

Comparativo entre as características aerodinâmicas da asa e da empenagem horizontal em aeronave da competição aerodesign SAE – Brasil

Kelmy Ângelo de Figueiredo Alves

Graduando do Curso Bacharelado em Engenharia Mecânica, UFERSA, Mossoró – RN

E-mail: kelmyangelo25@gmail.com

Luis Morão Cabral Ferro

Professor Associado – UFERSA, Mossoró – RN

E-mail: lferro@ufersa.edu.br

RESUMO

Neste artigo se apresenta a análise comparativa do comportamento aerodinâmico de asa e empenagem ou estabilizador horizontal para aeronaves de pequeno porte características da competição SAE Aerodesign. O software usado para cálculo das características aerodinâmicas dos elementos sustentadores foi o XFLR5. O objetivo da pesquisa foi a seleção dos perfis aerodinâmicos mais adequados do estabilizador horizontal, visando melhorar o desempenho e a eficiência de aeronaves projetadas para baixas velocidades. Utilizando o XFLR5, com o método da malha de vórtices, foram analisados diversos aspectos aerodinâmicos, como as curvas do coeficiente de sustentação, do coeficiente de sustentação em função do coeficiente de arrasto, do coeficiente de momento e da eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque. O perfil selecionado para asa foi o Selig 1223 RTL e para a empenagem horizontal os perfis NACA0012H, NACA0012 e NACA2412. Foram efetuados cálculos para o escoamento em torno da asa, em torno das três empenagens horizontais e em tornos das três combinações da asa com as diferentes geometrias de empenagem. São apresentados resultados relativos à evolução dos coeficientes aerodinâmicos e da eficiência aerodinâmicas com o ângulo de ataque para as geometrias já referidas.

Palavras-chave: Aerodinâmica, Perfil de asa, Empenagem horizontal, XFLR5, Análise comparativa, Desempenho aerodinâmico.

1 INTRODUÇÃO

Na UFERSA existe desde 2013 uma equipe de Aerodesign que participa anualmente na competição SAE Aerodesign no Brasil. O projeto de uma aeronave para participação na competição envolve diferentes subsistemas, tais como, Aerodinâmica, Cargas e Aeroelasticidade, Estruturas, Estabilidade e Controle, Desempenho e Elétrica.

O sucesso da participação depende de um bom projeto da aeronave. Um bom projeto aerodinâmico é fundamental para que a aeronave tenha um bom comportamento em voo. A análise computacional do escoamento em torno dos elementos sustentadores permite uma determinação das características aerodinâmicas dos componentes aerodinâmicos, em especial da asa e do estabilizador horizontal. O cálculo conjunto do escoamento em torno da asa e do estabilizador horizontal permite



analisar a estabilidade aerodinâmica da aeronave.

O escoamento em torno dos elementos pode ser calculado utilizando diferentes metodologias. De entre as mais utilizadas referem-se o método da Linha Sustentadora (*Lifting Line*) (Anderson, 2010), o método de painel (*panel method*) (HESS, 1976) e o método da Malha de Vórtices (*Vortex Lattice Method - VLM*) (THOMAS, 1976). Os métodos referidos são métodos integrais, não necessitando, portanto, de discretização do domínio. Pelo contrário já outros métodos, como, por exemplo, o método dos Volumes Finitos (*Finite Volume Method*) (HIRSH, 2007), necessitam da definição de um domínio e da sua discretização com a geração de uma malha. Para além disso ainda é necessário recorrer a um modelo de turbulência. Estes métodos são de mais complexa utilização e consomem um tempo de CPU muito superior aos métodos integrais, tornando a sua utilização em projeto, em que é necessário efetuar muitas simulações impraticável a menos que se disponha de computadores com elevada capacidade de cálculo.

A utilização de códigos computacionais para cálculo do escoamento tridimensional dos elementos sustentadores, asa e estabilizadores permite uma melhor conhecimentos do escoamento em torno dos referidos elementos e a determinação das forças e momentos e ainda das distribuições superficiais de pressão que desempenham um papel fundamental no que diz respeito ao desempenho e eficiência de voo.

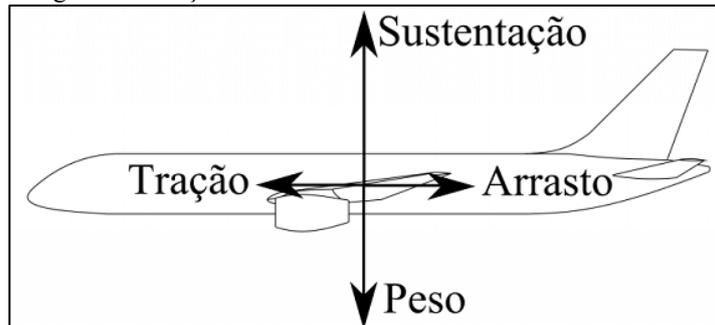
No presente artigo o software utilizado foi XFRL5 (Drela, 1989; XFLR5), que os seus autores descrevem como “XFLR5 é uma ferramenta de análise para aerofólios, asas e aviões operando com números de Reynolds baixos. Inclui: Capacidades de análise direta e inversa do XFOIL (Drela *et al* 2001) e capacidades de projeto e análise de asas baseadas na Teoria da Linha Sustentadora, no Método da Malha de Vórtices e no Método de Painel Tridimensional”

Utilizado o método VLM foi calculado o escoamento tridimensional invíscido em torno dos elementos sustentadores, asa e empenagem horizontal, de uma aeronave da equipe PegAzuls Aerodesign. A asa é retangular de com um perfil Selig 1223 RTL, usando o método VLM do código XFLR5. O mesmo código foi ainda utilizado para o cálculo do escoamento em torno das empenagem horizontal com três geometrias diferentes usando os perfis NACA0012, NACA0012H e NACA2412. Na parte final do artigo são apresentados resultados comparativos para o escoamento em torno das combinações asa e empenagem horizontal: S1223 RTL × NACA0012H, S1223 RTL × NACA0012 e S1223 RTL × NACA2412.

2 FUNDAMENTAÇÃO TEORICA

Em condições de voo de cruzeiro a força de sustentação está em equilíbrio com o peso da aeronave e a força de tração (avanço) produzida pelo motor com a força de arrasto, como mostra a Figura 1.

Figura 1 – Forças atuantes numa aeronave em voo de cruzeiro.



Fonte: Sorbilli, 2018

Os elementos geradores de forças de sustentação são as asas e o estabilizador (empenagem) horizontal (Sorbilli, 2018). A força de tração é gerada pelo elemento propulsor. O arrasto é a força de resistência gerada pela aeronave ao movimento. Em escoamento tridimensional em torno do elemento sustentador ocorre o arrasto induzido pelo proveniente pelos escoamentos originados na extremidade da asa devido à diferença de pressão entre o intradorso e o extradorso (Brederode, 2018).

2.1 FORÇAS DE SUSTENTAÇÃO

A força de sustentação representa a maior qualidade que uma aeronave possui em comparação com os outros tipos de veículos e define a habilidade de um avião se manter em voo. A força de sustentação é utilizada como forma de vencer o peso da aeronave e assim garantir o voo (Miranda, 2011). Para representação da força de sustentação se irá utilizar o símbolo L . A força de sustentação tem origem na distribuição não simétrica de pressão com pressões no extradorso menores que a pressão do escoamento de aproximação, p_∞ , e no intradorso maiores que p_∞ . A redução de pressão no intradorso aumenta com o ângulo de ataque α e com o aumento de curvatura do perfil (Miranda, 2011).

A força de sustentação aumenta com o ângulo de ataque α , variando linearmente com o α , para pequenos ângulos, atingindo o seu valor máximo para o ângulo de estol. A partir do ângulo de estol o coeficiente de sustentação começa a diminuir. A intensidade da força de sustentação, em escoamento não viscoso, é proporcional ao ângulo de ataque α . Para o mesmo ângulo de ataque os perfis com maior curvatura têm maiores coeficientes de sustentação.



2.2 FORÇA DE ARRASTO

Na força de arrasto D numa aeronave podem considerar-se dois tipos, o arrasto parasita e o arrasto induzido. O arrasto parasita é o resultante das forças, de pressão e viscosas, exercida pelos componentes da aeronave, tais como asa, estabilizadores horizontal e vertical, fuselagem, trem de pouso, etc., em sentido contrário ao deslocamento da mesma.

O arrasto induzido é caracterizado como um arrasto de pressão e é gerado pelos vórtices de ponta de asa que produzem um campo de escoamento perturbado sobre a asa e interferem na distribuição de pressão sobre a superfície da mesma, ocasionando uma componente extra de arrasto em relação ao perfil aerodinâmico (Miranda, 2011). O arrasto induzido provoca uma velocidade descendente, diminuindo o ângulo de ataque do escoamento de aproximação (Anderson, 2010).

2.3 ÂNGULO DE ATAQUE

O ângulo de ataque α é o ângulo formado entre a linha da corda do perfil e a direção do escoamento de aproximação, velocidade a montante da aeronave. O aumento do ângulo de ataque proporciona um aumento de força de sustentação até ser atingido o ângulo α que corresponde a sustentação máxima, ângulo de estol, a partir do qual a sustentação diminui bruscamente.

O aumento do ângulo de ataque também proporciona uma variação da força de arrasto gerada pelo perfil. Essa dependência entre sustentação e arrasto pode ser medida através da eficiência aerodinâmica do perfil dada pela razão entre os coeficientes de sustentação c_l e de arrasto c_d .

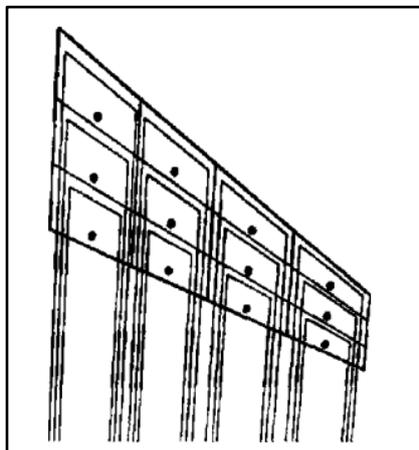
3 DIMENSIONAMENTO E SIMULAÇÃO

O código XFLR5 é uma ferramenta para análise de perfis, asas e aeronaves em escoamentos a baixo número de Reynolds. No XFLR5 está incluso o código bidimensional XFOIL que executa análise aerodinâmica direta e inversa em aerofólio e códigos para projeto e análise de elementos sustentadores pelos métodos da teoria linha sustentadora (Anderson, 2010), método da malha de vórtices ou método de painel tridimensional (HESS, 1966).

No método da malha de vórtices (VLM) a superfície de curvatura ou a superfície que contém a corda dos perfis em painéis de forma trapezoidal. Em cada painel existe um vórtice ligado em forma de ferradura posicionado a $1/4$ da corda do painel, como pode ser observado na Figura 2. As velocidades induzidas pelos filamentos de vórtice são calculadas a usando a lei de Biot-Savart. A intensidade dos vórtices em ferradura é calculada a partir da imposição da condição de fronteira especificada nos pontos de controle dos diversos painéis. Os pontos de controle são colocados no plano central do painel a uma distância de colocado a $3/4$ da corda do painel do bordo de ataque do mesmo. Os vórtices arrastados geram uma esteira que pode aproximada por uma esteira plana fixa, modelação mais simples, ou por

uma esteira curva alinhada com a superfície de corrente que sai do bordo de fuga da asa, situação que origina um procedimento iterativo (Brederode, 2018).

Figura 2 – Modelação de uma asa com vórtices em ferradura e localização dos pontos de controle.

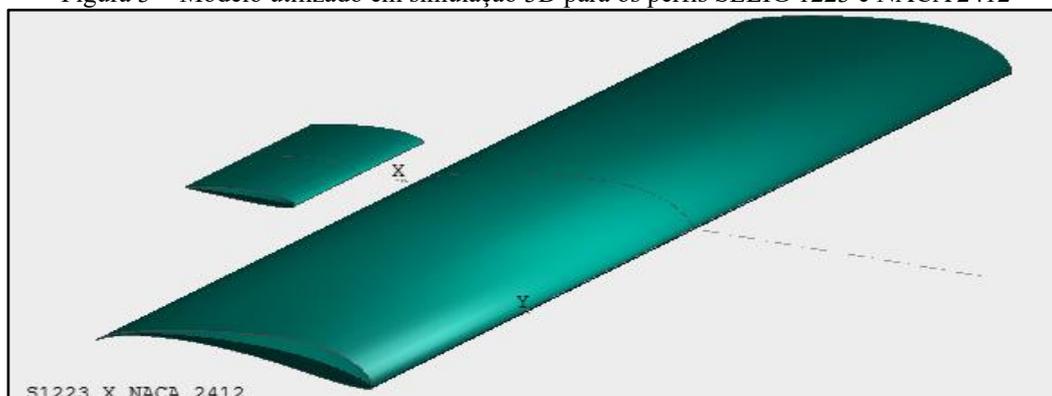


Fonte: Brederode, 2018

Para cálculo do escoamento tridimensional em torno dos elementos sustentadores foi utilizado o software XFLR5 v6.59 e o método da malha de vórtices VLM. A superfície da asa foi discretizada em 494 painéis para a modelagem apenas da asa e foram utilizados 760 painéis para a simulação do escoamento na configuração asa e empenagem horizontal simultaneamente.

Para a execução do programa, é necessário definir primeiro a geometria. Considerou-se que a asa era retangular, como mostrado na Figura 3, cuja construção apresenta-se fácil e seu custo de confecção é considerável baixo se comparado a outras geometrias. A asa tem de 2 m de envergadura e 0,500 m de corda. A asa não tem nem torção nem enflechamento. A empenagem horizontal, é também retangular, tem 0,4 m de envergadura e 0,2 m de corda. A asa e a empenagem horizontal não têm nem torção nem enflechamento.

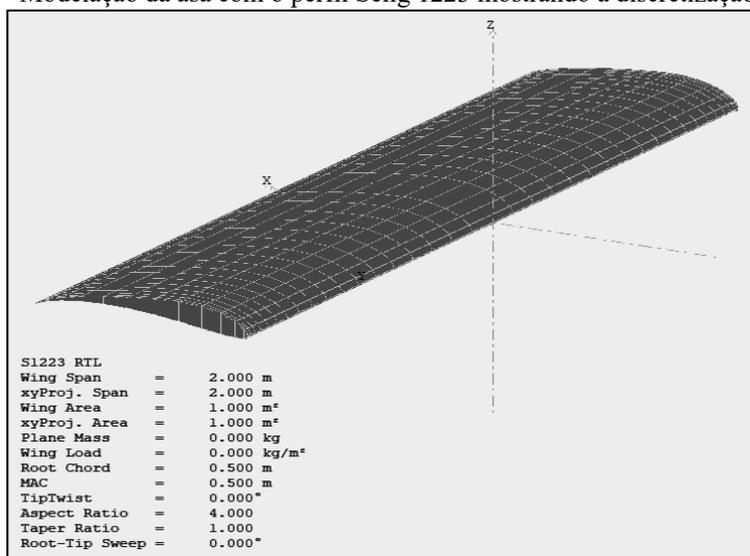
Figura 3 – Modelo utilizado em simulação 3D para os perfis SELIG 1223 e NACA 2412



Fonte: software XFLR5

Como já foi referido o perfil usado para a asa foi o SELIG 1223 (Airfoil Tools, 2014). Esse perfil se caracteriza por ter um coeficiente de sustentação máximo elevado, próximo de 2.0 e uma relação c_l/c_d com valores máximo superiores a 1,2. Na Figura 4 está representada asa com o perfil utilizado SELIG 1223.

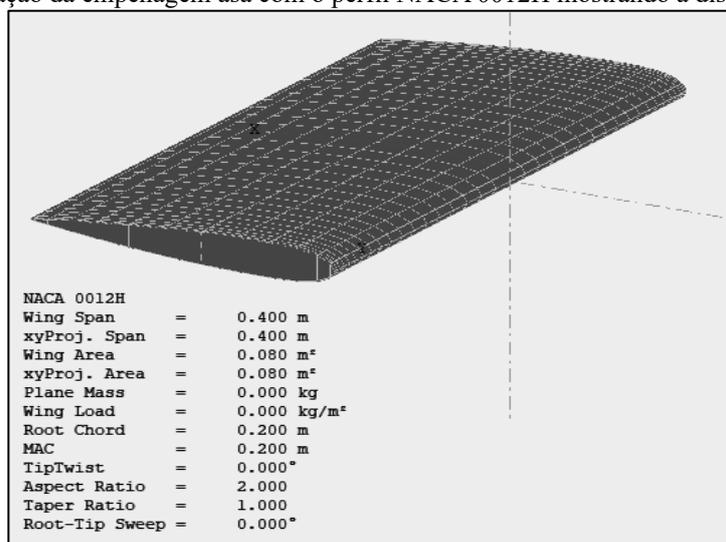
Figura 4 - Modelação da asa com o perfil Selig 1223 mostrando a discretização utilizada.



Fonte: software XFLR5

Os perfis escolhidos para a empenagem horizontal foram o NACA0012, o NACA0012H (Sheldahl, 1981) e o NACA2412. Todos os perfis têm uma espessura relativa de 12% sendo que os dois primeiros são simétricos. Como pode ser visto pela Figura 5 onde se representa uma empenagem com o perfil NACA 0012H.

Figura 5 – Modelação da empenagem asa com o perfil NACA 0012H mostrando a discretização utilizada.



Fonte: software XFLR5

4 RESULTADOS

Nesta seção são apresentados os resultados para o escoamento tridimensional não viscoso em torno da asa e da envergadura calculados em separado e em conjunto considerando a interação entre a asa e a empenagem horizontal.

A título de referência se indica que a velocidade da aeronave é de 16 m/s a que corresponde um número de Reynolds da ordem de 5×10^5 e um número de Mach de 0,059 o que permite afirmar que o escoamento é incompressível. Nas simulações efetuadas ângulo de ataque ficou compreendido entre um valor mínimo de -10° e um máximo de 20° .

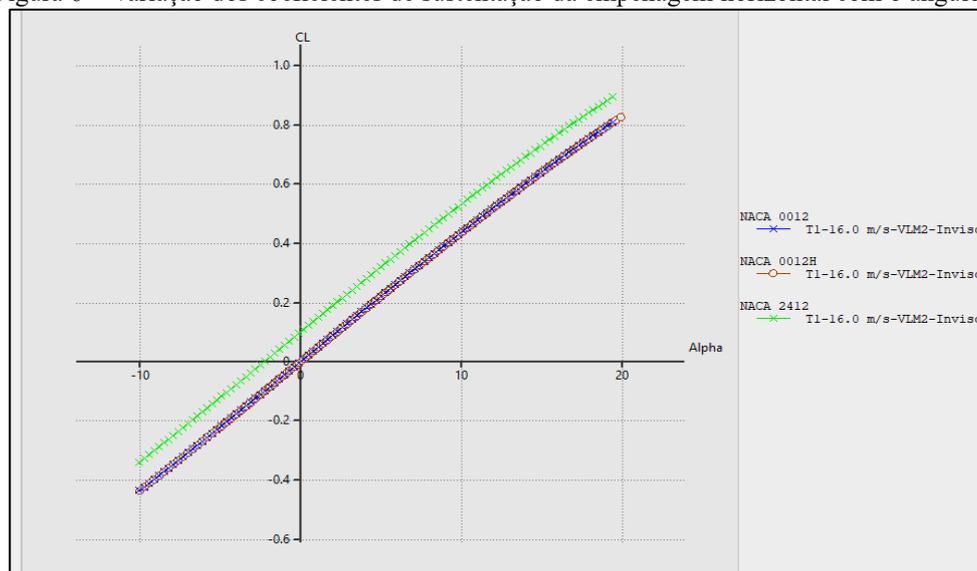
4.1 EMPENAGEM HORIZONTAL

Os primeiros resultados foram obtidos para a empenagem horizontal, comparando o desempenho aerodinâmico da empenagem horizontal para os três perfis já referidos, *NACA 0012*, *NACA 0012H* e *NACA 2412*.

4.1.1 Coeficiente de Sustentação

Na Figura 6 se comparam as evoluções do coeficiente de sustentação C_L da empenagem horizontal em função do ângulo de ataque α para as três configurações referidas.

Figura 6 – Variação dos coeficientes de sustentação da empenagem horizontal com o ângulo α



Fonte: software XFLR5

As três representações têm declives iguais para os três perfis. Como pode ser visualizado as empenagens com os perfis *NACA 0012* e *NACA 0012H* apresentaram evoluções coincidentes graficamente. A empenagem com perfil *NACA 2412* tem maiores valores para o coeficiente de

sustentação em virtude de o perfil ter curvatura não nula, apresentando um coeficiente de sustentação positivo para um ângulo de ataque $\alpha=0^\circ$. Na Tabela 1 se mostram os valores dos coeficientes de sustentação máxima, obtidos para um ângulo $\alpha=20^\circ$.

Tabela 1 – Coeficiente de sustentação máxima para as diferentes geometrias da empenagem

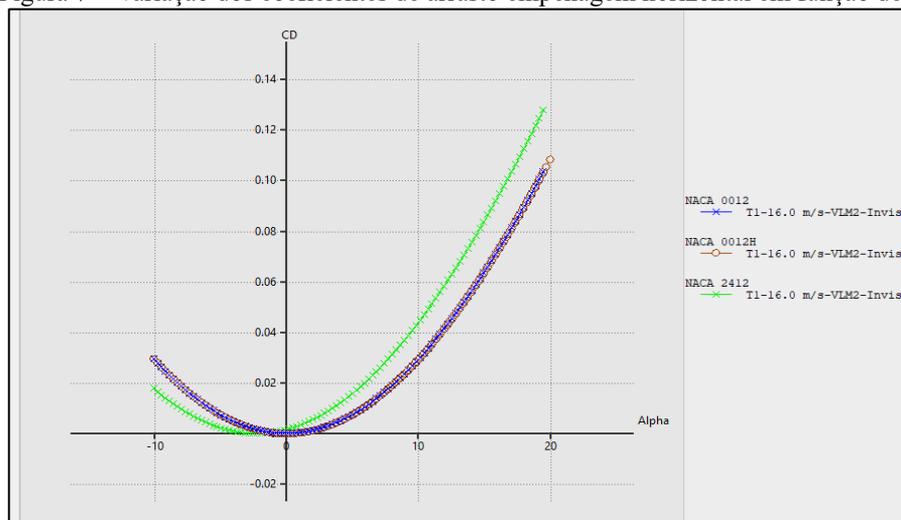
Perfil aerodinâmico	Coeficiente de sustentação máxima ($C_{Lmáx}$)
NACA 0012H	0,824
NACA 0012	0,805
NACA 2412	0,891

Fonte: Autoria própria

4.1.2 Coeficiente de Arrasto

A análise comparativa entre os coeficientes de arrasto C_D entre os perfis da empenagem horizontal, é apresentada na Figura 7.

Figura 7 – Variação dos coeficientes de arrasto empenagem horizontal em função de α



Fonte: software XFLR5

Ao observar o diagrama, percebe-se mais uma vez que as empenagem com os perfis *NACA 0012* e *NACA 0012H* apresentam sobreposição gráfica. Todavia, o perfil *NACA 2412* tem, para o mesmo ângulo de ataque positivo, um coeficiente de arrasto superior às empenagens horizontais que utilizam os perfis *NACA 0012*. Para os ângulos de ataque negativos ocorre a situação inversa. Na Tabela 2 se mostram os valores dos coeficientes de arrasto máxima, obtidos para um ângulo $\alpha=20^\circ$.

Tabela 2 – Coeficiente de arrasto máxima para as diferentes geometrias da empenagem

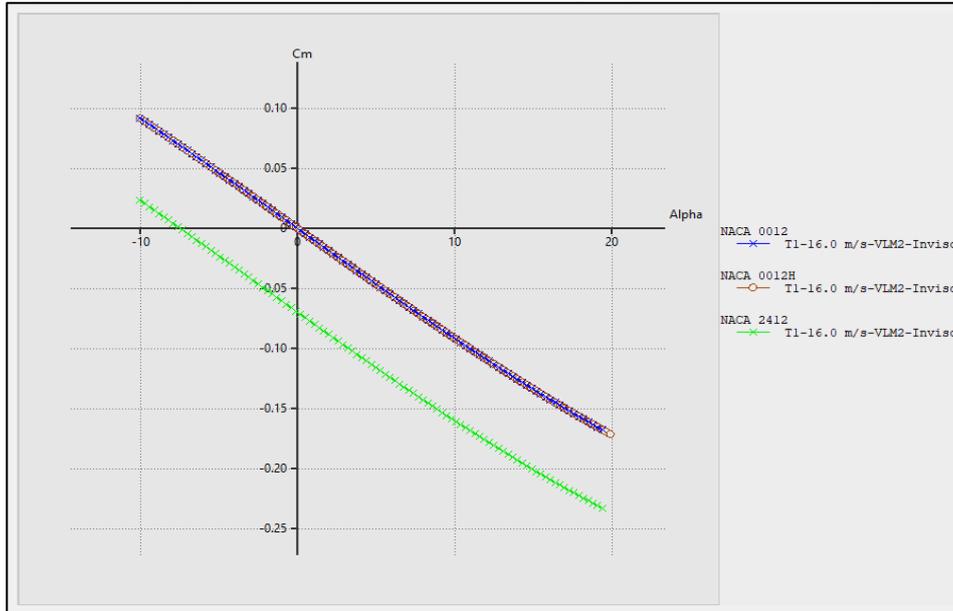
Perfil aerodinâmico	Coeficiente de arrasto máximo ($C_{Dmáx}$)
NACA 0012H	0,108
NACA 0012	0,103
NACA 2412	0,128

Fonte: Autoria própria

4.1.3 Coeficiente de Momento

A Figura 8 mostra a variação dos coeficientes de momento aerodinâmico em função do ângulo de ataque α .

Figura 8 – Variação dos coeficientes de momento empennagem horizontal em função de α



Fonte: software XFLR5

Uma análise semelhante aos coeficientes de arrasto se pode fazer relativamente aos coeficientes de momento, que como se sabe estão relacionados ao controle e estabilidade da aeronave. Os perfis *NACA 0012* e *NACA0012H* tem evoluções do coeficiente de momento com o ângulo de ataque que se sobrepõem. O coeficiente de momento quando se utiliza o perfil *NACA 2412* tem, para o mesmo ângulo de ataque, coeficiente de momento com maior valor absoluto. A Tabela 3 mostra os valores máximos, em valor absoluto, do coeficiente de momento para as três geometrias da empennagem horizontal.

Tabela 3 – Coeficiente de momento máximo para as diferentes geometrias da empennagem

Perfil aerodinâmico	Coeficiente de momento máximo ($C_{M_{\max}}$)
NACA 0012H	-0.171
NACA 0012	-0.168
NACA 2412	-0.233

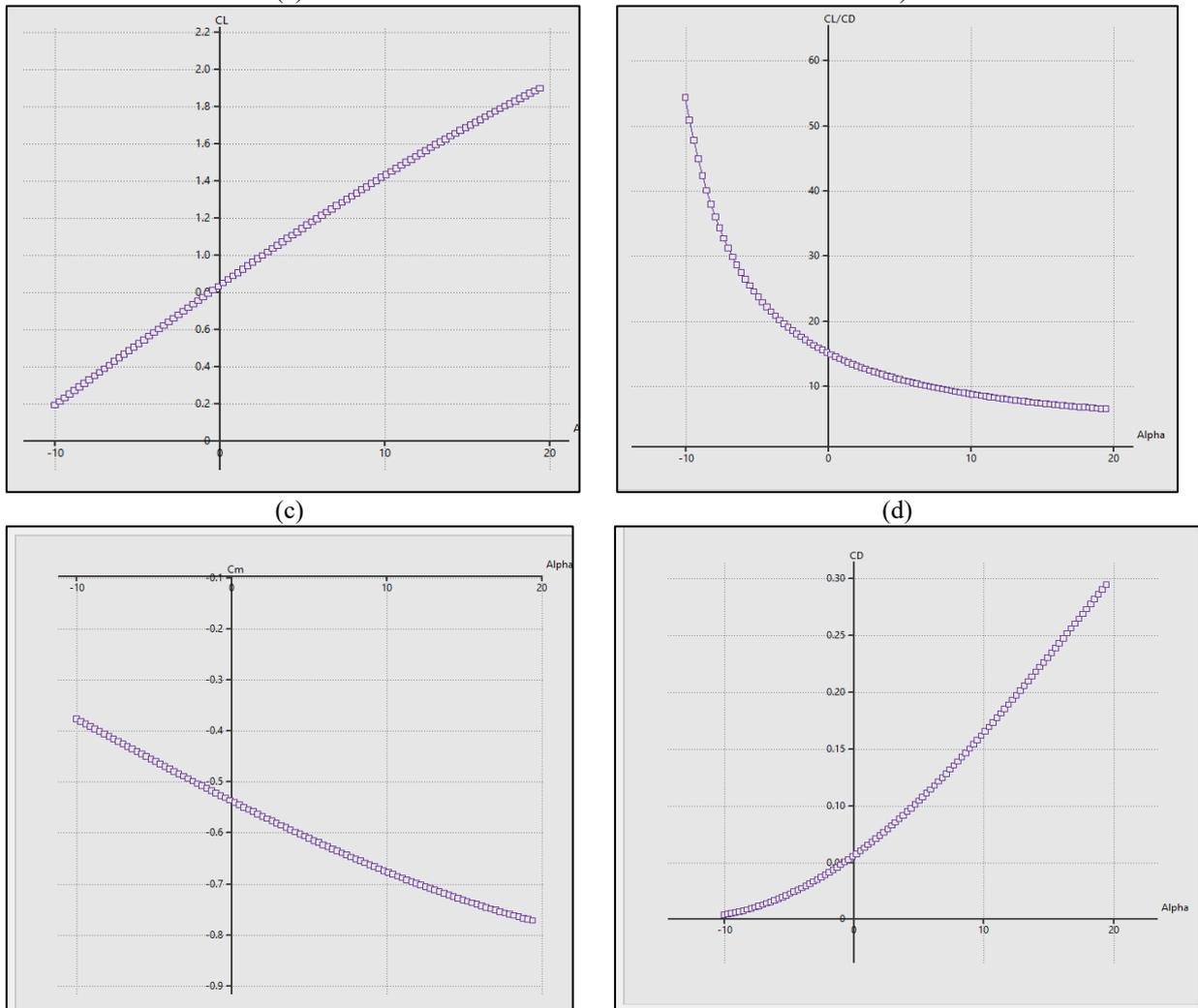
Fonte: Autoria própria

5.2 ASA

O comportamento aerodinâmico da asa foi analisado por simulação utilizando o método VLM para a asa com as dimensões já referidas, com o perfil imposto na asa, SELIG 1223 RTL como se representa na Figura 4. Como referido na Seção 3 a asa tem uma envergadura b de 2 m e uma corda c constante de 0,5 m a que corresponde uma razão de aspecto igual a 4. Na Figura 9 se apresenta a

evolução do coeficiente de sustentação C_L com o ângulo de ataque α (9a), do coeficiente de arrasto C_D com o ângulo de ataque α (9b), do coeficiente de momento C_M com o ângulo α (9c) e da eficiência aerodinâmica asa C_L/C_D (9d).

Figura 9 – Variação dos coeficientes aerodinâmicos da asa com o ângulo α : (a) C_L ; (b) C_D ; (c) C_M e (d) C_L/C_D



Fonte: software XFLR5

Observando a Figura 9, é possível visualizar que o coeficiente de sustentação tem uma evolução linear para ângulo de ataque até aproximadamente $\alpha=12^\circ$, apresentando uma redução, em relação à evolução linear, para ângulos α maior que 12° - Figura 9(a). A curva de arrasto apresenta um crescimento lento para ângulo de ataque inferiores a 3° e evolução linear com o ângulo α a partir de 3° - Figura 9(b). Na Figura 9(c) se apresenta o gráfico de variação do coeficiente de momento com o ângulo de ataque. A curva apresenta uma evolução linear para ângulos de ataque $\alpha < 10^\circ$ e uma evolução mais suave a partir de $\alpha=10^\circ$. A curva apresenta um declive negativo que significa que a



aeronave gera um momento negativo com o aumento do ângulo de ataque tentando reposicionar a aeronave na sua posição de equilíbrio (RODRIGUES, 2011). Na Figura 9(d) se mostra a evolução da razão C_L/C_d em função do ângulo de ataque $\alpha=-10^\circ$ e se reduz rapidamente. A eficiência aerodinâmica C_L/C_d é máxima para $\alpha=-10^\circ$, com um valor aproximado de $C_L/C_d=54$ diminuindo rapidamente até um valor C_L/C_d de 20 para um ângulo de ataque de -4° ; o valor mínimo ocorre para o ângulo de ataque máximo e é aproximadamente sete.

Na Tabela 4 são apresentados todos os valores absolutos máximos dos coeficientes aerodinâmicos e da eficiência para asa com o perfil S1223 RTL.

Tabela 4 – Coeficiente aerodinâmicos máximo para a asa com o perfil SELIG 1223 RTL

Coeficiente aerodinâmico	Valor
C_L	1.894
C_D	0.294
C_M	-0.771
C_L/C_D	54.25

Fonte: os autores

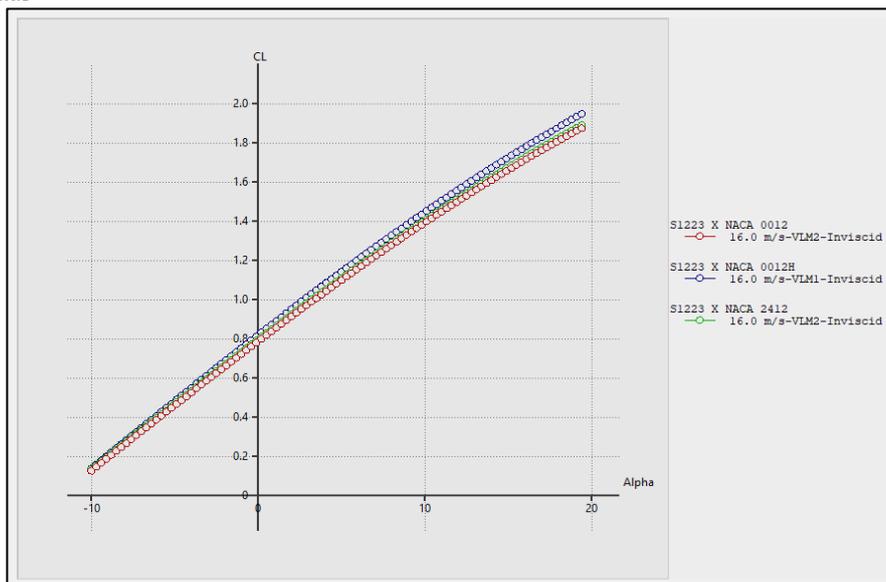
5.3 ASA E EMPENAGEM HORIZONTAL

Apresentam-se, em seguida, os resultados da modelagem conjunta da asa, com o perfil S1223 RTL, e da empenagem horizontal. Foram consideradas as três variações de perfis na empenagem horizontal já referidos, *NACA 0012*, *NACA 0012H* e *NACA 2412*. Esse comparativo visa a escolha do melhor conjunto asa-empenagem horizontal em função dos parâmetros pré-estabelecidos pelo projeto.

5.3.1 Coeficientes de Sustentação

Inicialmente foi analisado o comparativo de sustentação entre as três configurações de asa e empenagem referidos. Na Figura 10 se mostram as evoluções do coeficiente de sustentação com o ângulo de ataque α para as três configurações. Como pode ser observado as três combinações tem evoluções muito semelhantes. A propósito se refere que não é possível visualizar o ponto de *estol*, visto que na análise pelo *VLM* o fluido é considerado invíscido. Pelo gráfico da figura referida é possível perceber que a combinação *S1223* \times *NACA 0012H*, representada pela cor azul na Figura 10, apresenta-se levemente com maiores coeficientes de sustentação que as restantes, obtendo-se para esta combinação um valor de coeficiente de sustentação máximo maior que os demais, como pode ser demonstrado na Tabela 5.

Figura 10 – Comparação da evolução do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque para as três combinações asa e empenagem horizontal



Fonte: software XFLR5

Tabela 5 – Coeficientes de sustentação máximos para as três configurações asa e empenagem horizontal

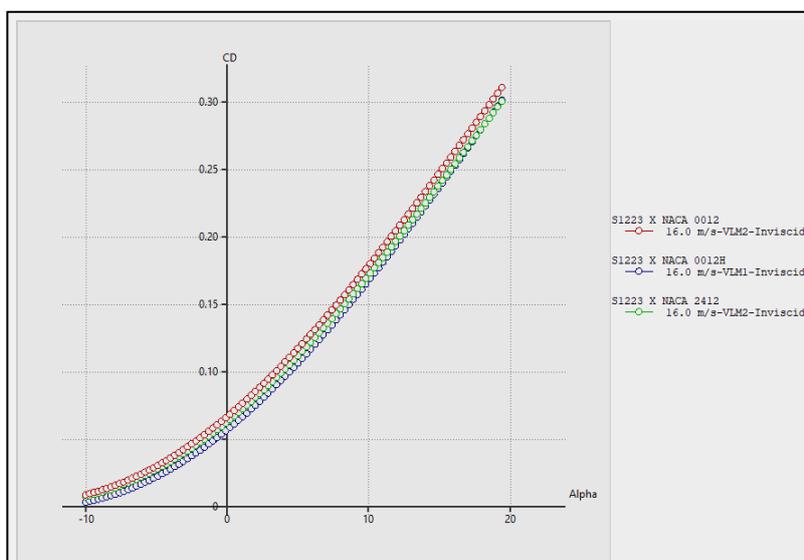
Configuração	Coeficiente de sustentação máximo ($C_{L\text{máx}}$)
S1223 RTL com NACA 0012H	1.943
S1223 RTL com NACA 0012	1.870
S1223 RTL com NACA 2412	1.886

Fonte: Os autores

5.3.1 Coeficientes de Arrasto

Na Figura 11 se representa o comparativo da evolução do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque para as três geometrias já referidas.

Figura 11 – Comparação da evolução do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque para as três combinações asa e empenagem horizontal.



Fonte: software XFLR5

Ao ser observado o diagrama de arrasto se pode verificar que as três combinações apresentam uma variação linear do coeficiente de arrasto com o ângulo de ataque quando α está entre aproximadamente 5° e 20° . A combinação *S1223 RTL* e *NACA 0012H* é a que apresenta menores valores do coeficiente de arrasto. O valor do coeficiente de arrasto máximo, $C_{Dmáx}$, para cada uma das combinações é apresentado na Tabela 6.

Tabela 6 – Coeficientes de arrasto máximos para as três configurações calculadas.

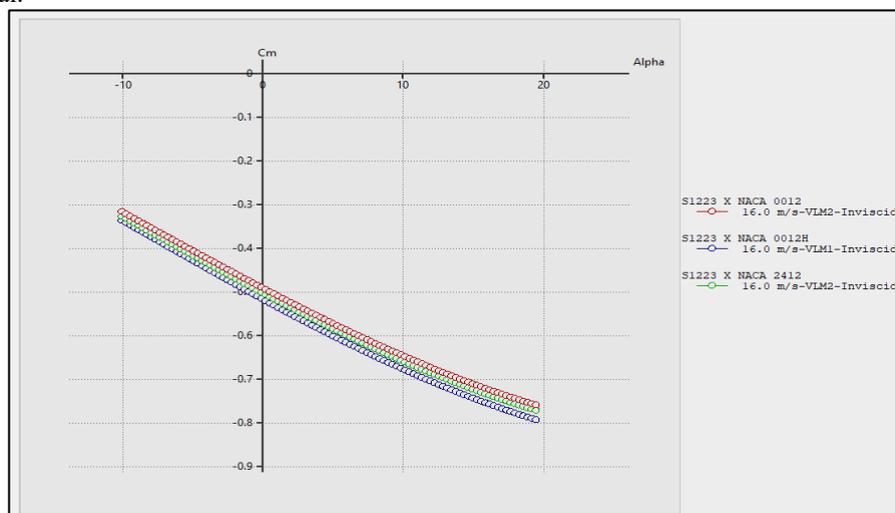
Configuração	Coefficiente de arrasto máximo ($C_{Dmáx}$)
S1223 RTL e NACA 0012H	0.300
S1223 RTL e NACA 0012	0.310
S1223 RTL e NACA 2412	0.301

Fonte: Os autores

5.3.1 Coeficientes de Momento

Outro coeficiente importante é o de momento que é responsável pela estabilidade estática da aeronave, como já referido anteriormente. Na Figura 12 se representa a evolução do coeficiente de momento C_m , com o ângulo de ataque α , para as três configurações. Nas três configurações o coeficiente de momento de arfagem é negativo, isto é, no sentido direto, o que demonstra uma tendência de estabilidade estática, gerada pelo momento de arfagem que segundo a ANAC (ANACPÉDIA, 2024) é *movimento de uma aeronave ao redor do eixo Y ou do eixo lateral* que se opõe ao movimento de subida do nariz da aeronave, quando submetida a maiores ângulos de ataque. Este momento que origina um movimento descendente do nariz da aeronave ajudará a restaurar a sua posição aeronave de voo original, caso ocorra uma perturbação. Por outro lado, quando menor o valor de coeficiente de momento, maior a tendência de estabilidade estática da aeronave.

Figura 12 – Comparação da evolução do coeficiente de momento em função do ângulo de ataque para as três combinações asa e empenagem horizontal.



Fonte: software XFLR5

Logo de modo análogo, quando menor o valor de coeficiente de momento, maior a tendência de estabilidade estática da aeronave. A escolha da configuração *S1223* e *NACA 0012H*, que apresenta, coeficientes de momento mais eficientes se comparado aos demais, será a escolha mais acertada. Na Tabela 7 se mostram os valores máximos do coeficiente de momento para cada configuração.

Tabela 7 – Coeficientes de momento máximos, em valor absoluto, para as três configurações calculadas.

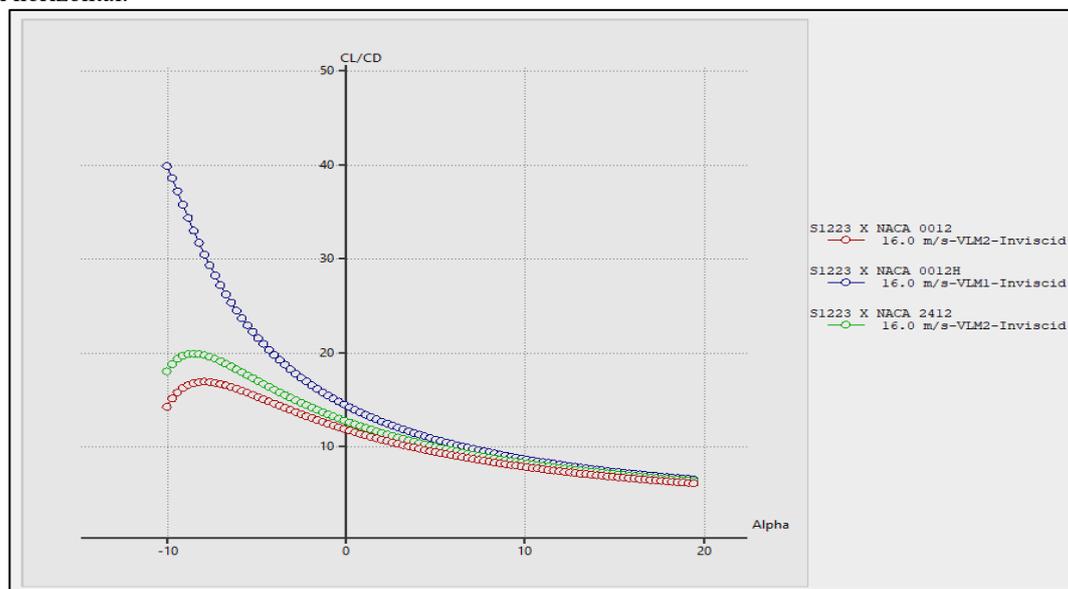
Configuração	COEFICIENTE MÁXIMO DE ARRASTO ($CM_{máx}$)
S1223 RTL e NACA 0012H	-0.792
S1223 RTL e NACA 0012	-0.758
S1223 RTL e NACA 2412	-0.770

Fonte: Autorial própria

5.3.1 Eficiência Aerodinâmica

A eficiência aerodinâmica ε , relaciona os valores dos coeficientes de sustentação e de arrasto, e é definida pela razão Cl/Cd . Na Figura 13 se mostra a evolução deste coeficiente ε com o ângulo de ataque para as três configurações.

Figura 13 – Comparação da evolução da eficiência aerodinâmica, em função do ângulo de ataque, para as três combinações asa e empenagem horizontal.



Fonte: software XFLR5

Para essa análise foi observado dentre as curvas dos três modelos propostos a curva que apresenta maiores valores, isto é, o ângulo de ataque para o qual a sustentação é maior com menor arrasto. Deste modo é possível identificar qual a configuração possui maior eficiência em função a variação de angulação.

Para ângulos de ataque positivos e maiores que 5° graus, as evoluções da eficiência com o ângulo de ataque são similares, sendo um pouco melhores para o perfil *NACA 0012H*. À medida que o ângulo diminui e em particular para ângulos de ataque negativos, a diferença aumenta, com a configuração com o

perfil NACA 0012H, apresentando os maiores valores. Na Tabela 8 se mostram os valores máximos da eficiência para cada configuração.

Tabela 8 – Eficiência aerodinâmica máxima para as três configurações calculadas.

Configuração	Eficiência aerodinâmica máxima ($\epsilon_{\text{máx}}$)
S1223 RTL e NACA 0012H	39.816
S1223 RTL e NACA 0012	16.848
S1223 RTL e NACA 2412	19.845

Fonte: Autoria própria

6 CONCLUSÃO

O escoamento tridimensional em torno da asa, da empenagem horizontal e da configuração conjunta asa e empenagem foram calculadas utilizando o método da malha de vórtices, VLM, recorrendo ao código XFLR5. A asa é do tipo retangular, com uma envergadura de 2,0 m e uma razão de aspecto de 4. O perfil escolhido para a asa foi o SELIG 1223 RTL. A empenagem horizontal é também do tipo retangular, tem uma envergadura de 0,4 m e uma razão de aspecto de 2. Para a empenagem foram considerados três perfis diferentes com espessura relativa de 12%, o NACA 0012, o NACA 0012H e o NACA2412.

São apresentados resultados relativos as evoluções dos coeficientes de sustentação C_L , de arrasto C_D , de momento C_M e da eficiência aerodinâmica ϵ , em função do ângulo de ataque α , para a asa calculada isoladamente, para as três configurações de empenagem horizontal e para as três configurações combinadas asa e empenagem horizontal.

As três combinações de asa e empenagem apresentam bons valores no referente à evolução dos coeficientes de sustentação, de arrasto e momento. Relativamente à eficiência aerodinâmica a combinação que utiliza o perfil NACA 0012H apresenta melhores resultados principalmente para ângulos de ataque negativos.

AGRADECIMENTOS

À Universidade Federal Rural do Semi-Árido pelo suporte financeiro dado para o desenvolvimento do trabalho apresentado neste artigo.



REFERÊNCIAS

- ANAC - Agência Nacional de Aviação Civil. ANACPÉDIA. 2024. Disponível em: <<https://www2.anac.gov.br/anacpedia/por-esp/tr3803.htm>>. Acesso em: 04 de abril de 2024.
- Airfoil Tools. Disponível em: <<http://www.airfoiltools.com>>. Acesso em: 22 de fevereiro de 2024.
- ANDERSON, John D. Fundamentals of Aerodynamics. 5. ed. McGraw-Hill, New York, 2010.
- BREDERODE, Vasco. Aerodinâmica Incompressível. Fundamentos. 2. ed. Lisboa: Coleção Ensino da Ciência e da Tecnologia, 2018. 752 p.
- DRELA, M.; YOUNG, H. XFOIL. 2001. Disponível em: <https://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/xfoil_doc.txt>. Acesso em: 08 de março de 2024.
- DRELA, Mark. An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils. In: Low Reynolds Number Aerodynamics, Springer Berlin Heidelberg, 1989. p. 1-12.
- HESS, J. L.; SMITH, A. M. O. Calculation of potential flow about arbitrary bodies. Progress in Aerospace Sciences, v. 8, n. 1, 1966, p. 1-138.
- HIRSH, C. Numerical Computation of Internal and External Flows. The Fundamentals of Computational Fluid Dynamics. 2. ed. Elsevier, USA, 2007. 700 p.
- RODRIGUES, Luís Eduardo Miranda José. Fundamentos da Engenharia Aeronáutica: aplicações ao projeto SAE-AERODESIGN. 1. ed. São Paulo: Edição do Autor, 2011. 554 p.
- SCORBILLI, R. Engenharia Aeronáutica. Porque o avião voa? 2018. Disponível em: <<https://engenhariaaeronautica.com.br/curiosidades-engenharia-aeronautica/por-que-o-aviao-voa/>>. Acesso em: 05 de março de 2022.
- SHELDAHL, R. E. S.; KLIMAS, P. C. Aerodynamic Characteristics of Seven Symmetrical Airfoil Sections Through 180-Degree Angle of Attack for Use in Aerodynamic Analysis of Vertical Axis Wind Turbines, Sandia National Laboratories, SANDS0-2114, 1981, 124 p.
- THOMAS, James L. Vortex-lattice utilization. NASA SP-405, NASA-Langley, Washington, 1976, 423 p.
- XFLR5. Versão 6.99. Disponível em: <<http://www.xflr5.tech/xflr5.htm>>. Acesso em: 08 de março de 2024.