

COMPARAÇÃO DOS COEFICIENTES AERODINÂMICOS DE UMA ASA PELO SOFTWARE XFLR5 E EXPERIMENTAL

Higor Jales Dantas¹, Prince Azsemergh Nogueira de Carvalho²

Resumo: Com o avanço da tecnologia, surge o ramo das simulações, que por sua vez (no ramo da indústria aeronáutica), permite projetar aeronaves com mais eficácia, rapidez e baixo custo. Este trabalho mostra um estudo comparativo dos coeficientes aerodinâmicos de uma asa retangular com perfil de alta sustentação obtidos através de simulações pelo *software* XFLR5[®] e experimental, a fim de mostrar a confiabilidade das simulações, além de descrever o processo construtivo de uma bancada de ensaios para a obtenção dos coeficientes aerodinâmicos de forma experimental. Após a realização das simulações, do experimento e tratamento dos dados obtidos durante os testes, conclui-se que, para ângulos abaixo do ângulo de *stall* da asa os resultados se mostram satisfatórios, à medida que o ângulo aumentava, os valores dos coeficientes experimental e teórico se distanciavam, uma vez que o método utilizado nas simulações não prediz o ponto de *stall*.

Palavras-chave: XFLR5; Simulações; Coeficientes Aerodinâmicos; Sustentação; Arrasto.

1. INTRODUÇÃO

A aviação é uma das áreas que possui maior crescimento no desenvolvimento tecnológico da atualidade, e continuará por muitos anos, devido às diversas vantagens que esta apresenta em relação aos outros meios de transporte, tanto de pessoas, quanto de produtos. Como por exemplo, viagens de longas distância, que antes levavam dias, agora dura apenas algumas horas. Com isso os fabricantes de aviões sentem-se pressionados a construir aeronaves cada vez mais seguras, eficientes e em períodos de tempo cada vez menor.

Aliado a isso, tem-se a simulação computacional, que permite simular o funcionamento de qualquer sistema do mundo real, como por exemplo o *software* XFLR5[®] [1] que faz simulações em aeronaves para obter parâmetros aerodinâmicos. A simulação tem sido cada vez mais utilizada por profissionais dos mais diversos setores, uma vez que permite verificar ou encaminhar soluções (com a profundidade desejada) aos problemas com os quais lidam diariamente.

O crescimento com relação ao uso desta ferramenta deve-se principalmente à atual facilidade do uso, sofisticação dos ambientes e desenvolvimento de modelos computacionais. Esse crescimento é prova do quão importante e reconhecido está se tornando o modelo de simulação para as empresas e indústrias nacionais e internacionais, atuando na economia de recursos e previsão de problemas.

Contudo, essas simulações empregam hipóteses simplificadas para a resolução dos problemas, tornando-os assim não tão precisos. Simplificações como as do *software* XFLR5[®], descrita por CASSOL [2].

Logo, uma saída para este problema seria o ensaio em uma bancada mais simples, com a utilização de um Arduino (plataforma de prototipagem eletrônica) e sensores, visto que esta possui microcontroladores de pequeno porte que estão aliados a custos mais flexíveis, juntamente com linguagens de programação que estão cada vez mais acessíveis. Com isso, o objetivo geral deste trabalho é mostrar um estudo comparativo do *software*

XFRL5[®], comparando coeficientes aerodinâmicos de uma asa retangular obtidos através de uma simulação e de forma experimental.

2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Com o recente avanço da capacidade de processamento dos computadores e a consequente redução de seu preço, técnicas computacionais passaram a se difundir em diversas áreas científicas, entre elas a aerodinâmica. De acordo com o dicionário inglês The American Heritage (2014), “a aerodinâmica é a dinâmica dos corpos se movendo em relação aos gases, especialmente a interação de objetos em movimento com a atmosfera”. A aerodinâmica é uma ciência aplicada que é utilizada em várias práticas de engenharia (ANDERSON, 2010).

O estudo dos fenômenos que envolvem a aerodinâmica é de fundamental importância para o projeto global de uma aeronave, pois é a partir dele que se consegue determinar os principais coeficientes aerodinâmicos, tais como coeficiente de sustentação e o coeficiente de arrasto, que estão ligados diretamente com a performance da aeronave.

2.1 FORÇAS ATUANTES NAS ASAS

As principais forças observadas em asas de aeronaves são as de sustentação e de arrasto. Sendo que a última é dividida em arrasto induzido e arrasto parasita. Além das forças citadas, existem também forças de tração e peso da aeronave, conforme (ANDERSON, 2010).

2.1.1 Força de sustentação

Sustentação é a componente da resultante aerodinâmica perpendicular ao vento relativo, surgindo em virtude do diferencial de pressão entre o intradorso e o extradorso da asa, tendendo a empurrá-la para cima. Graças a essa força, o aerofólio é capaz de gerar sustentação, alcançando voo (no caso das aeronaves). A força de sustentação é representada pela letra L e calculada segundo a Equação 1, a qual relaciona a densidade do ar ρ [kg/m³], a área em planta da asa S [m²], a velocidade do escoamento V [m/s] e o coeficiente de sustentação adimensional C_L (STINTON, 2001). Segundo [3], a sustentação é dada por:

$$L = \frac{1}{2} C_L \rho S V^2 \quad (1)$$

2.1.2 Força de arrasto

Segundo Stinton (2001), o arrasto é a força que se opõe ao movimento de um objeto sólido através de um fluido. O arrasto é devido às forças de fricção (atrito), que agem em direção tangente à superfície e das de pressão, que atuam em uma direção perpendicular à esta superfície, além disso, a força de arrasto D [N] dependem da velocidade do escoamento. O arrasto é obtido pela Equação 2, sendo C_D um coeficiente de arrasto adimensional.

$$D = \frac{1}{2} C_D \rho S V^2 \quad (2)$$

3. METODOLOGIA COMPUTACIONAL

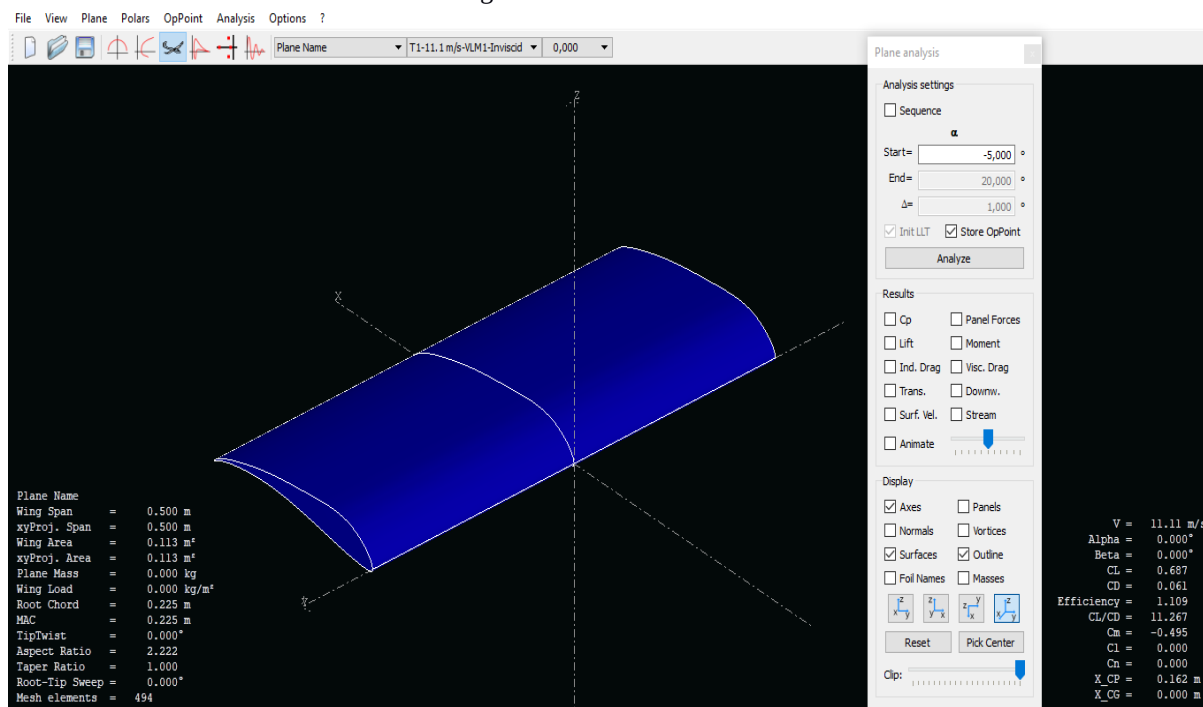
Com a ajuda do *XFLR5*[®], uma extensão do conceituado *XFOIL*[®], um programa iterativo para o desenvolvimento e análise de aerofólios. O software consiste em uma coleção de rotinas que promovem várias funções úteis para uma análise completa de um perfil aerodinâmico, tais como análise de descolamento do fluido e previsão de sustentação e arrasto sob baixos valores de Reynolds e diversas velocidades (DRELA, 2000).

3.1 SIMULAÇÃO

Para a execução da simulação, foi considerada uma asa retangular (Figura 1), por ser de fácil construção e baixo custo, com as seguintes dimensões: 1 metro de envergadura, 0,225 metros de corda. Para o perfil, foi

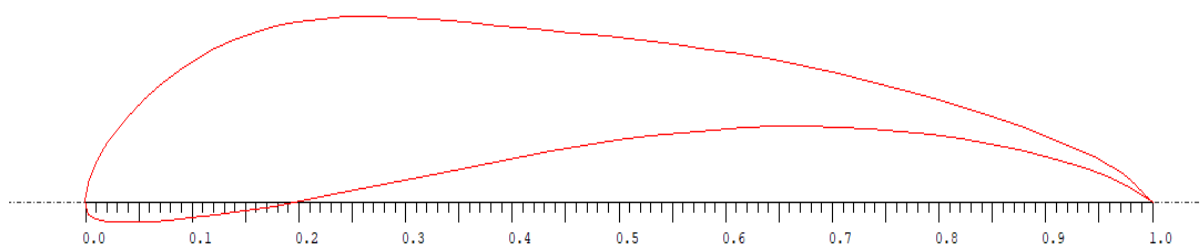
escolhido o Selig 1223 rtl [4] mostrado na Figura 2, por ser um perfil de alta sustentação, o qual facilita a obtenção dos dados de sustentação e arrasto para baixas velocidades. O método utilizado foi o Vortex Lattice Method (VLM) ou Método da Malha de Vórtices, por ser indicado para alongamentos abaixo de 6, segundo [2]. Como no ensaio experimental a asa será dividida (devido o *XFLR5*[®] não levar em consideração o vão existente no meio da asa do ensaio) será considerada apenas a metade da asa, logo, a envergadura será de 0,5 metros, com isso todos os resultados e cálculos serão efetuados para metade da asa.

Figura 1 – Interface do xflr5



Fonte: Autoria própria, 2020.

Figura 2 - Perfil Selig 1223 rtl

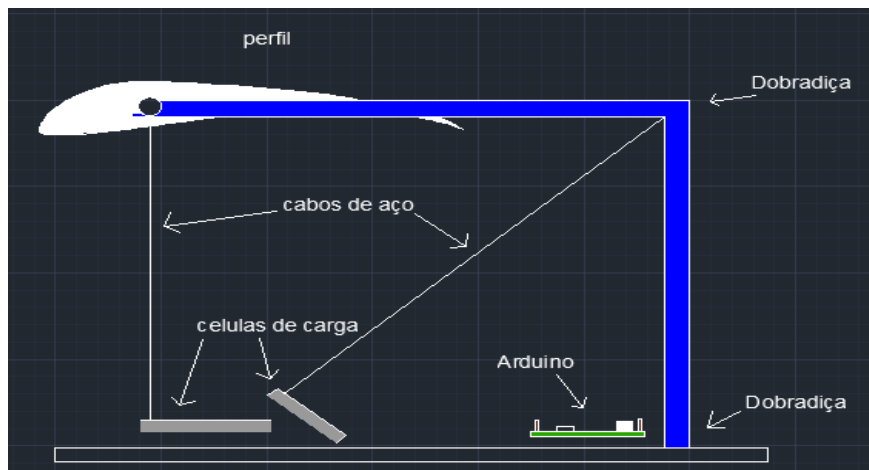


Fonte: Autoria própria, 2020.

4. METODOLOGIA EXPERIMENTAL

A fim de comparar os resultados obtidos computacionalmente com dados reais, foi desenvolvido um teste experimental, realizado em uma bancada de testes representada na Figura 3. O equipamento mostrado na Figura 4 permite que sejam coletados dados, tais como sustentação e arrasto.

Figura 3 – Esquema da bancada de ensaio



Fonte: Autoria própria, 2020.

Figura 4 – Bancada de ensaio



Fonte: Autoria própria, 2020.

4.1 CONSTRUÇÃO DO MATERIAL DE ENSAIO

A asa utilizada no ensaio foi construída utilizando um método simples e econômico de criar superfícies aerodinâmicas de pequeno porte, isto é, usando um fio metálico aquecido por uma resistência a fim de cortar uma asa de poliestireno expandido representado na Figura 5, e atribuindo resistência através de técnicas de revestimento, como colocação de longarinas e revestimento com materiais plásticos, tais como: “*Monokote*”, cartolina ou fita adesiva, como mostrado na Figura 6.

Figura 5 – Corte com fio aquecido



Fonte: Autoria própria, 2020.

Figura 6 – Revestimento com cartolina

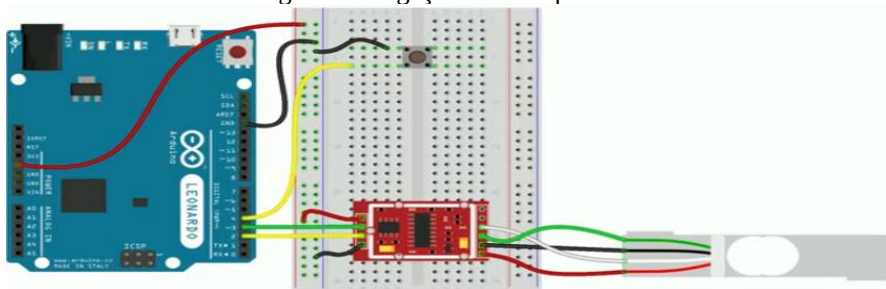


Fonte: Autoria própria, 2020.

4.2 EQUIPAMENTO DE ENSAIO

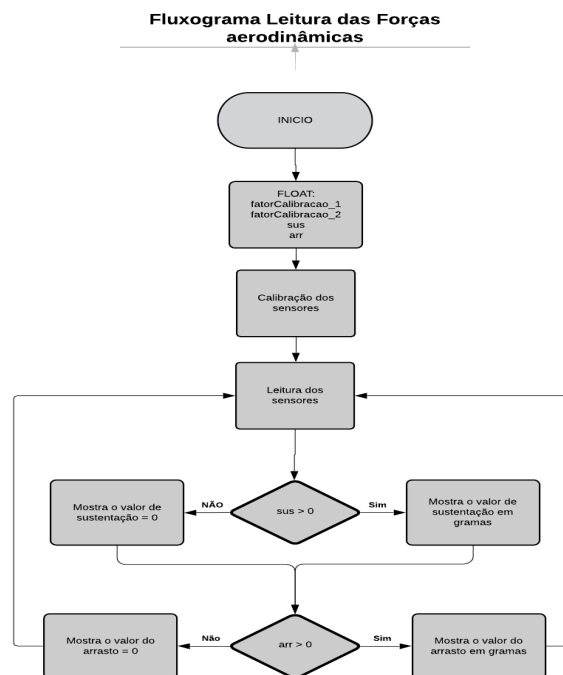
Para o ensaio experimental, foi utilizado um microcontrolador (*Arduino*® uno), dois módulos HX711 e duas células de cargas (uma com capacidade de 20 kg, para obtenção da sustentação e outra com capacidade de 5 kg, para obtenção do arrasto) ligados conforme a Figura 7, por conseguinte, foi desenvolvido um código na linguagem do *Arduino*® (conforme Figura 8), capaz de registrar essas forças.

Figura 7 – Ligação dos componentes



Fonte: Autoria própria, 2020.

Figura 8 – Fluxograma



Fonte: Autoria própria, 2020.

As forças registradas em cada célula eram mostradas em um display e posteriormente enviadas para uma planilha no software *EXCEL*®. Essas células foram acopladas à uma bancada que, por sua vez, foi montada em um carro, como mostrado na Figura 9.

Figura 9 – Bancada de ensaio acoplada ao carro



Fonte: Autoria própria, 2020.

4.3 METODOLOGIA DO ENSAIO

A asa foi testada na bancada de ensaio para quatro velocidades diferentes sendo elas 30, 40, 50 e 60 km/h (adotando que a velocidade de escoamento é igual a velocidade registrada no carro) e com quatro ângulos de ataque diferentes, sendo eles 5°, 10°, 15° e 20°. A mesma possui uma área de 0,1125 m² e sob um número de Reynolds de $3,2 \times 10^{-5}$, sugerido por [3]. Os dados coletados da sustentação é somado com o peso da asa, e com o peso da parte superior da estrutura, para os dados do arrasto, é subtraído o arrasto registrado com o arrasto somente da estrutura, com isso os dados são enviados para uma planilha no *EXCEL*®.

5. RESULTADOS E DISCUSSÕES

A partir das forças de sustentação coletas e através da Equação 1, foi possível gerar a Tabela 1, onde “L teórico” é a sustentação teórica, “L exp” é a sustentação experimental, “vel” é a velocidade de escoamento e “alfa” é o ângulo formado entre a corda do perfil e a direção do escoamento.

Tabela 1 – Valores da sustentação para cada ângulo e velocidade

vel./alfa	L [kg]	5°	10°	15°	20°
8,33 m/s	L teórico	0,444	0,537	0,614	0,671
	L exp.	0,428	0,487	0,607	0,556
11,11 m/s	L teórico	0,789	0,956	1,092	1,193
	L exp.	0,726	0,864	1,047	0,989
13,88 m/s	L teórico	1,231	1,493	1,703	1,862
	L exp.	1,157	1,396	1,637	1,715
16,66 m/s	L teórico	1,774	2,15	2,454	2,683
	L exp.	1,711	2,069	2,354	2,187

Fonte: Autoria própria, 2020.

Da Equação (3) calculou-se o C_L (coeficiente de sustentação da asa) segundo [3], para cada ângulo e

velocidade, como mostrado na Tabela 2, onde “ C_L teórico” é o coeficiente de sustentação teórica, “ C_L exp” é o coeficiente de sustentação experimental e “L” é a sustentação gerada pela asa [N].

$$C_L = \frac{L}{0,5 \rho V^2 S} \quad (3)$$

Tabela 2 – Valores do coeficiente de sustentação para cada ângulo e velocidade

vel./alfa		5°	10°	15°	20°
8,33m/s	C_L teórico	0,91	1,103	1,259	1,376
	C_L exp.	0,878	1,00	1,245	1,141
11,11 m/s	C_L teórico	0,91	1,103	1,259	1,376
	C_L exp.	0,837	0,997	1,21	1,141
13,88 m/s	C_L teórico	0,91	1,103	1,259	1,376
	C_L exp.	0,855	1,032	1,21	1,267
16,66 m/s	C_L teórico	0,91	1,103	1,259	1,376
	C_L exp.	0,878	1,067	1,207	1,122
	Media C_L exp.	0,8665	1,016	1,21	1,141

Fonte: Autoria própria, 2020.

Com as forças de arrasto coletas e através da Equação 2, foi possível gerar a Tabela 3, onde “ D teórico” é o arrasto teórico e “ D exp” é o arrasto experimental.

Tabela 3 – Valores do arrasto para cada ângulo e velocidade

vel./alfa	D [kg]	5°	10°	15°	20°
8,33m/s	D teórico	0,067	0,104	0,148	0,227
	D exp.	0,075	0,109	0,155	0,197
11,11 m/s	D teórico	0,12	0,183	0,263	0,404
	D exp.	0,125	0,193	0,283	0,336
13,88 m/s	D teórico	0,187	0,286	0,41	0,63
	D exp.	0,202	0,301	0,414	0,547
16,66 m/s	D teórico	0,269	0,412	0,591	0,908
	D exp.	0,281	0,415	0,669	0,85

Fonte: Autoria própria, 2020.

Da Equação (4) calculou-se o C_{Di} segundo [3], para cada ângulo e velocidade, como mostrado na Tabela 4; onde “ C_{Di} teórico” é o coeficiente de arrasto induzido teórico, “ C_{Di} exp” é o coeficiente de arrasto induzido experimental, “ D ” é a força de arrasto gerada pela asa [N] e “ cd ” é o coeficiente de arrasto do perfil.

$$C_{Di} = \frac{D}{0,5 \rho V^2 S} - cd \quad (4)$$

Tabela 4 – Valores do coeficiente de arrasto induzido para cada ângulo e velocidade

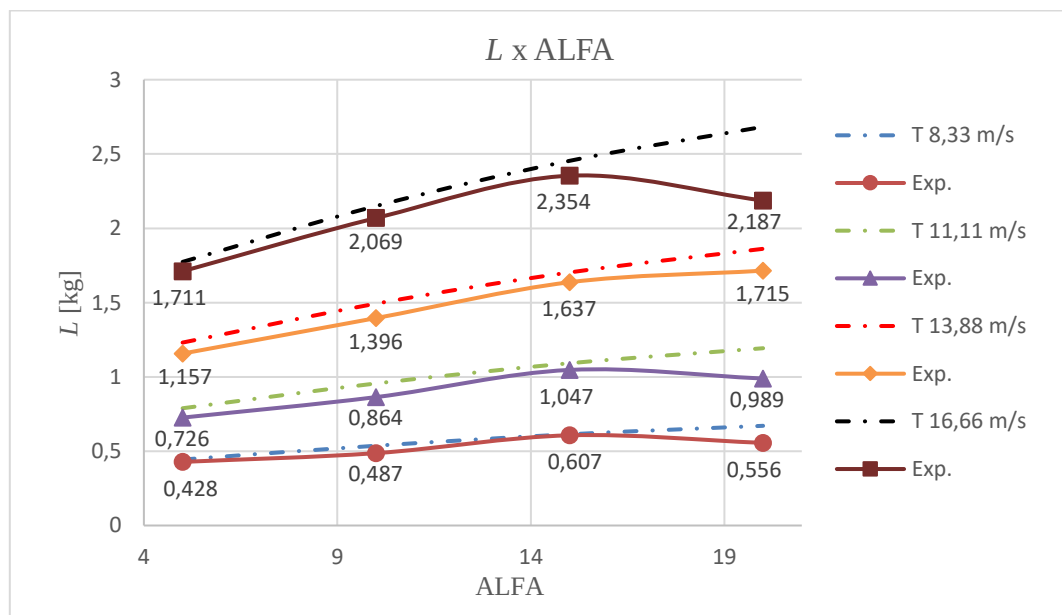
vel./alfa		5°	10°	15°	20°
8,33m/s	C_{Di} teórico	0,115	0,179	0,249	0,321
	C_{Di} exp.	0,131	0,191	0,264	0,187
11,11 m/s	C_{Di} teórico	0,115	0,179	0,249	0,321
	C_{Di} exp.	0,121	0,190	0,272	0,175
13,88 m/s	C_{Di} teórico	0,115	0,179	0,249	0,321
	C_{Di} exp.	0,126	0,190	0,252	0,192
16,66 m/s	C_{Di} teórico	0,115	0,179	0,249	0,321
	C_{Di} exp.	0,121	0,180	0,289	0,223
	Media C_{Di} exp.	0,123	0,190	0,268	0,189

Fonte: Autoria própria, 2020.

5.1 ANÁLISE DA SUSTENTAÇÃO

Com Tabela 1, foi possível elaborar o gráfico de sustentação por ângulo alfa representado na Figura 10.

Figura 10 – Sustentação teórica e experimental para cada ângulo e velocidade



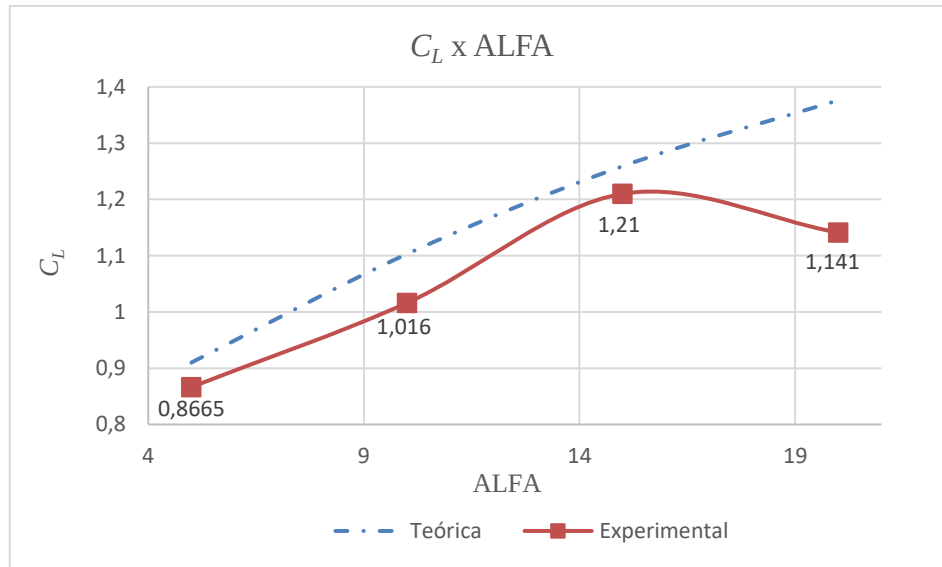
Fonte: Autoria própria, 2020.

Observa-se que os resultados da sustentação para cada velocidade entre 5° e 15° são próximos, uma vez que o ensaio apresenta erros tais como as medições da velocidade, da densidade, do ângulo da asa, não serem tão precisas, além de o ensaio ser realizado em cima de um carro onde há vibrações, podendo gerar erros nas medições dos sensores de carga. Porém, a partir de 15°, a sustentação experimental diminui, o que comprova o *stall* da asa. Já a sustentação teórica obtida através do software, não diminui a partir dos 15°, uma vez que, o método não prever o momento de *stall* devido o escoamento ser inviscido, segundo [1].

Observa-se também, que à medida que a velocidade aumenta para ângulos acima de 15°, a diferença entre a sustentação teórica e a sustentação experimental aumenta, devido o escoamento estar se tornando mais turbulento.

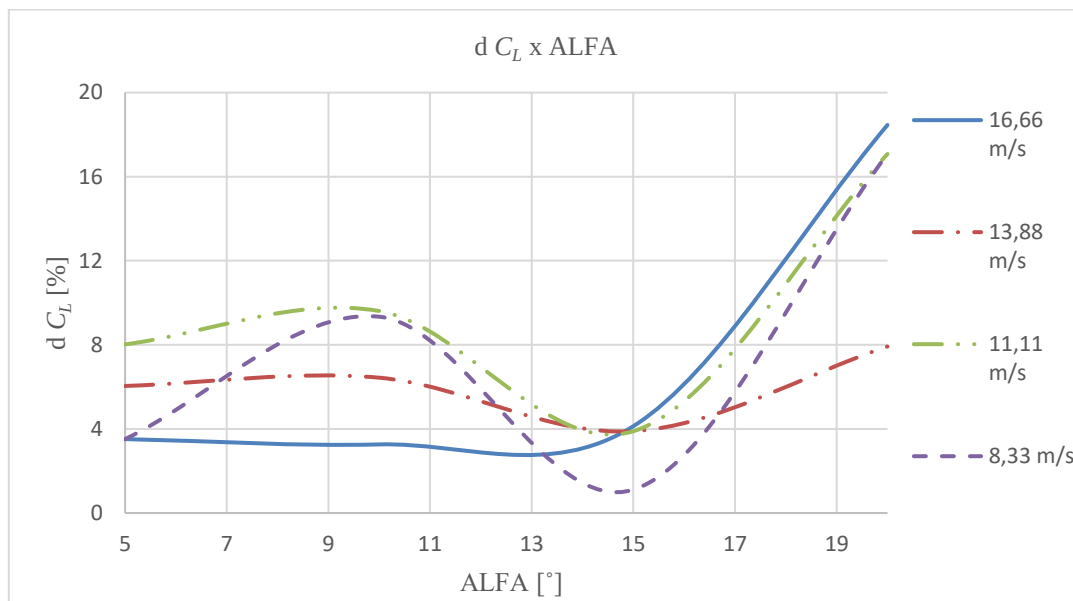
Através da Tabela 2, foi possível montar o gráfico de coeficiente de sustentação por alfa (representado na Figura 11), e o gráfico do erro relativo do C_L experimental em relação ao C_L teórico por alfa, para cada velocidade, como mostrado na Figura 12.

Figura 11 – Coeficiente de sustentação media teórica e experimental para cada ângulo



Fonte: Autoria própria, 2020.

Figura 12 – Erro absoluto em porcentagem por alfa para cada velocidade



Fonte: Autoria própria, 2020.

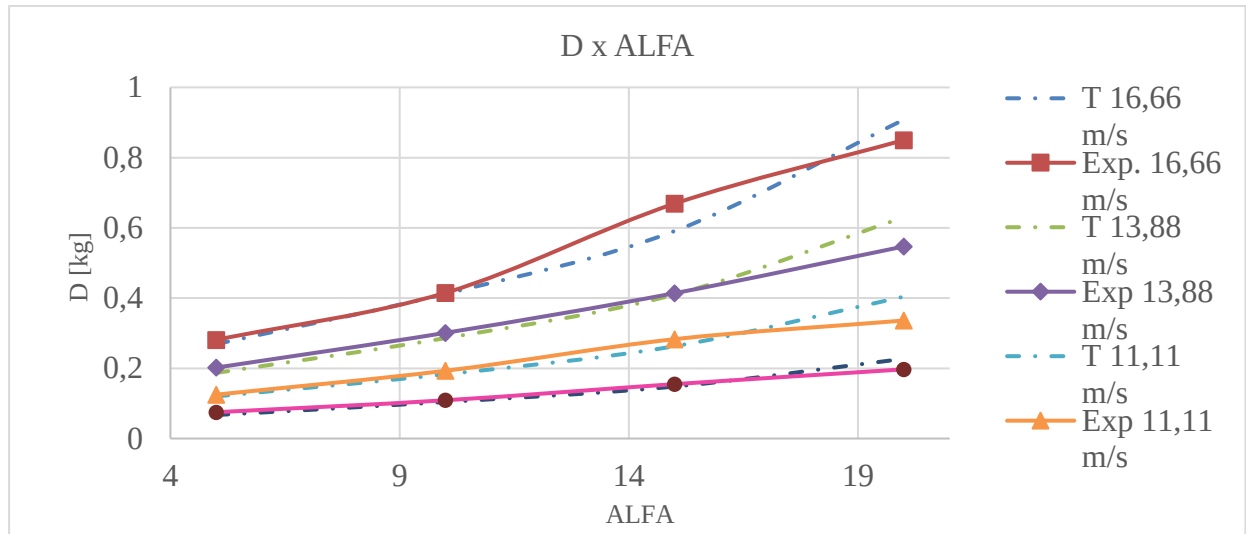
A partir da observação da Figura 11, nota-se que inicialmente entre 5° e 15°, os valores de C_L experimental e teórico são próximos, porém, ao aumentar o alfa os resultados se distanciam. Isso se dá devido à asa entrar em *stall*.

Observa-se na Figura 12 que entre 10° e 15°, houve um decaimento. Isso se dá devido à asa estar em regime de transição, ou seja, o escoamento está se tornando turbulento.

5.2 ANÁLISE DO ARRASTO

Com a Tabela 3, foi possível montar o gráfico de arrasto por alfa representado na Figura 13.

Figura 13 – Arrasto teórico e experimental para cada ângulo e velocidade

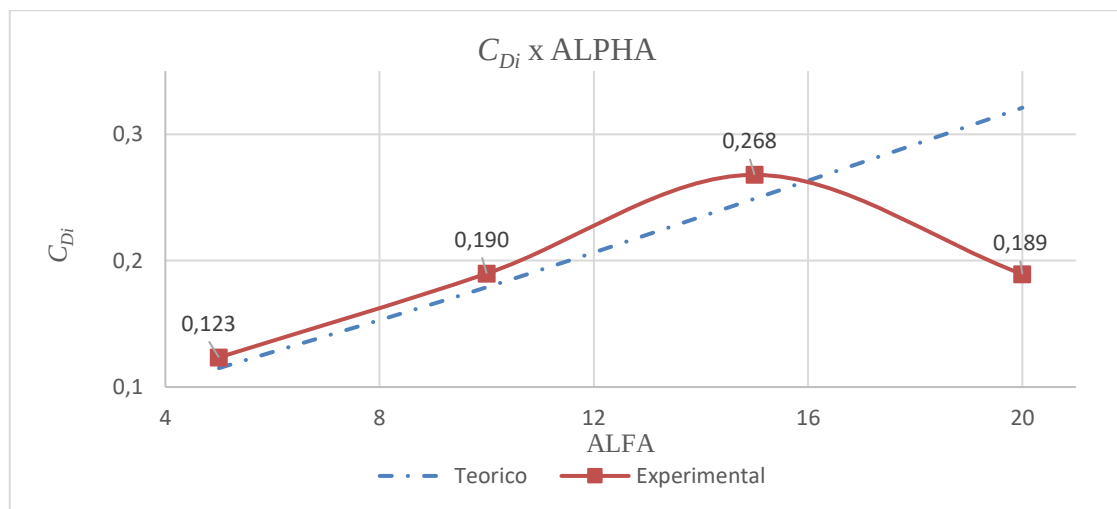


Fonte: Autoria própria, 2020.

Percebe-se na Figura 13 que os valores do arrasto aumentam à medida que a velocidade aumenta, em conformidade com a Equação 2. Nota-se também que os valores de arrasto teórico e experimental estão bastante próximos para o alfa, variando de 5° a 15° para alfa acima de 15°, onde a asa começa a entrar em *stall* (os valores de arrasto se distanciam).

A partir da Tabela 4, gerou-se o gráfico do coeficiente de Arrasto induzido médio por alfa para cada ângulo, representada na Figura 14.

Figura 14 – Coeficiente de Arrasto induzido médio teórico e experimental para cada ângulo



Fonte: Autoria própria, 2020.

Pode-se verificar que, para o intervalo de alfa de 5° a aproximadamente 15°, os valores do coeficiente de arrasto induzido teórico estão bem próximos do experimental. Contudo, para alfa acima de 15°, o C_{Di} experimental diminui, o que nos mostra o *stall* da asa, já que C_{Di} surge devido à geração de sustentação da asa (se houver uma redução da sustentação, por consequência, haverá uma redução no C_{Di}).

6. CONCLUSÕES

Este artigo teve por objetivo mostrar um estudo comparativo do *XFLR5*[®] por meio de uma análise comparativa dos coeficientes aerodinâmicos de uma asa retangular obtidos por meio de simulações e testes experimentais. Além de promover o desenvolvimento e construção do material de ensaio.

Foram realizadas simulações e ensaios experimentais de uma asa retangular para a obtenção dos parâmetros aerodinâmicos e com isso encontrar as curvas C_L e C_{Di} em função do alfa. Para assim comparar os dados teóricos com os dados experimentais.

Os resultados nos mostram que, para ângulos menores que o ângulo de *stall* da asa, a utilização do software se mostra satisfatória, visto que o software não prevê o momento de *stall*, já que esse método trabalha sob regime sem viscosidade. Os coeficientes de sustentação teórico e experimental se mantiveram bastante próximos, contudo, o coeficiente experimental se manteve levemente acima do teórico, apresentando grandes variações somente após o *stall*. Da mesma forma, o coeficiente de arrasto induzido teórico e experimental também se mantiveram próximos para ângulos menores que 16°, ou seja, ângulos abaixo do de *stall*, e só apresentou grandes variações acima desse ângulo.

Com isso, a bancada de ensaios utilizada nesse trabalho, pode ser uma saída para instituições que não possuem um túnel de vento, uma vez que, essa bancada possui baixo custo e é de fácil construção.

Como sugestão para trabalhos futuros fica a possibilidade de acrescentar novos parâmetros aerodinâmicos como o coeficiente de momento, além de realizar uma análise da influência da geometria da asa sobre seus coeficientes aerodinâmicos.

7. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] XFLR5. **General Description**. Disponível em: <<http://www.xflr5.com/xflr5.htm>>. Acesso em: 5 janeiro 2020.
- [2] CASSOL, Nádila Regina. **ANÁLISE AERODINÂMICA DE ASAS ATRAVÉS DA TEORIA DA LINHA SUSTENTADORA E DO MÉTODO DA MALHA DE VÓRTICES**. 2019. Disponível em: <<http://Análise Aerodinâmica de Asas através da Teoria da Linha Sustentadora e do Método da Malha de Vórtices.com.br>>. Acesso em: 10 jan. 2020
- [3] ANDERSON, J. D. **Fundamentals of aerodynamics**. 5 ed. McGraw-Hill, New York, 2010.
- [4] LASALLE, Richard T.. S1223 RTL. Disponível em: <<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=s1223rtl-il>>. Acesso em: 05 jan. 2020.
- [5] RODRIGUES, Luiz Eduardo Miranda. J. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica – Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign**. São Paulo Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de São Paulo, São Paulo, 2009.
- [6] ROSKAM, J.; LAN, C.T.E. **Airplane Aerodynamics and Performance**. Lawrence: DARcorporation, 1997.
- [7] Drela, M., "Transonic Low Reynolds Number Airfoils", Journal of Aircraft, Nov-Dec 1992.
- [8] Sorenson, T. and Drela, M., "Aeroelastic Sensitivity Calculations Using a Newton-Based Full-Potential Equation Solver", AIAA-95-1834-CP, AIAA 13th Applied Aerodynamics Conference, June, 1995.
- [9] Washington, T. and Drela, M., "Multielement Airfoil Ice Accretion", AIAA-95-1860-CP, AIAA 13th Applied Aerodynamics Conference, June, 1995.

-
- [10] Nishida, B. and Drela, M., "**Fully Simultaneous Coupling for Three-Dimensional Viscous/Inviscid Flows**", AIAA-95-1806-CP, AIAA 13th Applied Aerodynamics Conference, June, 1995.
- [11] The Design of the Airplane, Second Edition (Inglês) por Darrol **Stinton** (Autor), Loughborough University of T D. **Stinton 2001**.