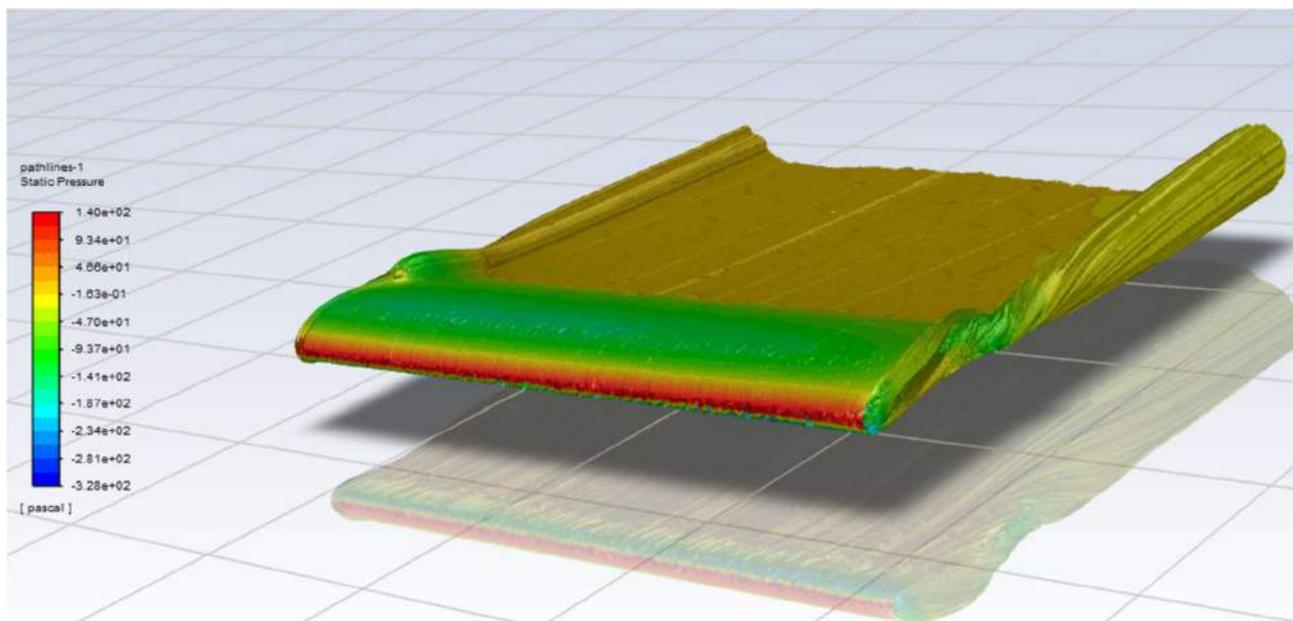


Figura 18: Variação de Pressão ao redor da Asa

Mediante ao exposto, obteve-se toda a variação de pressão ao redor da asa, onde pode ser observado a formação dos vórtices de ponta de asa, mas também se verificou que ao longo da envergadura não há formação de mais vórtices. Outros dados obtidos, foram os coeficientes e as forças de arrasto e sustentação da asa. O que corroborou com os resultados obtidos no *software* XFLR5[®] pois os coeficientes obtidos foram muito próximos.

O coeficiente de arrasto induzido em função da variação ângulo de ataque (α) é apresentado na Figura 19.

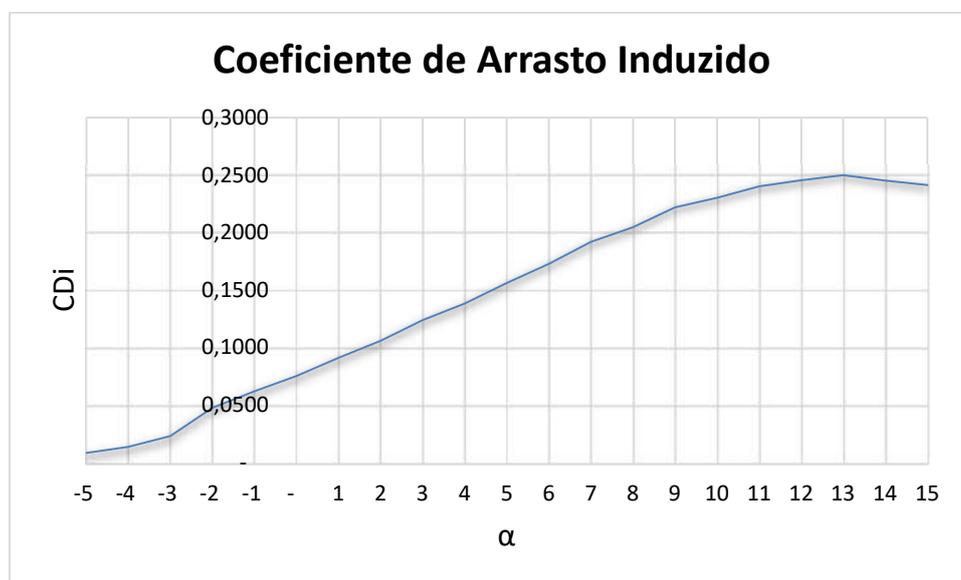


Figura 19: variação do coeficiente de arrasto induzido

4. CONCLUSÃO

A partir do que foi exposto, pode-se verificar que o perfil ACMS 2030 desenvolvido pela equipe, apresenta resultados computacionais, porém ainda serão obtidos resultados no túnel de ventos, que poderão confirmar ou negar os resultados computacionais. Além disso, verificou-se que devido as restrições geométricas na competição, o melhor

formato para a asa é o formato retangular, com uma corda de 30 centímetros, porém, ainda será realizada a análise em CFD, onde poderá ser verificada a formação de vórtices ao longo da envergadura da asa, além da distribuição de pressão e de velocidade.

5. REFERÊNCIAS

- Anderson Jr., John D. 2015 "Fundamentos de Engenharia Aeronáutica: introdução ao voo / John D. Anderson Jr." 7. Ed. – Porto Alegre: AMGH.
- Flores, J. A. B. 2017. "Metodologia de Projeto Conceitual de Aeronaves". Undergraduate thesis. UFSC. Joinville.
- Padilha, B. R.; ZAIONS, D.R.; SPULDARO, E. 2012. "Projeto aerodinâmico, estabilidade e controle de um veículo aéreo não tripulado (VANT) de asa fixa". Unoesc & Ciência. Joaçaba.
- Raymer, Daniel P. 2012. "Aircraft Design: A Conceptual Approach". American Institute of Aeronautics and astronautics, Inc. 5. ed. Sylmar, California.
- Souza, Iago A., et al. "Estudo experimental de um novo perfil aerodinâmico voltado para a competição SAE Brasil aerodesign". ABENGE. Available from: . Access: July 2020

6. AGRADECIMENTOS

Agradecemos à Proex (Pró-reitoria de extensão) pelo auxílio financeiro a um integrante da equipe e à ESSS® pelo patrocínio que nos permitirá fazer a análise CFD. Agradecemos, também, às empresas Ansys e Solidworks pelo auxílio e disponibilidade de *softwares* de análise, modelagem e simulação.

7. RESPONSABILIDADE PELAS INFORMAÇÕES

Os autores são os únicos responsáveis pelas informações incluídas neste trabalho.