

ANÁLISE COMPUTACIONAL DE PERFIS AERODINÂMICOS DESTINADOS A UM AEROMODELO PARTICIPANTE DA COMPETIÇÃO SAE AERODESIGN

Ubirajara Alves de Sousa Junnyor, uas.junnyor@discente.ufma.br¹
Elson Cesar Moraes, elson.cm@ufma.br¹

¹Universidade Federal do Maranhão, Cidade Universitária Dom Delgado, Av. dos Portugueses, 1966 - Vila Bacanga, 65080-805, São Luís/MA.

Resumo: Perfis aerodinâmicos são amplamente estudados e são um dos principais focos de análise em um projeto aerodinâmico de uma aeronave. Com este foco, o presente trabalho tem como objetivo fazer a seleção de perfis aerodinâmicos para o projeto preliminar da equipe Sábila AeroDesign de uma aeronave participante da competição Sae Brasil AeroDesign. Os perfis candidatos são o Eppler 423, Selig 1210, Selig 1223 RTL, FX-74 CL5140, Gottingen 233 (MVA CA4) e Gottingen 234 (MVA CA5). Estudou-se o desempenho dos perfis candidatos em regimes aerodinâmicos similares aos comumente utilizados durante a competição Sae AeroDesign. O estudo analisou as seguintes características aerodinâmicas dos perfis: Coeficiente de sustentação e eficiência aerodinâmica. Os perfis aerodinâmicos candidatos foram analisados através de modelagem e simulação computacional, para isso foi utilizado o software XFLR5, tendo como parâmetros principais: O número de Reynolds e o ângulo de ataque como variáveis de entrada. O regime de escoamento variou na ordem de 100 mil a 500 mil Reynolds, e o ângulo de ataque dos perfis foi analisado no intervalo de 0° até 20°. Os resultados permitiram obter as curvas do coeficiente de sustentação e eficiência aerodinâmica para distintos, ângulos de ataque e regimes aerodinâmicos. Dos perfis candidatos os selecionados foram o Selig 1210 e Eppler 423, que apresentaram as melhores eficiências aerodinâmicas em conjunto com excelentes coeficientes de sustentação. Os perfis Gottingen 233 e Gottingen 234 também foram selecionados por apresentarem altos valores de eficiência aerodinâmica dentro da faixa requerida e por serem pouco discutido na literatura, apresentando um potencial que poderá ser explorado em trabalhos futuros.

Palavras-chave: Aeronaves, Perfil aerodinâmico, Sustentação, Modelagem computacional

1. INTRODUÇÃO

Com o crescimento da civilização e a fortificação da globalização, o requerimento por aeronaves cresceu em igual escala, para diferentes finalidades. Aeronaves foram usadas para uso bélico durante às duas grandes guerras mundiais, e após este período mostraram-se bons veículos para o transporte de pessoas, cargas e correspondências (Ferreira, 2017).

Projetos aeronáuticos são constantemente revistos e modificados a fim de otimiza-los, uma consequência é a demanda por mais recursos, tais como financeiro, técnico, humano e operacionais para realiza-los. Conforme Nield (1995) cita, “A variação de 1 por cento no coeficiente máximo de sustentação à aterragem, na aeronave Boeing 777, poderá valer um ganho de 1,8 toneladas de carga útil”.

A organização SAE BRASIL realiza todos os anos desde 1999, a “SAE BRASIL AeroDesign”. A competição tem como objetivo proporcional a difusão e o intercâmbio de técnicas e conhecimentos das diversas áreas de engenharia e ciências correlatas, através do projeto e construção de um aeromodelo (SAE BRASIL, 2019).

Barros *et al.* (2000), Rosa e Toporoski (2006) indicam que preferencialmente para uma aeronave leve que navega em regime subsônico, condição encontrada na competição da SAE BRASIL, deve-se iniciar o projeto da aeronave pelo desenvolvimento e estudo aerodinâmico da aeronave, área que aborda a análise do estol.

Este trabalho tem como objetivo realizar uma seleção de perfis aerodinâmicos entre alguns perfis candidatos, para o projeto preliminar da equipe Sábila AeroDesign da Universidade Federal do Maranhão (UFMA), que tem como objetivo projetar uma aeronave para participar da competição SAE BRASIL (Engenharia Mecânica UFMA, 2019).

A seleção dos perfis se dará com base nas restrições do projeto preliminar, cuja deseja-se que o perfil aerodinâmico tenha um coeficiente de sustentação superior a 1,5 para o ângulo de ataque de 5,0° e os perfis com melhores valores de eficiência aerodinâmica para o ângulo de ataque de 5,0° serão selecionados. O comportamento das curvas da eficiência aerodinâmica e do coeficiente de sustentação dos perfis também serão analisados.

O estudo das propriedades aerodinâmicas dos perfis foi realizado através de CFD, e para isto utilizando-se do software XFLR5. Realizou-se a análise computacional da eficiência aerodinâmica e o coeficiente de sustentação para diversos ângulos de ataque e diversos regimes de escoamento.

2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Esta secção apresenta informações fundamentais sobre a aerodinâmica, modelagem de perfis aerodinâmicos e modelagem computacional.

2.1. Aerodinâmica

A aerodinâmica estuda e busca entender os fenômenos ocasionados pela imersão de um corpo sólido em um fluido. O fluido exerce forças sobre o corpo sólido, que podem ser descritas como um conjunto de tensões normais devido à pressão e tensões cisalhantes atuando sobre a superfície, devido a efeitos viscosos (Munson *et al.*, 2014).

Estas tensões podem ser analisadas considerando-se os efeitos globais do escoamento em torno do corpo sólido, assim obtém-se a resultante aerodinâmica (RA) que é um vetor força, que pode ser decomposto em 2 componentes perpendiculares. A componente da RA que é perpendicular ao escoamento é chamada de força de sustentação e é representada por L (lift). A componente da RA paralela ao escoamento é denominada de força de arrasto e é simbolizada por D (drag) (Munson *et al.*, 2014; Anderson Jr, 2010).

Munson *et al.* (2014) fala que as características do escoamento que passa pelo corpo sólido assim como as reações consequentes, são afetadas por diversos fatores, tais como: a orientação do escoamento, propriedades físicas do fluido, velocidade relativa do escoamento e geometria do corpo sólido.

A utilização da definição da força de sustentação e arrasto, simplifica o estudo aerodinâmico de projetos preliminares de aeronaves. Rodrigues (2014) afirma que, “a força de sustentação representa a maior qualidade que uma aeronave possui (...) e define a habilidade de um avião se manter em voo”.

Algumas características do escoamento podem ser descritas e quantificadas através de alguns parâmetros adimensionais, que são relevantes quando se estuda as interações fluido-corpo. O número de Reynolds (Re) e o número de Mach (Ma), são alguns destes parâmetros.

O número de Reynolds é usado para o cálculo do regime de escoamento e baseia-se em propriedades como a viscosidade, densidade e velocidade relativa do fluido e geometria do corpo sólido. Utilizando o número de Reynolds pode-se determinar a estabilidade do escoamento e qualificá-lo como laminar, transitório ou turbulento. É dito que dois sistemas são dinamicamente semelhantes se ambos possuírem o mesmo número de Reynolds (Rodrigues, 2014).

O número de Mach é uma medida de proporcionalidade entre a velocidade que um corpo sólido se desloca em um fluido e a velocidade das ondas sonoras que se propagam nestes fluidos, é utilizada para o estudo de compressibilidade. Neste trabalho os perfis foram estudados em regime de escoamento subsônicos, com um número de Mach inferior à de 0.1Ma. Para este valor de número de Mach, o fluido ar pode ser considerado como incompressível (Rodrigues, 2014; Rosa e Toporoski, 2006).

2.2. Modelagem do Perfil Aerodinâmico

A sustentação de uma aeronave é prioritariamente desenvolvida pelo conjunto das asas. Através de uma superfície projetada da asa é possível obter a reação aerodinâmica do escoamento do fluido ao seu redor. O perfil aerodinâmico ou aerofólio é o nome dado a esta superfície projetada (Rodrigues, 2014).

Considerando-se que uma asa finita é a extensão geometria de um perfil aerodinâmico, pode-se resumir o estudo aerodinâmico da asa, que é de natureza tridimensional, em um problema bidimensional. Deste modo afirma-se que o estudo de perfis aerodinâmicos é elementar para qualquer projeto aerodinâmico de uma aeronave.

Estudos elaborados de aerofólios começaram a surgir a partir do final do século XIX e início do século XX, alguns pioneiros na área foram Otto Lilienthal e Samuel Pierpont, dentre outros (Roos and Kegelman, 1990). Somente em meados dos anos de 1930, a NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) aplicou um programa de pesquisa que contribuiu significativamente para a aeronáutica. Tais pesquisas geraram grandes quantidades de dados teóricos e experimentais, além do desenvolvimento de algoritmos de desenvolvimento e padronização de aerofólios. A obra de Abbott e Von Doenhoff (1949) apresenta uma compilação dos dados obtidos pelos trabalhos feitos pela NACA.

Com o avanço desta área desenvolve-se diversos perfis aerodinâmicos com características distintas para os mais vários tipos de aplicações. Atualmente se conhece, de forma geral, os efeitos que cada característica geométrica do perfil aerodinâmico influencia na perturbação do escoamento e por consequência as forças de reações geradas (Selig *et al.*, 1996; Anderson Jr, 1999). A Figura 1 apresenta as principais características geométricas que definem um perfil aerodinâmico, que são: bordo de ataque, bordo de fuga, espessura, linha de arqueamento média, arqueamento e linha da corda.

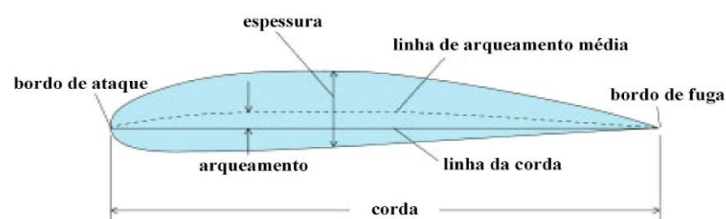


Figura 1. Características geométricas de um perfil aerodinâmico (Rodrigues, 2014).

Perfis aerodinâmico que desenvolvem alta sustentação em baixas velocidades são caracterizados por terem uma linha de arqueamento média de grande curvatura combinado com um bordo de ataque moderado. Apresentam uma espessura na região próximo ao bordo de ataque mais volumoso e na região próximo ao bordo de fuga mais delgado. A posição de máximo arqueamento próximo a região do bordo de ataque, assim como uma inclinação negativa do bordo de fuga, também são características que trazem melhores capacidades de sustentação (Rodrigues, 2014; Rosa e Toporoski, 2006).

A determinação da força de sustentação e arrasto do perfil aerodinâmico é obtida através da solução dos complexos campos de pressão e cisalhamento na superfície do perfil. Munson *et al.* (2014) cita, que apesar dos esforços para estudar as distribuições de pressão e de tensão de cisalhamento em um corpo imerso em fluido, apenas em modelos simplificados conseguiu-se determiná-las. As forças aerodinâmicas são proporcionais a pressão dinâmica do escoamento global e a corda do perfil. A força de sustentação e de arrasto são expressas respectivamente pelas Eq. (1 e 2). Onde: q é o termo referente a pressão dinâmica, c é a corda do perfil aerodinâmico, L é a força de sustentação, D é a força de arrasto, cl é o coeficiente de sustentação, cd é o coeficiente de arrasto.

$$L = q \cdot c \cdot cl \quad (1)$$

$$D = q \cdot c \cdot cd \quad (2)$$

Rodrigues (2014) diz que “o coeficiente de sustentação representa a eficiência do perfil em gerar a força de sustentação”. Se mantivermos o escoamento constante e a corda dos perfis constante, obteremos em ensaios, diferentes sustentações para diferentes perfis aerodinâmicos. Deste modo é perceptível que o coeficiente de sustentação está intimamente ligado a geometria do perfil. Esta análise também se estende para as demais características aerodinâmicas.

Rodrigues (2014), Rosa e Toporoski (2006) e Anderson (1999 e 2010) afirmam que o coeficiente de sustentação e de arrasto para um dado perfil é uma função do número de Reynolds. Os coeficientes aerodinâmicos são fortemente influenciados pelo regime de escoamento.

A camada limite pode caracterizar-se como laminar ou turbulenta, dependendo do escoamento sobre o perfil, cada configuração gera mudanças nas características aerodinâmicas. Rodrigues (2014) fala que “(...) sobre asas de avião o fluxo se torna turbulento para número de Reynolds da ordem de 10^7 e abaixo desse valor geralmente o fluxo é laminar.”, para valores abaixo dos mencionados por Rodrigues (2014) predomina-se o surgimento da camada limite laminar.

A diferença de angulação presente na direção relativa do vento e a linha da corda do perfil é chamada de ângulo de ataque, α (alpha). O ângulo de ataque influencia diretamente na formação da camada limite, normalmente o aumento do ângulo de ataque causa um aumento na capacidade de sustentação (Anderson Jr, 2010).

O ângulo de incidência é o ângulo formado entre a corda do aerofólio e um eixo horizontal de referência. Normalmente as asas são fixadas na fuselagem do avião com ângulo de incidência positivo, geralmente próximo de 5° . O ângulo de incidência deve ser escolhido para proporcionar boa eficiência aerodinâmica (Rodrigues, 2014).

Existe um limite cuja o aumento do ângulo de ataque gera um aumento de sustentação. O ponto onde encontra-se a sustentação máxima é chamado de ponto crítico ou ponto de estol, condição onde ocorre o fenômeno de estol.

O fenômeno de estol é caracterizado pelo deslocamento abrupto da camada limite do perfil ou da asa da aeronave, gerando grande turbulência ao escoamento a jusante do perfil, ocasionando queda brusca de sustentação. Desta maneira é uma importante característica que deve ser cuidadosamente estudada. (Munson *et al.*, 2014; Rodrigues, 2014).

O coeficiente de arrasto assim como o de sustentação é único para cada perfil e é influenciado pela geometria do perfil, regime de escoamento e ângulo de ataque (Anderson Jr, 2010).

Rosa e Toporoski (2006), reporta que normalmente não é difícil alcançar a sustentação requerida para a aeronave voar, então o desafio consiste na obtenção da sustentação necessária com o menor esforço possível.

A razão entre os coeficientes de sustentação e de arrasto é chamada de eficiência aerodinâmica do perfil, e pode ser interpretada como o desempenho oferecido pelo perfil. A eficiência aerodinâmica é a característica mais importante para a seleção e escolha de um aerofólio (Rodrigues, 2014).

2.3. Modelagem Computacional

CFD (Computational Fluid Dynamics) trata-se de um conjunto de técnicas numéricas usadas para solucionar problemas fluidodinâmicos. Com o desenvolvimento desta área, surgiu a aplicabilidade desses métodos em avaliações preliminares de diversos tipos de projeto. O uso de CFD já é tão relevante para a engenharia quanto às áreas teóricas e experimentais (Dantas, 2014).

O método de painéis foi um dos métodos desenvolvidos com a finalidade de solucionar o escoamento potencial ao redor do perfil aerodinâmico, o contorno do perfil é discretizado através de vários segmentos de retas, estes chamados de painéis. Anderson Jr (2010) cita que cada painel contribui para o escoamento e gera vorticidade. Drela (1989a) mostra que à medida que se aumenta a quantidade de painéis que descrevem a fronteira do perfil, o erro residual do cálculo das características aerodinâmicas diminui.

O software selecionado para este trabalho é gratuito e é bastante utilizado por diversos estudante internacionalmente, trata-se do XFLR 5, que originou-se a partir da tentativa de criar-se uma interface gráfica para o então software XFOIL. Ambos softwares já foram utilizados por diversos trabalhos de forma satisfatória, como Santos *et al.* (2018), Ferro *et al.* (2016) e Caldeiras *et al.* (2018).

A metodologia do XFOIL e tratamento numérico é citado por Drela (1989a, 1989b, 1990) e, Drela e Giles (1987). O XFLR 5 utiliza todas as sub rotinas e métodos de tratamento numérico do seu antecessor, exceto aquelas que já foram substituídas ou aperfeiçoadas. E assim como o XFOIL o software XFLR 5 utiliza-se do método de painéis para a determinação das características aerodinâmicas dos perfis.

Morgado *et al.* (2016) e Gunel *et al.* (2016) mostram que o XFOIL ainda continua sendo uma excelente ferramenta de projeto e que sua capacidade de prever características aerodinâmicas de perfis é tão aceitável quanto outros métodos numéricos ou experimentais, considerando-se baixas velocidades de escoamento, que corresponde a baixo número de Reynolds. A faixa de Reynolds abordada nestes trabalhos encontra-se dentre das condições de operação prevista na competição SAE BRASIL AeroDesign.

O XFOIL foi descontinuado em 2007, porém, o XFLR 5 deste 2013 (data de criação) vem sendo constantemente atualizado, com melhorias operacionais e estéticas. A versão utilizada neste trabalho é a v6.47.

3. METODOLOGIA

Como deseja-se avaliar perfis candidatos para o projeto preliminar de aeronave que poderá participar da competição SAE BRASIL AeroDesign, buscou-se perfis aerodinâmicos que possuíssem a seguinte característica: grande capacidade de gerar sustentação e boa eficiência aerodinâmica em regimes de escoamento inferiores a 10^6 Re (Rodrigues, 2014; Rosa e Toporoski, 2006). Os perfis selecionados para o estudo foram: Eppler 423; FX 74 CL 5140; Selig 1210; Selig 1223 RTL; Gottingen 233 (MVA CA4) e Gottingen 234 (MVA CA5). Os perfis selecionados estão apresentados na Fig. 2.

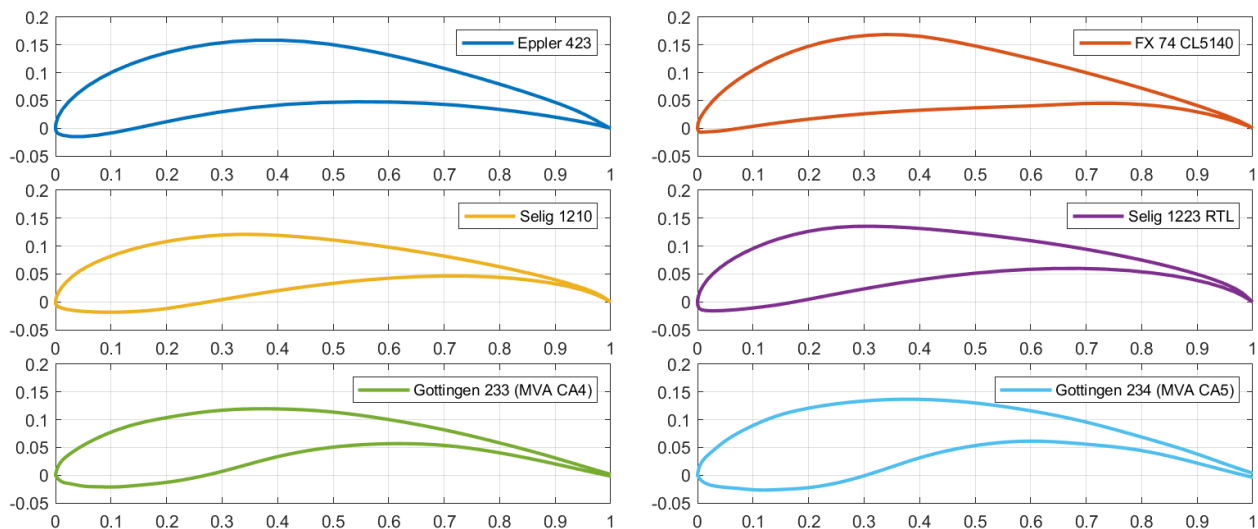


Figura 2. Apresentação dos seis perfis selecionados para o estudo.

No decorrer do texto os perfis serão referenciados de forma abreviada como: E423, FX 74, S1210, S1223 RTL, GOE 233 e GOE 234, respectivamente.

Os perfis E423, FX 74, S1210, S1223 RTL foram escolhidos por serem recorrentemente citados em diversas referências, tais como Anderson Jr. (1999), Rodrigues (2014), Selig *et al.* (1996), Rosa e Toporoski (2006), Selig e Guglielmo (1997).

Os perfis GOE 233 e GOE 234 foram selecionados a partir de Rodríguez e Morales (2014), por apresentarem as características desejadas para o estudo, e por não serem citadas nas referências anteriores.

As coordenadas dos perfis foram obtidas através do banco de dados UIUC Airfoil Data Site (2019) e o formato das coordenadas utilizadas nos perfis, é o Selig Format Airfoil.

Os perfis selecionados foram simulados utilizando o software XFLR5 versão v6.47. O XFLR5 possui um conjunto de ferramentas que proporcionam diversos tipos de análises. A análise requerida neste trabalho é de um escoamento 2D, incompressível e viscoso.

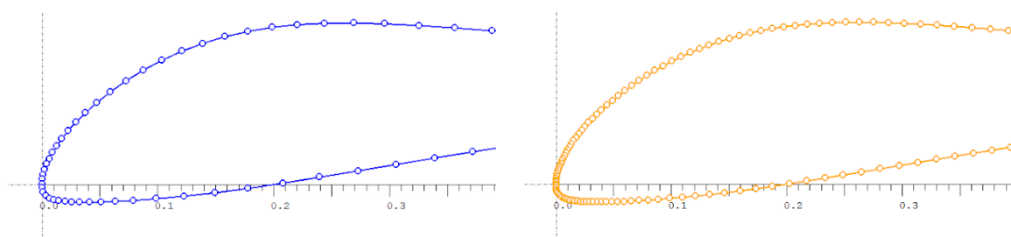


Figura 3. Visualização do perfil S1223 RTL original a esquerda, e a direita encontra-se o perfil após o refinamento.

Dentro do software XFLR5 refinou-se todos os perfis aumentando a quantidade de nós presentes, com o objetivo de caracteriza-los por 300 painéis em sua geometria, a Fig. 3 apresenta o perfil Selig 1223 RTL original e após o refinamento da superfície. Optou-se por uma maior densidade de painéis nas regiões de bordo de ataque e no bordo de fuga. Este tratamento dos perfis é similar aos trabalhos de Santos *et al.* (2018), Ferro *et al.* (2016).

Para a simulação dos perfis escolheu-se duas variáveis independentes, que foram: o número de Reynolds e o ângulo de ataque. Desta forma pode-se avaliar a consequência de cada uma destas variáveis no desenvolvimento dos coeficientes de sustentação, arrasto e da eficiência aerodinâmica.

As aeronaves participantes da competição SAE AeroDesign normalmente estão sujeitas a baixos números de Reynolds, que vão deste $1 \cdot 10^5$ a $5 \cdot 10^5$ (Rodrigues, 2014; Rosa e Toporoski, 2006). Deste modo para o número de Reynolds escolheu-se um intervalo que inicia em $1 \cdot 10^5$ Re e avançava em $1 \cdot 10^5$ Re até alcança o valor de $5 \cdot 10^5$ Re (gerando 5 pontos de análise).

A faixa dos ângulos de ataque estudados varia de 0° até 20° de inclinação, com incremento de $0,5^\circ$ (gerando 41 pontos distintos de análise). Adotou-se como limite superior 20° , pois é do interesse deste trabalho analisar os pontos críticos dos perfis estudados.

Os resultados do estudo dos perfis realizados serão incorporados ao projeto preliminar da equipe Sabia AeroDesign.

A seleção dos melhores perfis será feita com base nas restrições do projeto preliminar, onde delimita-se um valor mínimo de 1,5 para o coeficiente de sustentação para o ângulo de ataque de $5,0^\circ$, correspondente ao ângulo de incidência adotado no projeto. Entre os perfis candidatos os selecionados serão os que desenvolverem melhores valores de eficiente aerodinâmica.

É notório que haverá alguns pontos de análise onde não ocorrerá convergência dos cálculos durante a simulação, assim foi realizado uma interpolação linear respeitando-se as seguintes condições: Não sendo um ponto próximo aos extremos do intervalo; possuir 2 vizinhos imediatos bem definidos (por exemplo, $5,5^\circ$ e $6,5^\circ$ são imediatos do $6,0^\circ$) e não possui como vizinho o ponto de máxima eficiência aerodinâmica ou de sustentação.

4. RESULTADOS E DISCURSÃO

Os resultados simulados no software XFLR5 estão dispostos em forma de gráficos. Cada gráfico apresenta características aerodinâmicas sobre a sustentação e eficiência dos perfis, em todos os regimes de escoamentos analisados.

4.1. Eppler 423

A Figura 4, mostra os resultados obtidos para o perfil Eppler 423. É notório que na faixa de $1 \cdot 10^5$ Re os dados apresentados estão caóticos, apresentando valores diferentes da tendência apresentada pelo perfil nos outros regimes de escoamento. Os prováveis motivos para isso são: difícil análise e formação da camada limite em torno do perfil pelo programa e a implementação do escoamento viscoso pelo programa.

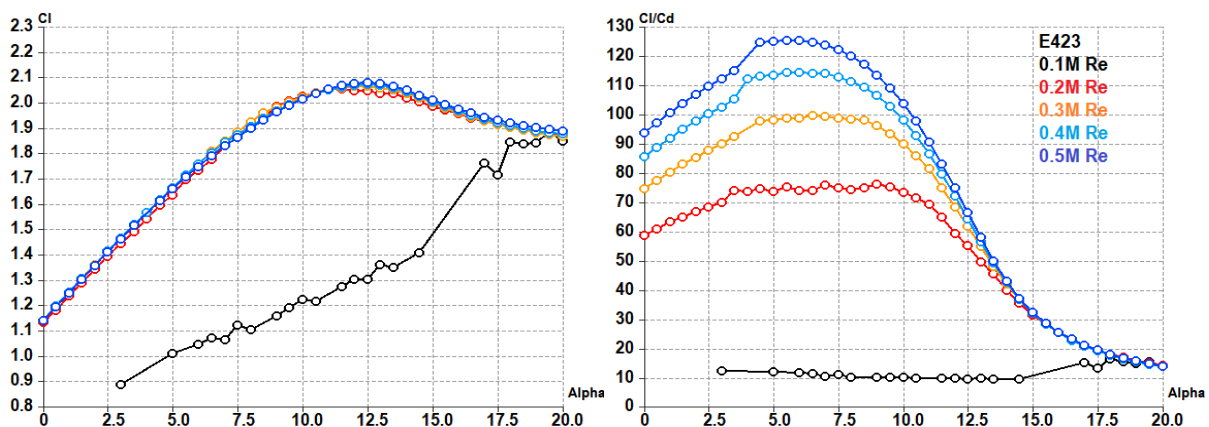


Figura 4. Gráfico do coeficiente de sustentação X ângulo de ataque a esquerda. Gráfico da eficiência aerodinâmica X ângulo de ataque a direita. Perfil E423.

Na faixa de Reynolds entre $2 \cdot 10^5$ e $5 \cdot 10^5$ os dados da sustentação apresentam muita similaridade, a diferença encontra-se na eficiência descrita pelo perfil em cada intervalo. Os dados mostram que à medida que o número de Reynolds aumenta, a eficiência aerodinâmica tende a aumentar em todas as faixas de ângulos de ataque analisadas.

É notável que não há um ponto dominante de máxima eficiência, mas sim uma região que apresenta valores muito próximos da máxima eficiência. Observa-se que esta região forma-se a partir do regime de $2 \cdot 10^5$ Re e à medida que o número de Reynolds crescer, esta região torna-se mais definida.

Não é simples determinar o ponto de estol do perfil, assim, este será estimado como sendo o ponto com a máxima sustentação apresentada pelo perfil, que fica em torno de 12° .

4.2. FX 74

A Figura 5 apresenta as características aerodinâmicas do perfil FX 74. Observa-se que para a faixa de $1 \cdot 10^5$ Re e $2 \cdot 10^5$ Re não foi possível observar convergência total dos dados, assim mostra-se incerto determinar como se comportaria o perfil nestas regiões. Isto pode indicar a formação de uma camada limite instável na superfície do perfil para essa faixa de Reynolds.

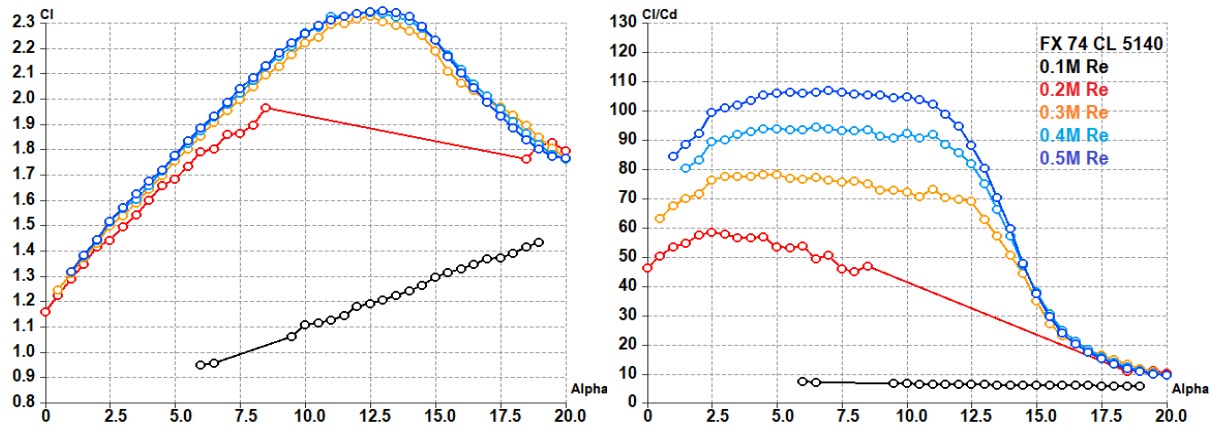


Figura 5. Gráfico do coeficiente de sustentação X ângulo de ataque a esquerda. Gráfico da eficiência aerodinâmica X ângulo de ataque a direita. Perfil FX 74.

Nas faixas de $3 \cdot 10^5$ Re até $5 \cdot 10^5$ Re observa-se uma similaridade entre as curvas de sustentação e eficiência aerodinâmica. No caso da sustentação observa-se que não há muito crescimento na sustentação quando maior o número de Reynolds, praticamente já estabilizado.

Nas curvas da eficiência aerodinâmica observa-se o surgimento de uma região de máxima performance por volta de $3 \cdot 10^5$ Re, e mantém-se presente até a faixa de $5 \cdot 10^5$ Re. Nota-se que a tendência global é que à medida que o escoamento torna-se mais turbulento a eficiência aerodinâmica aumenta.

Para os regimes bem definidos estima-se que o estol ocorrerá por volta de $12,5^\circ$ do ângulo de ataque.

4.3. GOE 233

A Figura 6 apresenta as características aerodinâmicas do perfil GOE 233. A faixa de $1 \cdot 10^5$ Re é a mais difícil de ocorrer a convergência nos cálculos do XFLR5, mas o perfil analisado convergiu para quase todos os valores do intervalo analisados.

Analisando as curvas de sustentação percebe-se muita similaridade entre os mais diversos regimes de escoamento. Para ângulos de ataque abaixo dos 10° percebe-se o comportamento citado pela teoria de perfis, a sustentação melhora à medida que o número de Reynolds aumenta. Contudo nota-se uma divergência entre curvas quando é superior a 10° , região onde ocorre o estol e mudança no perfil da camada limite.

Estima-se que para este perfil nos regimes de escoamentos analisados o ângulo crítico seja por volta de 11° .

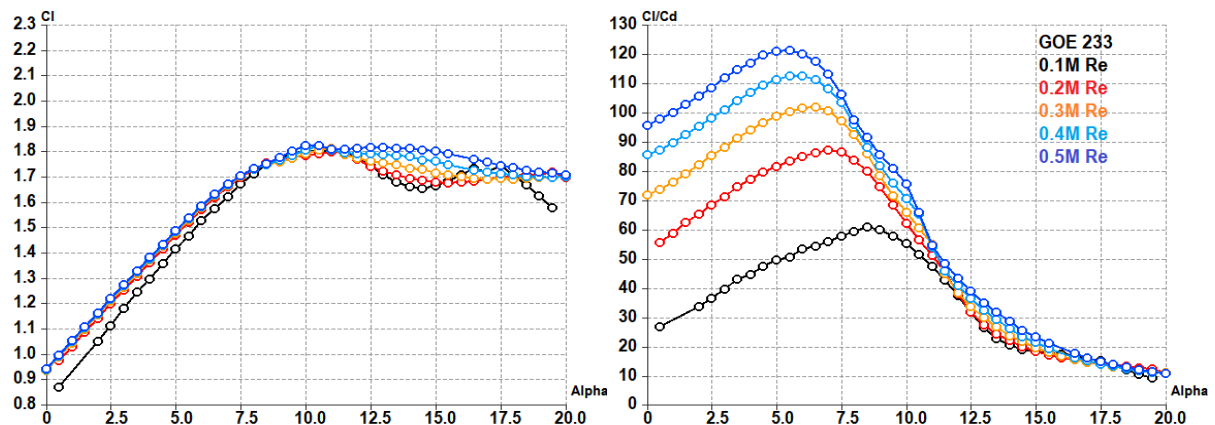


Figura 6. Gráfico do coeficiente de sustentação X ângulo de ataque a esquerda. Gráfico da eficiência aerodinâmica X ângulo de ataque a direita. Perfil GOE 233.

Nas curvas de eficiência aerodinâmica do perfil GOE 233 são bem características e apresentam um pico de eficiência bem definido. Nota-se que à medida que o escoamento torna-se turbulento a eficiência global aumenta e o pico desloca-se gradativamente para a região onde os valores de α são menores

4.4. GOE 234

A Figura 7 apresenta as características aerodinâmicas do perfil GOE 234. Na faixa de $1 \cdot 10^5$ Re observa-se que a curva de sustentação possui similaridade com as demais curvas de sustentação, porém apresenta um pico com valores maiores que as demais, este fato não está de acordo com a teoria, indicando um problema do método para determinar as características aerodinâmicas do perfil nesta faixa de Reynolds. Observa-se que na região do pico (α entre $10,0^\circ$ e $15,0^\circ$), à medida que o número de Reynolds aumenta a sustentação local é reduzida.

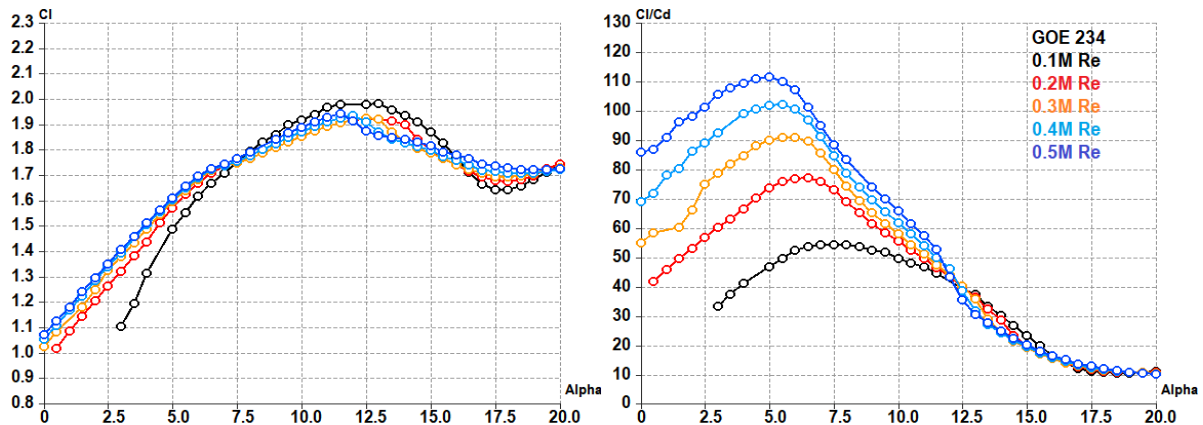


Figura 7. Gráfico do coeficiente de sustentação X ângulo de ataque a esquerda. Gráfico da eficiência aerodinâmica X ângulo de ataque a direita. Perfil GOE 234.

A eficiência aerodinâmica do perfil apresenta curvas bem definidas e uma tendência a formar um pico onde encontra-se o valor de máxima eficiência. Nota-se que à medida que o regime de escoamento torna-se turbulento a eficiência global do perfil se eleva, e o pico de máxima eficiência torna-se mais destacado e move-se gradativamente para valores baixos de ângulo de ataque.

De modo geral o perfil GOE 234 apresenta uma sustentação maior que o perfil GOE 233 para todos os ângulos de ataque, mesmo assim, não apresenta um coeficiente de sustentação máximo superior a 2,0. Comparando a eficiência entre o GOE 234 e 233 observa-se que o GOE 234 apresenta uma eficiência menor para todos os ângulos de ataque estudados.

Estima-se que ponto crítico deste perfil encontra-se próximo ao ângulo de ataque de $11,5^\circ$.

4.5. Selig 1210

A Figura 8 apresenta as características aerodinâmicas do perfil Selig 1210. Observa-se inicialmente que todas as curvas de sustentação seguem o mesmo traçado até por volta do ângulo de ataque de $9,5^\circ$, até este valor a sustentação aumenta ligeiramente à medida que aumenta o número de Reynolds.

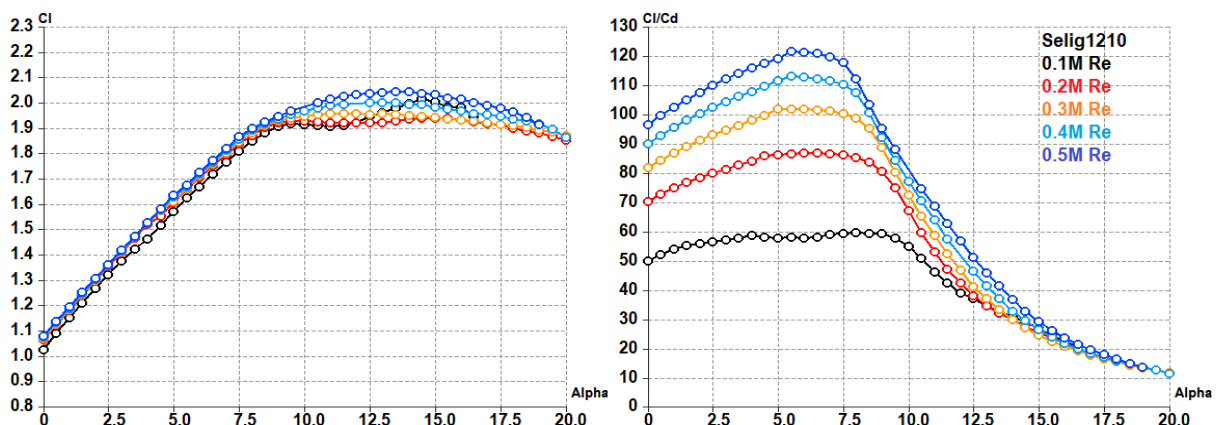


Figura 8. Gráfico do coeficiente de sustentação X ângulo de ataque a esquerda. Gráfico da eficiência aerodinâmica X ângulo de ataque a direita. Perfil Selig 1210.

A partir de $9,5^\circ$ observa-se uma divergência nas curvas de sustentação, provavelmente relacionadas a discretização da camada limite, desta forma pode-se dizer que é incerto o determinar para qual ângulo de ataque ocorre o estol. Nestas condições adotou-se o ponto de máxima sustentação como ponto crítico, estimando como próximo a $12,5^\circ$.

Nota-se que para o perfil Selig 1210 foi possível convergir quase que todos os pontos de análise dentro da faixa do ângulo de ataque analisado e para os regimes selecionados.

Nota-se que todas as curvas de eficiência são bem definidas, no regime de escoamento de $1 \cdot 10^5$ Re observa-se uma vasta região de boa eficiência sem a presença de um pico, mas à medida que o número de Reynolds cresce a eficiência global cresce e começa a formação de um pico de máxima eficiência em uma pequena região.

4.6. Selig 1223 RTL

A Figura 9 apresenta as características aerodinâmicas do perfil Selig 1223 RTL. Nota-se que para a faixa de $1 \cdot 10^5$ Re não foi possível convergir os resultados entre os valores de $8,0^\circ$ e $17,5^\circ$ e para a faixa de $2 \cdot 10^5$ Re os valores a partir de $12,5^\circ$ ficam desajustados e não convergem mais.

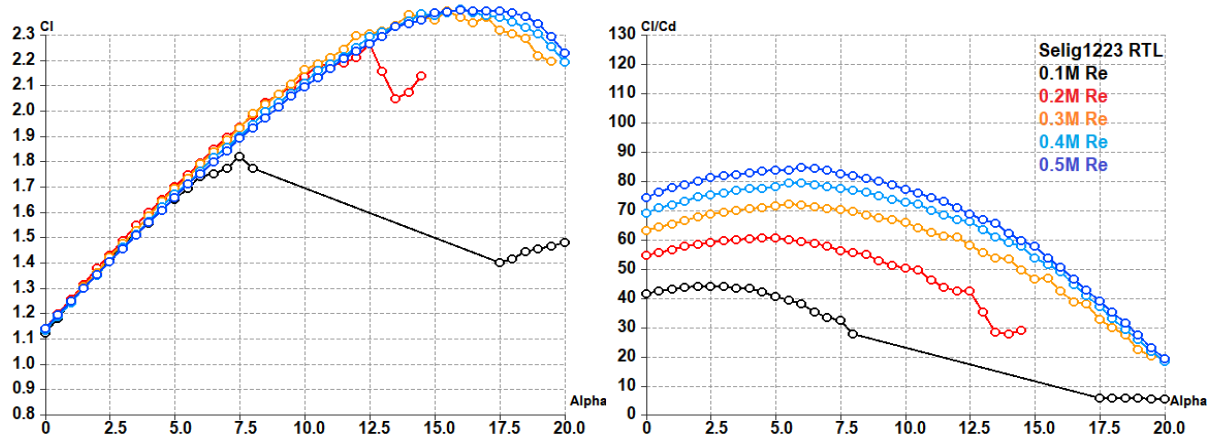


Figura 9. Gráfico do coeficiente de sustentação X ângulo de ataque a esquerda. Gráfico da eficiência aerodinâmica X ângulo de ataque a direita. Perfil Selig 1223 RTL.

Para todas as curvas de sustentação traçadas, observa-se grande igualdade de valores até por volta do ângulo de ataque $6,0^\circ$, quando ocorre a divergência da curva de sustentação referente ao regime de escoamento de $1 \cdot 10^5$ Re, a similaridade das demais curvas exceto a do regime de $2 \cdot 10^5$ Re continua até o fim do intervalo quando α atinge $20,0^\circ$.

O perfil Selig 1223 RTL é o único perfil a apresentar valores do coeficiente de sustentação superiores a 2,3 para diversas faixas de escoamento, em contra ponto, é o único perfil a apresentar valores de eficiência aerodinâmica globais abaixo dos 90,0, para todos os regimes de escoamento.

Comparando o perfil Selig 1223 RTL com o Selig 1210 (mesma família) pode-se observar que ambos compartilham do caráter de proximidade existente entre as curvas de sustentação para a região de baixo ângulos de ataque. Pode-se afirmar que o Selig 1223 RTL possui uma geometria mais adequada para a preservação e estabilidade da camada limite.

Com a estabilização da camada limite do perfil para grandes ângulos de ataque este perfil consegue gerar grandes coeficientes de sustentação e apresenta um ponto de estol sistemático mais distante da origem que os demais perfis analisados, estimando em cerca de $16,0^\circ$.

Nota-se que as curvas da eficiência aerodinâmica do perfil são bem definidas para regimes superior ao de $1 \cdot 10^5$ Re e apresentam um traçado similar a uma parábola. A medida que o Regime torna-se mais turbulento a eficiência global do perfil eleva-se, conforme a teoria.

4.7. Seleção dos Perfis

Todos os perfis candidatos satisfazem a restrição do projeto preliminar de possuírem um coeficiente de sustentação de 1,5 para o ângulo de ataque de $5,0^\circ$, exceto o perfil GOE 233 que fica ligeiramente abaixo disto.

Deste modo será selecionado os perfis que apresentarem as melhores eficiências aerodinâmicas para o ângulo de ataque de $5,0^\circ$. A Figura 10 apresenta os valores da eficiência aerodinâmica dos perfis para o ângulo em questão e para os diferentes regimes de escoamentos estudados, exceto o de $1 \cdot 10^5$ Re.

Não se considerou o regime de escoamento de $1 \cdot 10^5$ Re devido a não convergência dos resultados para os diversos perfis testados.

Analisando as curvas do Fig. 10 conclui-se que os dois melhores perfis do conjunto são o Selig 1210 e o Eppler 423. O Selig 1210 apresenta os melhores valores de eficiência para o escoamento igual a $2 \cdot 10^5$ e $3 \cdot 10^5$ Re. O perfil Eppler 423 apresenta os melhores valores de eficiência quando o regime de escoamento é de $4 \cdot 10^5$ e $5 \cdot 10^5$ Re.

Aponta-se também que os perfis GOE 233 e 234 apresentam bons valores de eficiência aerodinâmica e por serem pouco explorados na literatura, podem apresentar um potencial não explorado. Desta forma tais perfis podem ser trabalhados de forma a melhorar significativamente os seus desempenhos. Rodrigues (2014) indica que pode-se investir tempo na modificação de perfis a fim de busca-se otimizar as suas características.

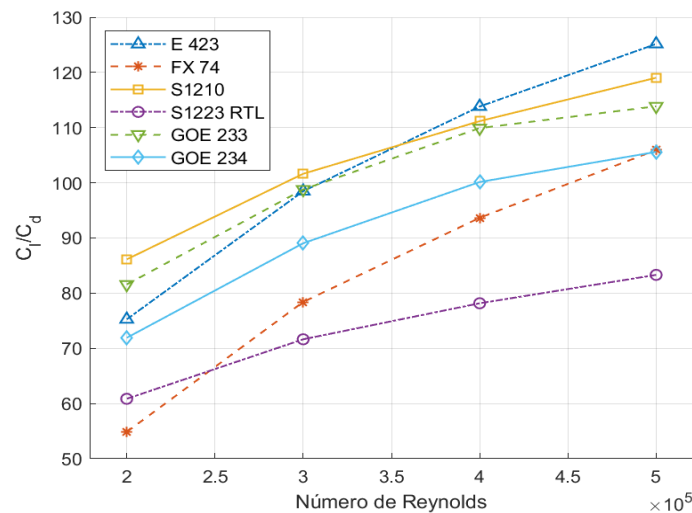


Figura 10. Gráfico das curvas de eficiência aerodinâmica em função do número de Reynolds para os diversos perfis candidatos. Ângulo de ataque fixado em $5,0^\circ$

5. CONCLUSÕES

Não foi possível realizar comparações com dados experimentais devido a dificuldade de obter tais informações.

Analisando os resultados observa-se uma limitação do método em determinar as curvas das características aerodinâmicas dos perfis em regimes de escoamentos iguais e inferiores a $2 \cdot 10^5$ Re.

Com base nos dados simulados e esperando uma aplicabilidade a aeronaves que estarão voando com baixos número de Reynolds, indica-se o uso dos perfis Eppler 423 e Selig 1210 para o projeto preliminar da equipe Sabia AeroDesign.

Ambos os perfis indicados não possuem dentre os analisados os maiores coeficientes de sustentação, mas apresentam bons coeficientes chegando a ultrapassar 2,0 de c_l . O fator decisivo, já discutido neste trabalho, é a capacidade de alcançar a sustentação necessária com o menor arrasto, então os perfis E423 e Selig 1210 são aqueles que possuem a maior faixa de eficiência aerodinâmica dentre todos os perfis.

Também destaca-se que os perfis GOE 233 e GOE 234 são perfis promissores, que podem objetivamente ser melhorados de forma a aumentar a capacidade sustentação. Ambos os perfis já apresentam excelentes valores para a eficiência aerodinâmica.

Alguns perfis não convergiram na simulação para determinadas situações, indica-se para trabalhos futuros a utilização de outros métodos de análise podendo ser estes, a utilização de outros softwares de CFD, que possuem diferentes rotinas e modelos de cálculo numérico, ou a modificação dos parâmetros utilizado XFLR5 e também a busca por novos perfis que possuem as características desejadas.

6. REFERÊNCIAS

- Anderson Jr, J. D., 1999. "Aircraft performance and design". Boston: WCB/McGraw-Hill.
- Anderson Jr, J. D., 2010. "Fundamentals of aerodynamics". Tata McGraw-Hill Education.
- Barros, C. P.; Pinto, R. L. U. F. and Oliveira, P. H. I. A., 2000. "Uma Metodologia Para o Desenvolvimento de Aeronaves Leves Subsônicas". URL: < <https://demec.ufmg.br/cea/Artigos/Metodologia.pdf>>. Acessado em: dezembro de 2019.
- Caldeiras, R. D. N., Almeida, D. S., Cruz, G., Guerra, H. P., & Costa, D. I. G., 2018. "Seleção de Perfil Aerodinâmico Para uma Turbina Bulbo Para Aproveitamento da Energia Maremotriz na Barragem do Rio Bacanga".
- Dantas, A. F. M., 2014. "Análise Aerodinâmica De Perfis De Asa Para Veículos Aéreos Não Tripulados Usando O Software Xflr5". 92f. Monografia (Graduação em Ciência e Tecnologia)-UFERSA. Angicos – RN
- Drela, M.; Giles, M. B., 1987. "Viscous-Inviscid Analysis of Transonic and Low Reynolds Number Airfoils". AIAA Journal, Vol. 25, No. 10, pp. 1347–1355.
- Drela, M., 1989a. "Integral Boundary Layer Formulation for Blunt Trailing Edges". Paper AIAA-89-2166.
- Drela, M., 1989b. "XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils". In *Conference on Low Reynolds Number Airfoil Aerodynamics*. University of Notre Dame.
- Drela, M., 1990. "Elements of Airfoil Design Methodology, Applied Computational Aerodynamics". AIAA (Progress in Aeronautics and Astronautics). Vol. 125.
- Engenharia Mecânica UFMA, 2019. "Sabia AeroDesign". URL: <http://www.engmec.ufma.br/?page_id=325>. Acessado em: dezembro de 2019.

- Ferreira, J. C., 2017. "Um breve histórico da aviação comercial brasileira". In: *XII Congresso Brasileiro de História Econômica. 13ª Conferência Internacional de História de Empresas*. Niterói: Associação Brasileira de Pesquisadores em História Econômica.
- Ferro, L. M. C.; Oliveira Júnior, J. G.; Almeida, A. L. B., 2016. "Estudo Numérico Comparativo do Escoamento em Torno de um Perfil Alar utilizando Métodos de Paineis e de Volumes Finitos". CEP, v. 59, p. 900
- Gunel, O., Koc, E., & Yavuz, T., 2016. "CFD vs. XFOIL of airfoil analysis at low Reynolds numbers". In *IEEE International Conference on Renewable Energy Research and Applications (ICRERA)*. doi:10.1109/icrera.2016.7884411.
- Morgado, J.; Vizinho, R.; Silvestre, M. A. R.; Páscoa, J. C., 2016. "XFOIL vs CFD performance predictions for high lift low Reynolds number airfoils". *Aerospace Science and Technology*, 52, 207–214. doi:10.1016/j.ast.2016.02.031.
- Munson, B. R., Young, D. F. and Okiishi, T. H., 2014. "Fundamentos da Mecânica dos Fluidos". Tradução da quarta edição americana: ZERBINI, Euryale de Jesus. São Paulo: Edgard Blücher.
- Nield, B. N., 1995. "An Overview of the Boeing 777 High Lift Aerodynamic Design". *The Aeronautical Journal*, Vol. 99, Issue 989, pp. 361-371. doi:10.1017/S0001924000028670.
- Rodrigues, L. E. M. J., 2014. "Fundamentos da Engenharia Aeronáutica com Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign: Aerodinâmica e Desempenho". Salto/SP, v. 1.
- Rodríguez, M. A. C.; Morales, M. C., 2014. "Morphology development of an airfoil by numerical analysis". In *25th International Conference on Adaptive Structures and Technologies*. The Hague, The Netherlands.
- Roos, F.; Kegelmann, J., 1990. "An experimental investigation of sweep-angle influence on delta-wingflows". In *28th Aerospace Sciences Meeting*. p. 383.
- Rosa, E.; Toporoski, J., 2006. "Introdução ao projeto aeronáutico: uma contribuição à competição SAE Aerodesign". Florianópolis: UFSC/GRANTE, Centro Tecnológico, 288p.
- SAE BRASIL, 2019. "AeroDesign". URL: <<http://portal.saebrasil.org.br/programas-estudantis/sae-brasil-aerodesign>>. Acessado em: dezembro de 2019.
- Santos, M. M.; Patricio, K. R. P.; Maia, G. P. D., 2018. "Seleção de Perfil Aerodinâmico Para Uma Aeronave Rádio Controlada Destinada a Competição SAE Brasil AeroDesign". SiPGEM 2018.
- Selig, M. S. et al., 1996. "Summary of low-speed airfoil data, vol. 2". Department of Aero. & Astro. Engineering, University of Illinois at Urbana-Champaign.
- Selig, M. S.; Guglielmo, J. J., 1997. "High-lift low Reynolds number airfoil design". In *Journal of aircraft*, vol. 34, n. 1, p. 72-79.
- UIUC Airfoil Data Site, Selig, M., 2019. "Department of Aeronautical and Astronautical Engineering". University of Illinois at Urbana-Champaign. Disponível em: <<http://amber.aae.uiuc.edu/~m-selig/ads.html>>. Acesso em: Setembro de 2019.

7. RESPONSABILIDADE AUTORAL

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo deste trabalho.

COMPUTATIONAL ANALYSIS OF AERODYNAMIC PROFILES FOR AN AEROMODEL PARTICIPATING IN THE SAE AERODESIGN COMPETITION

Ubirajara Alves de Sousa Junnyor, uas.junnyor@discente.ufma.br¹
Elson Cesar Moraes, elson.cm@ufma.br¹

¹Universidade Federal do Maranhão, Cidade Universitária Dom Delgado, Av. dos Portugueses, 1966 - Vila Bacanga, 65080-805, São Luís/MA.

Abstract. Aerodynamic profiles are widely studied and are one of the main focuses of analysis in the aerodynamic design of an aircraft. With this focus, the present work aims to make the selection of aerodynamic profiles for the preliminary design of the Sábia AeroDesign team, of an aircraft participating in the Sae Brasil AeroDesign competition. Candidate profiles are the Eppler 423, Selig 1210, Selig 1223 RTL, FX-74 CL5140, Gottingen 233 (MVA CA4) and Gottingen 234 (MVA CA5). The performance of candidate profiles in aerodynamic regimes similar to those commonly used during the Sae AeroDesign competition was studied. The study analyzed the following aerodynamic characteristics of the profiles: Lift coefficient and aerodynamic efficiency. The selected airfoils were analyzed through modeling and computer simulation, for which the XFLR5 software was used, having as main parameters: The Reynolds number and the angle of attack as input variables. The flow regime varied in the order of 100 thousand to 500 thousand Reynolds, and the angle of attack of the profiles was analyzed in the range of 0° to 20°. The results allowed obtaining the lift coefficient and aerodynamic efficiency curves for different angles of attack and aerodynamic regimes. Using the aerodynamic efficiency studied in each profile, it was possible to compare them, thus classifying them. The profiles that presented the best performance were the Selig 1210 and Eppler 423, while the GOE 233 profile presents good potential for future studies.

Keywords: Aircraft, Aerodynamic profiles, Lift, Computer Modeling