

# ANÁLISE DAS FORÇAS AERODINÂMICAS NO AEROFÓLIO NACA 2412 COM SUÇÇÃO

Matheus de Lima Martinez\*  
Renato Alves da Silva\*\*

## Resumo

Este trabalho apresenta a investigação das forças aerodinâmicas, sustentação e arrasto, no aerofólio NACA 2412 com sucção, submetido ao escoamento subsônico, incompressível e laminar. O material escolhido para a fabricação do aerofólio foi o ABS. A distribuição de pressão ao redor do aerofólio NACA 2412, devido ao escoamento imposto pelo túnel de vento, foi obtida por simulação numérica. O maior valor de pressão foi então utilizado para obter, através do software SolidWorks 2016®, os esforços mecânicos sobre o aerofólio NACA 2412 com orifícios, mostrando que o perfil suporta as tensões mecânicas devido ao escoamento. O aerofólio NACA 2412 com orifícios foi construído através do processo de fabricação aditiva, por impressão 3D e, posteriormente, instalado na seção de testes do túnel de vento subsônico do Laboratório de Aerodinâmica e Transferência de Calor da Unipampa – Campus Alegrete. Foram realizados três experimentos: com o aerofólio sem orifícios, com o aerofólio com orifícios em seu extradorso e com o aerofólio com sucção. Para obtenção das forças aerodinâmicas foram montados e ajustados dois aparatos: um para obtenção da massa sustentada e outro para a massa arrastada. Os dados de massa sustentada, de massa arrastada, de pressão e temperatura atmosférica, de pressão dinâmica, bem como os dados geométricos da asa foram utilizados para obtenção das forças de sustentação e arrasto. Os resultados de força e de coeficiente de sustentação, para diversos ângulos de ataque, mostraram-se, qualitativamente, coerentes com os resultados obtidos da literatura, as diferenças quantitativas podem estar relacionadas às condições ambientais (temperatura e pressão atmosférica) as quais os experimentos foram executados, juntamente com a diferença na área superficial entre o aerofólio da referência e o construído por prototipagem. Além disso, os resultados de força e de coeficiente de sustentação, para o escoamento sobre o aerofólio com sucção em seu extradorso, apresentaram um comportamento aerodinâmico ligeiramente melhor (maior ângulo de estol) que um aerofólio sem sucção. Por outro lado, nota-se que o aparato construído e utilizado para obtenção da massa arrastada não apresentou sensibilidade suficiente para captar, de forma adequada, a variação da massa arrastada ocasionada pelo escoamento ao redor do aerofólio. Entretanto, pode-se observar, que até o ângulo de ataque próximo de  $\alpha=10^\circ$ , há um aumento “linear” da força de arrasto, o que parece também ocorrer no perfil de referência (NACA 2412 – Manual AF103 (2008)), o que indica que o aparato utilizado para obtenção da massa arrastada, com as devidas modificações e/ou ajustes, pode ser aperfeiçoado, podendo gerar resultados melhores.

**Palavras-chave:** aerofólio, escoamento subsônico, forças aerodinâmicas, sucção da camada limite, túnel de vento.

\*Discente do curso de graduação em Engenharia Mecânica – Universidade Federal do Pampa. E-mail: [matheusmartinez.aluno@unipampa.edu.br](mailto:matheusmartinez.aluno@unipampa.edu.br)

\*\*Professor Orientador – Universidade Federal do Pampa – UNIPAMPA, Campus Uruguaiana. E-mail: [renatosilva@unipampa.edu.br](mailto:renatosilva@unipampa.edu.br)

## Abstract

This work presents the investigation of aerodynamic forces, lift and drag, in the NACA 2412 airfoil with suction, submitted to subsonic, incompressible and laminar flow. The ABS material was chosen for the manufacture of the airfoil. The numerical simulation was used to get pressure distribution around the NACA 2412 airfoil, due to the air flow imposed by the wind tunnel. The mechanical stresses on the NACA 2412 airfoil with orifices was calculated by SolidWorks 2016 ® software. The results showed that the profile supports the mechanical stresses due to air flow. The 3D printing was used to manufacture NACA 2412 airfoil with orifices. This profile was installed in the test section of the subsonic wind tunnel of the Aerodynamics and Heat Transfer Laboratory at Unipampa – Campus Alegrete. Three experiments were carried out: with the airfoil without orifices, with the airfoil with orifices and with the airfoil with suction. To obtain the aerodynamic forces, two apparatuses were assembled and adjusted: one to obtain the sustained mass and the other for the dragged mass. Sustained and dragged mass, atmospheric pressure and temperature, dynamic pressure data, as well as wing geometric data were used to obtain lift and drag forces. The results of force and lift coefficient, for different angles of attack, showed to be qualitatively consistent with the results obtained in the literature, the quantitative differences may be related to the environmental conditions (temperature and atmospheric pressure) in which the experiments were carried out. In addition, the results of force and lift coefficient, for the flow over the airfoil with suction on its upper surface, presented a slightly better aerodynamic behavior (greater stall angle) than an airfoil without suction. On the other hand, it is noted that the apparatus built and used to obtain the dragged mass did not show sufficient sensitivity to adequately capture the variation in dragged mass caused by the flow around the airfoil. However, it can be observed that up to the angle of attack close to  $\alpha=10^\circ$ , there is a “linear” increase in the drag force, which also seems to occur in the reference profile (NACA 2412 – Manual AF103 (2008)), which indicates that the apparatus used to obtain the dragged mass, with the necessary modifications and/or adjustments, can be improved, and may generate better results.

**Keywords:** aerodynamics forces, airfoil, boundary layer suction, subsonic air flow, wind tunnel.

## 1. INTRODUÇÃO

A aerodinâmica é definida como o estudo do escoamento de ar e das forças que agem sobre os corpos sólidos. O corpo sólido mais comumente estudado é o aerofólio, que é uma superfície construída para se obter uma reação aerodinâmica a partir do escoamento ao seu redor ou para minimizar a influência da resistência imposta no corpo pelo escoamento. Em uma aeronave, qualquer superfície que converta a resistência do ar em força útil ao voo pode ser chamada de aerofólio. Cada aerofólio possui características aerodinâmicas que dependem da forma geométrica do seu perfil. Essas características podem ser obtidas através da força de sustentação e da força de arrasto que são, respectivamente, a capacidade de geração de sustentação do perfil e a força de resistência ocasionada pelos efeitos viscosos do escoamento, momento resultante ao redor do centro aerodinâmico que influencia nos critérios de estabilidade da aeronave.

O desenvolvimento de seções do tipo aerofólio começou em 1800. Ludwig Prandtl expôs sua teoria sobre a aproximação da camada limite em que se

estabeleceu que o escoamento de fluido fosse dividido em duas regiões: (i) região de escoamento externo, que é invíscido, e (ii) camada limite próxima à superfície sólida, onde os efeitos de atrito são importantes. Portanto, este faz com que o escoamento de ar tenha diferentes velocidades em diferentes posições de um aerofólio (CENGEL, CIMBALA, 2014).

Um aerofólio é uma superfície delgada com geometria curva que gera forças de sustentação e de arrasto, necessárias às asas do avião, pás da hélice, etc. A função principal de um aerofólio é gerar sustentação para elevar o peso da aeronave e mantê-la em voo. Um aerofólio, quando é acelerado até uma determinada velocidade, gera forças aerodinâmicas úteis (forças de sustentação e arrasto) devido ao movimento relativo entre este e o ar. A força gerada pela diferença de pressão perpendicular à superfície é a força de sustentação e a força de cisalhamento paralela à superfície é a força de arrasto, que age no sentido contrário a direção do movimento, resultando num aumento de consumo de energia para superar a força de arrasto (CHUMBER *et al*, 2018).

Segundo o princípio de Bernoulli, um escoamento de ar sobre um aerofólio gera, em sua parte superior, uma região de baixa pressão e na parte inferior, uma região de alta pressão. Essa diferença de pressão entre as superfícies superior e inferior do aerofólio gera uma força denominada Força de Sustentação (JAIN, JAIN, BAJPAI, 2016).

CHUMBER *et al*, 2018 realizaram um estudo sobre os coeficientes de sustentação e de arrasto em vários tipos de aerofólio e concluiu que os maiores ângulo de ataque geram maiores forças de sustentação, porém geram também maiores forças de arrasto.

SAGAT, 2012, realizou uma análise experimental e numérica do escoamento com baixo número de Reynolds sobre aerofólios e observou que o aumento do ângulo de ataque leva ao aumento do coeficiente de sustentação, mas após o ângulo de ataque de 12°, o coeficiente de sustentação começa a diminuir, porém o coeficiente de arrasto continua aumentando.

LEARY, 2010, descobriu, através de análises numéricas, que pás de turbinas eólicas geram arrasto e sustentação. SARKAR, MUGHAL, 2017, observaram que a variação de ângulos de ataque para escoamento com altos números de Reynolds gera variações nas forças de sustentação e de arrasto.

PARASHAR, 2015, realizou simulações numéricas de diferentes perfis de aerofólios NACA que corroboraram com a teoria disponível na literatura. DASH, 2016, estudou através de análise de CFD e observaram que há um aumento drástico de sustentação com relação ao arrasto em aerofólio, porém esse aumento ocorre até certo valor de ângulo de ataque.

BALJIT *et al*, 2017, mostrou que o sistema de sucção e de sopro a jato aplicado num aerofólio produz resultados positivos nos coeficientes de arrasto e sustentação, ambos, a sucção e o sopro, retardaram o descolamento da camada limite, mantendo, desta forma, a camada limite aerodinâmica sobre a superfície do aerofólio.

Este trabalho tem o objetivo investigar o comportamento das forças aerodinâmicas, sustentação e arrasto, no aerofólio NACA 2412 com sucção da camada limite, submetido ao escoamento subsônico, incompressível e laminar. O aerofólio será construído através do processo de fabricação aditiva, por impressão 3D e, posteriormente, instalado na seção de testes do túnel de vento subsônico do Laboratório de Aerodinâmica e Transferência de Calor da Unipampa – Campus Alegrete.

## 2. MATERIAIS E MÉTODOS

### 2.1 Geometria

Um aerofólio genérico juntamente com as principais características geométricas é mostrado na Figura 1. O bordo de ataque é a extremidade dianteira e o bordo de fuga a extremidade traseira do aerofólio. O segmento de reta ligando o bordo de ataque ao bordo de fuga é denominado de corda  $c$ . A distância entre o extradorso e o intradorso é denominada espessura do aerofólio, que é função do arqueamento. O arqueamento (curvatura) é a distância máxima entre a linha de arqueamento média e a linha de corda. O ângulo de ataque  $\alpha$  é o ângulo formado entre a linha de corda e a direção da velocidade não perturbada  $V_\infty$  (ANDERSON, 2010).

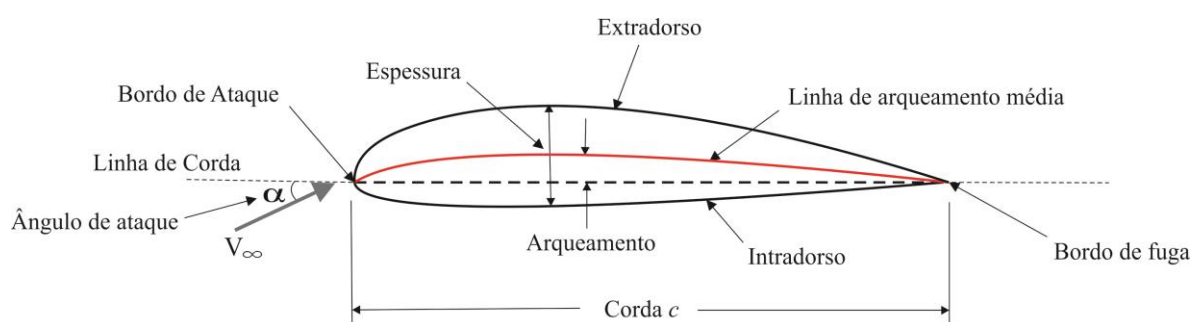


Figura 1: Nomenclatura de um aerofólio genérico.

O aerofólio NACA 2412, usado neste trabalho, é parte da série NACA de quatro dígitos da classificação de aerofólios. Esses quatro dígitos determinam as características geométricas do perfil da seguinte forma: 1 – o primeiro dígito descreve a linha de arqueamento máximo (*camber*) em termos de percentagem da corda; 2 – o segundo dígito descreve a localização do valor máximo de arqueamento, medido a partir do bordo de ataque, em termos de percentagem da corda; 3 – os dois últimos dígitos descrevem a espessura máxima do aerofólio em termos de percentagem da corda. Com todas as percentagens dadas em relação ao comprimento da corda do aerofólio, a classificação do NACA 2412 determina que o aerofólio tem uma curvatura máxima de 2%, localizado a 40% do bordo de ataque, com uma espessura máxima de 12% (ABBOTT, DOENHOFF, 1959).

### 2.2 Simulação numérica

O aerofólio NACA 2412 foi confeccionado em ABS (Acrilonitrilo-Butadieno Estireno), através do processo de fabricação aditiva. Para obter a posição onde seriam realizados os orifícios (por onde o escoamento paralelo a asa foi succionado, retardando assim o descolamento da camada limite) e o comportamento mecânico da asa submetido aos esforços do escoamento, foram realizadas simulações numéricas através do software SolidWorks 2016 ®.

### 2.3 Aerofólio

Os dados geométricos para a construção do aerofólio NACA 2412 foram obtidos do site Airfoil Tools ([link: encurtador.com.br/doBR5](http://encurtador.com.br/doBR5)), projetado com uma

cavidade interna conforme a Figura (2) é construído através do processo de fabricação aditiva, por impressão 3D (impressora de marca Ultimaker). O material utilizado na impressão do perfil foi o ABS por apresentar propriedades mecânicas compatíveis com os esforços aerodinâmicos. O perfil, devido às restrições de operação do equipamento, teve que ser segmentado em 10 partes iguais para sua fabricação. Para unir esses segmentos foi utilizado o Cianoacrilato de Metila. Com a finalidade de melhorar o acabamento superficial, o aerofólio foi lixado 1 demão com lixa 150 e lixa 400; 2 demãos com lixa 800 e 1000 e 1 demão com lixa 2000, posteriormente foi aplicado sobre sua superfície duas camadas de verniz automotivo PU.

Num segundo momento, foram realizadas, com uso de uma furadeira de bancada, 109 perfurações no extradorso do aerofólio, cada perfuração com 1,5 mm de diâmetro e de distância entre eles – conforme indicado na Figura 2.

## 2.4 Balança aerodinâmica

Para obtenção dos parâmetros aerodinâmicos: forças de arrasto e de sustentação, o perfil NACA 2412 foi instalado na seção de testes do Túnel de Vento Subsônico do Laboratório de Aerodinâmica e Transferência de Calor da Unipampa – Campus Alegrete, para isso foram necessários montar dois aparatos distintos, que pudessem, através da combinação da segunda e da terceira leis de Newton, obter a força de sustentação e a força de arrasto. Para a obtenção experimental da força de sustentação foi construído um anteparo de madeira, externo a seção de testes, com a finalidade de dar suporte e ao mesmo tempo, ser capaz de ajustar, com o auxílio de um transferidor, o ângulo de ataque da asa – conforme apresentado na Figura 2. Esse anteparo foi posicionado sobre uma balança digital (marca: Amira – modelo: TCS 40) nivelada, conforme apresentado na Figura 3. Sobre a balança digital foi colocado o anteparo de madeira, juntamente com uma massa de 5 kg (para estabilizar o conjunto). Com o aerofólio acoplado ao anteparo (+massa) sobre a balança e posicionado na seção de testes do túnel, a balança foi zerada (tarada) e os experimentos foram realizados para diversos ângulos de ataque, que resultaram em valores de massa sustentada.

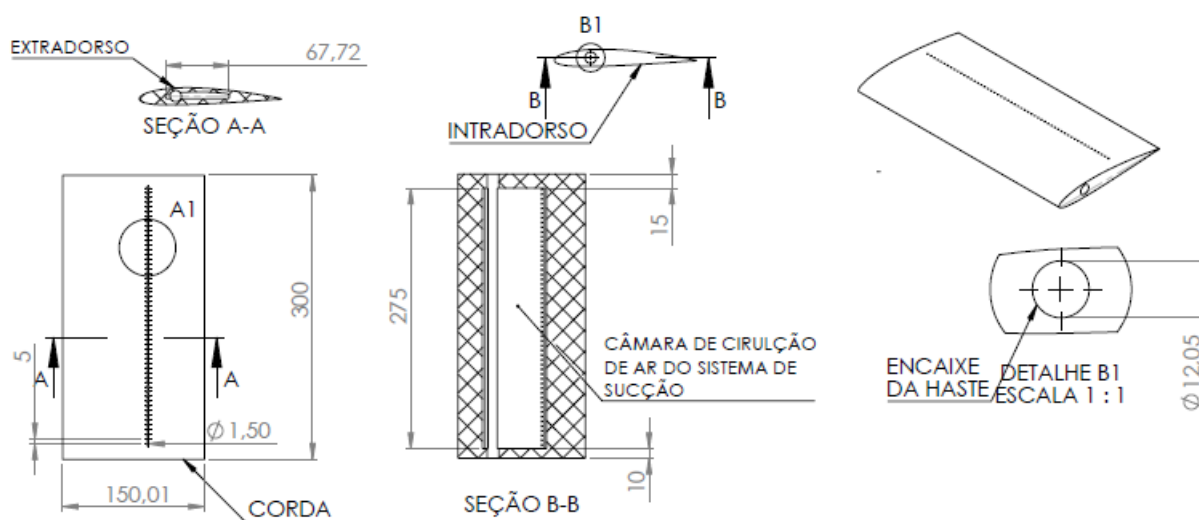


Figura 2: Desenho esquemático do aerofólio NACA 2412.

Para a obtenção da força de arrasto, um cabo de aço ATC de 2 mm de diâmetro foi engastado nas extremidades laterais da asa, distendido horizontalmente até a polia do Mecanismo de Posicionamento 3D (utilizado como suporte para o cabo de aço), a partir da polia, o cabo de aço foi estendido verticalmente e preso em um suporte no qual foram colocadas massas de valores conhecidos (foram utilizadas 2 massas de 2 kg e 4 de 1 kg). O conjunto cabo de aço, suporte e massas, foi então posicionado sobre uma balança digital nivelada e tarada (com as cargas). Por fim, os experimentos foram realizados para diversos ângulos de ataque, que resultaram em valores de massa arrastada.

## 2.5 Parâmetros atmosféricos e do escoamento

A pressão dinâmica, necessária ao cálculo da velocidade do escoamento, foi obtida do transdutor de pressão diferencial, conectado ao tubo de Pitot, que por sua vez estava instalado a montante, alinhado com o escoamento e posicionado na linha de centro do túnel de vento, na seção de testes – vide Figura 3. A temperatura estática e a pressão atmosférica foram obtidas através de um baro-termo-higrômetro – Marca: Oregon Scientific, modelo: BTHR918N.

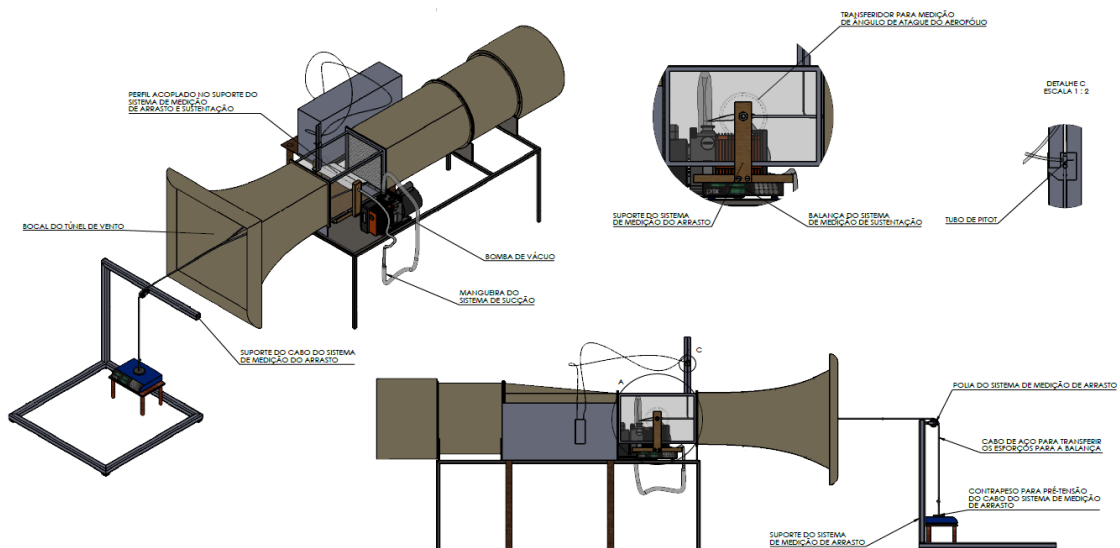


Figura 3: Túnel de vento subsônico - instrumentado.

## 2.6 Instrumentação da asa

Para gerar a sucção no extradorso da asa, uma bomba de vácuo (marca JAVAC, modelo: CC-31) foi acoplada, através de duas mangueiras de PVC (mangueira 1: com diâmetro de ½ polegada – ligando a asa ao adaptador; mangueira 2: com diâmetro de ¾ polegada, ligando o adaptador até a bomba), a lateral oposta a aquela na qual estava o transferidor (vide Figura 4), gerando um fluxo constante de 36 L/min ( $6 \times 10^{-4} \text{ m}^3/\text{s}$ ).



Figura 4: Aerofólio NACA 2412 - instrumentado.

### 3. RESULTADOS E DISCUSSÃO

Os comportamentos aerodinâmicos e mecânico provenientes do escoamento subsônico,  $Ma=0,09$ , para  $Re_c=2,86 \times 10^5$ , sobre o modelo numérico tridimensional do aerofólio NACA 2412 instalado na seção de testes do túnel de vento, foram obtidos através do software SolidWorks 2016 ®. As dimensões do aerofólio são dadas na Figura 2 e as da seção de testes são  $300 \times 300 \text{ mm}$ . Como condições de contorno aerodinâmicas foram utilizadas: *i)* não-escorregamento nas superfícies sólidas; *ii)* velocidade uniforme na entrada da seção de testes; *iii)* pressão atmosférica na saída da seção de testes.

O campo de pressão dinâmica é apresentado na Figura 5 para ângulos de ataque:  $-2^\circ$ ,  $0$  e  $15^\circ$ . Observe que para ângulos positivos o valor da pressão dinâmica no intradorso supera a do extradorso, gerando assim uma sustentação positiva, esperada em aeronaves. Por outro lado, para ângulo de ataque negativo (Fig. 5a) o valor da pressão no extradorso é maior que no intradorso, gerando assim uma sustentação negativa (*downforce*), comportamento esperado nos aerofólios de carros superesportivos e de corridas (p.ex. fórmula 1).

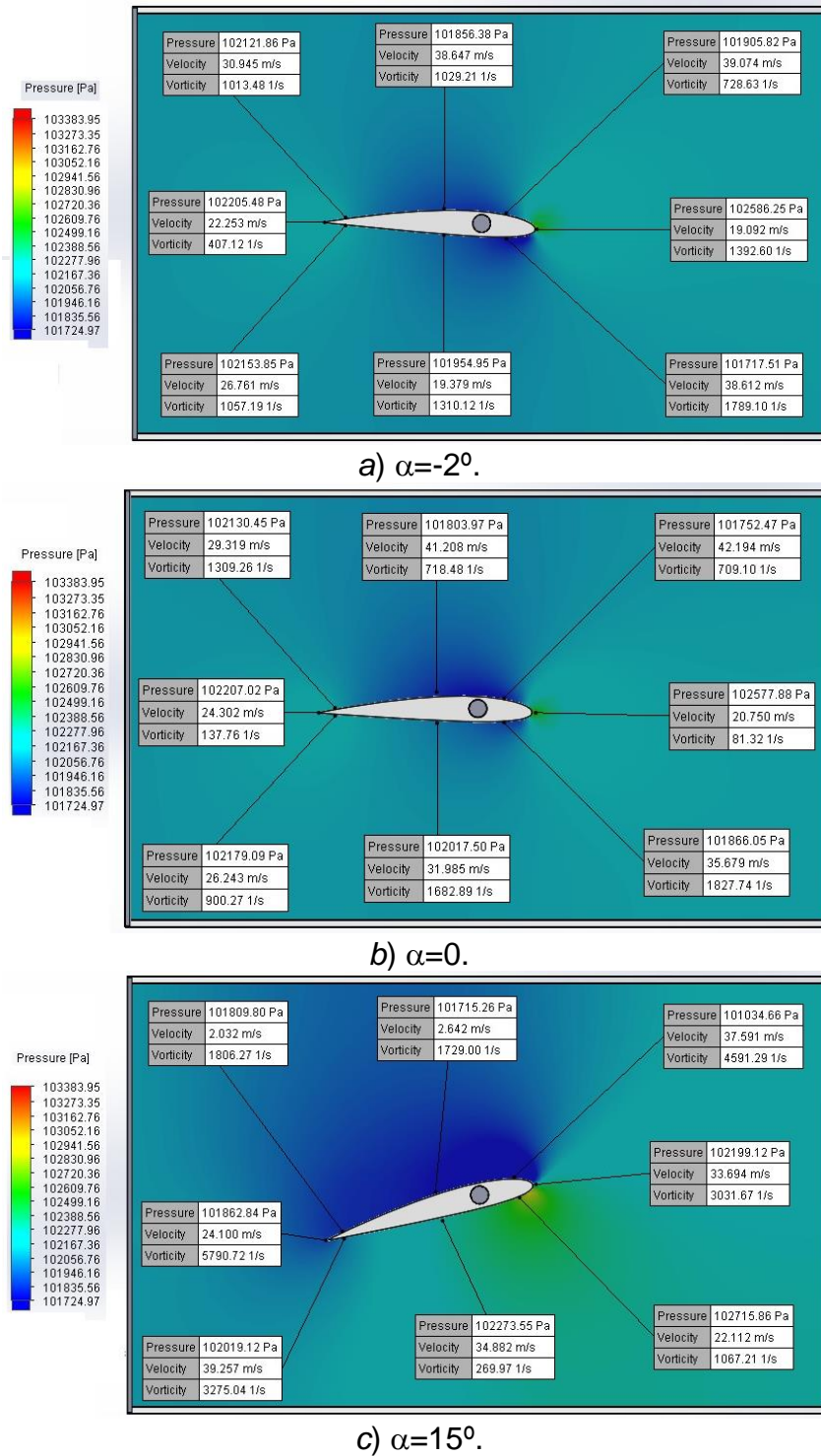
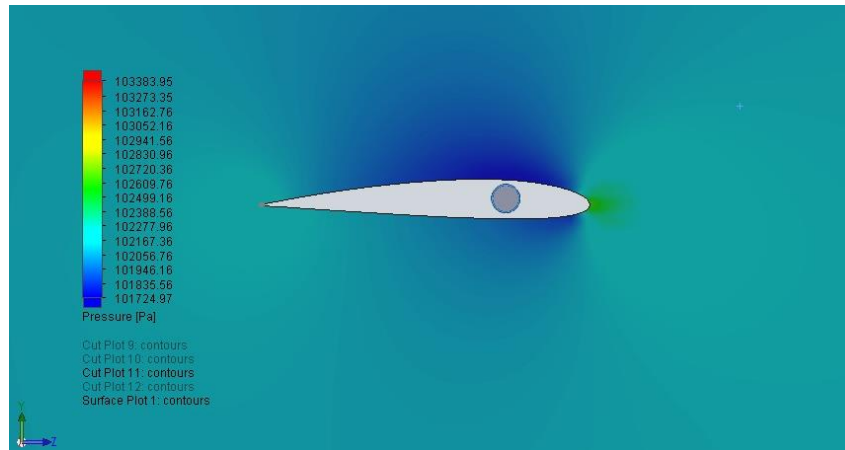


Figura 5: Campo de pressão dinâmica para: a)  $-2^\circ$ ; b)  $0$ ; c)  $15^\circ$ .

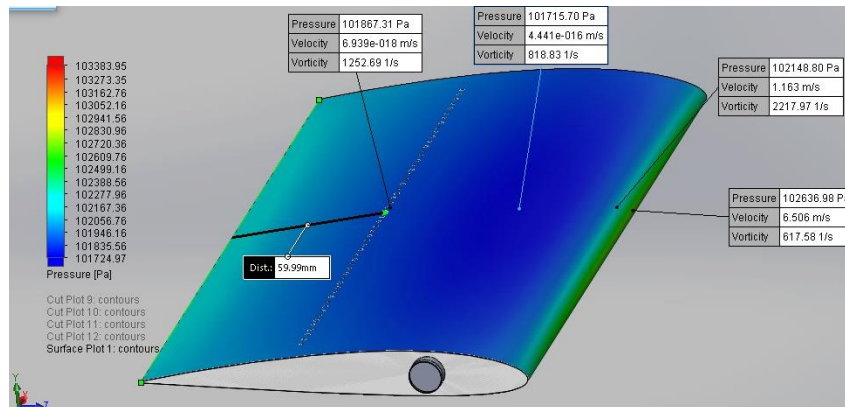
Com a obtenção do campo de pressão dinâmica (Figura 6a) foi possível encontrar a distribuição de pressão no extradorso da asa (Figura 6b). A distribuição de pressão diminui do bordo de ataque até um mínimo de  $101,7 \text{ kPa}$  (vide Figura 6b), após essa região onde a pressão é mínima, a pressão começa a aumentar e leva ao descolamento da camada limite aerodinâmica, implicando na diminuição da sustentação e no aumento do arrasto. Para retardar o descolamento da camada limite optou-se pela sucção do escoamento através de pequenos orifícios na região onde a



pressão dinâmica começa a aumentar (a 60 mm do bordo de fuga da asa).



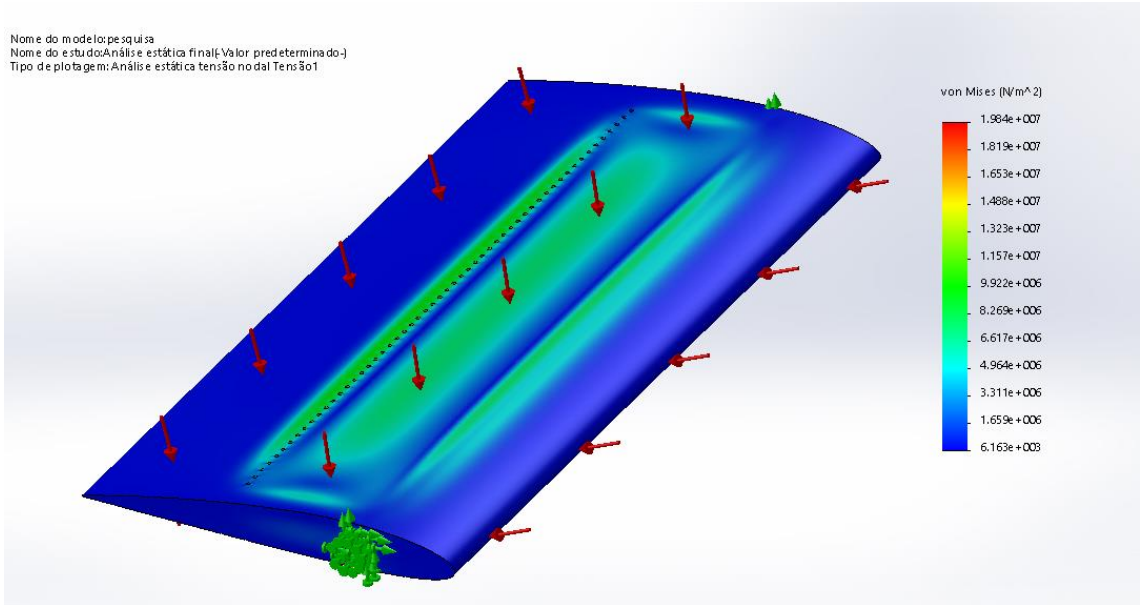
a) vista lateral.



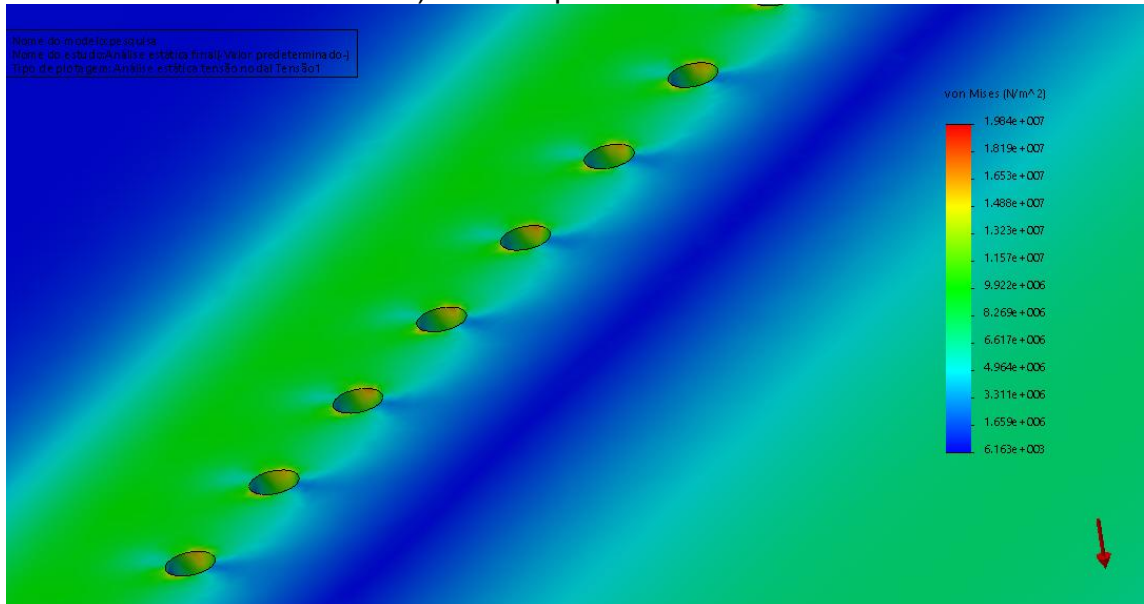
b) extradorso.

Figura 6: Campo de pressão dinâmica para ângulo de ataque,  $\alpha=0$  – a) vista lateral; b) extradorso.

Como condições de contorno mecânicas (vínculos estruturais) foram utilizadas: *i)* engastada no lado direito; *ii)* apoiada no lado esquerdo; *iii)* tensão normal uniforme ( $103 \text{ kN/m}^2$  – maior valor de pressão dinâmica – vide Fig. 5c) aplicada sobre toda a superfície da asa. O material utilizado (ABS) foi considerado isotrópico linear elástico e a geometria foi discretizada em 1.377.129 elementos (2.031.140 nós). Os resultados da tensão de von Mises – Figura 7, mostraram, como esperado, que os maiores valores de tensão se encontram na borda dos orifícios, porém essas tensões ainda são bem menores que o valor de tensão de ruptura,  $39 \text{ MPa}$ , desta forma, o material ABS, modelado num perfil de asa, suporta as cargas normais impostas pelo escoamento.



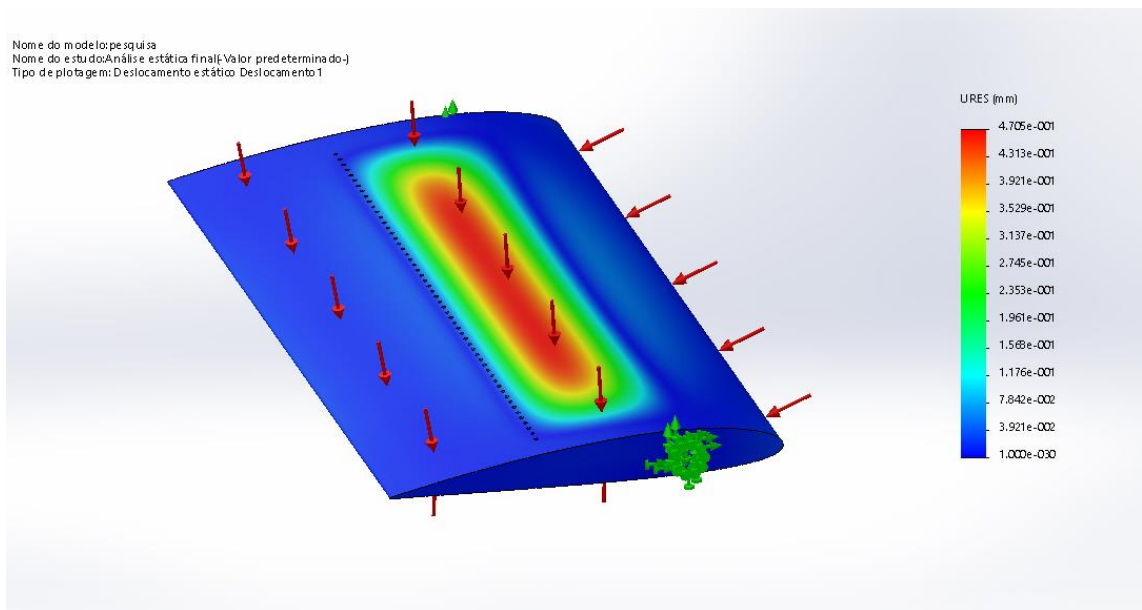
a) visão superior da asa.



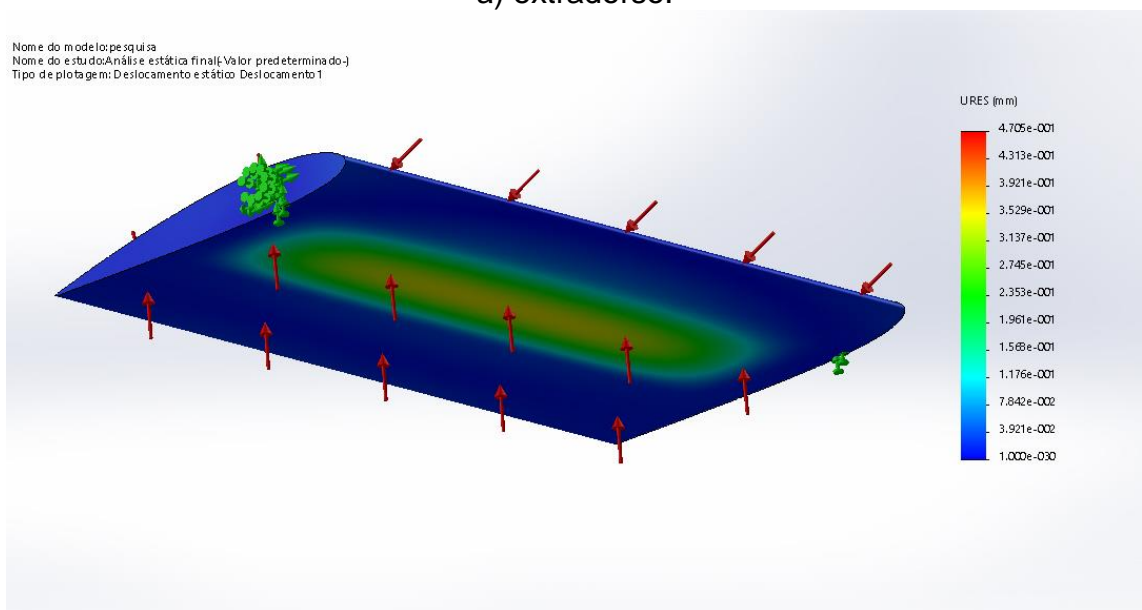
b) região dos orifícios.

Figura 7: Campo de tensão de von Mises: a) visão superior da asa; b) região dos orifícios.

O deslocamento ocasionado pelas cargas impostas ao aerofólio NACA 2412 não ultrapassaram  $0,5\text{ mm}$ , como pode ser observado na Figura 8. A região de maior deslocamento ( $0,47\text{ mm}$ ) pode ser observada próximo aos orifícios no extradorso da asa. Os valores de deformação equivalente foram inferiores a  $8,5 \times 10^{-3}$ , por isso, não foram, aqui, apresentados. Os valores de deslocamento e de deformação indicam que o material não apresentará falha quando submetido às cargas impostas pelo escoamento no túnel de vento.



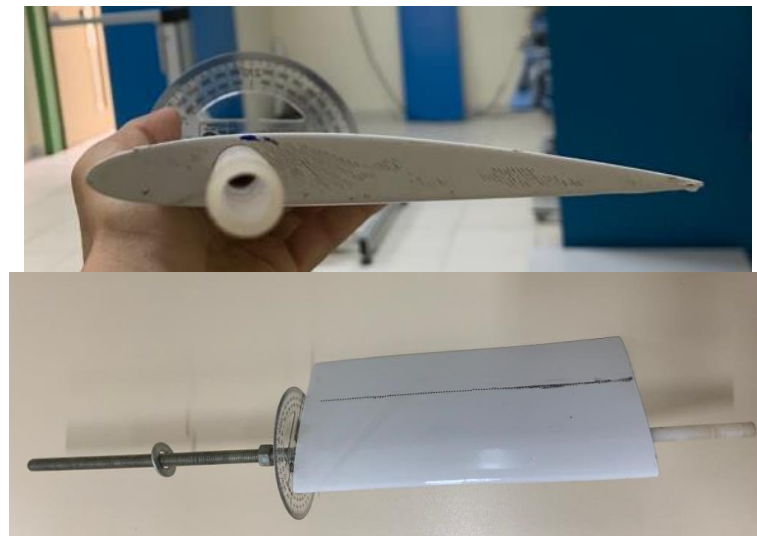
a) extradorso.



b) intradorso.

Figura 8: Campo de deslocamento estático: a) extradorso da asa; b) intradorso da asa.

O perfil de asa fabricado (vide Figura 9 a) foi instalado na seção de testes do túnel de vento subsônico do Laboratório de Aerodinâmica e Transferência de Calor, conforme mostrado na Figura 9 b.



*a*



*b*

Figura 9: *a* - Aerofólio NACA 2412. *b* - Aerofólio instalado na seção de testes.

O túnel de vento foi acionado e os dados de pressão atmosférica, temperatura estática foram obtidos através do baro-termo-higrômetro, também foi obtido, através do tubo de Pitot, a pressão dinâmica do escoamento na seção de teste, dados estes apresentados na Tabela 1. A partir dos dados de pressão atmosférica e temperatura, foi obtido, através da equação de estado do gás ideal ( $p=\rho RT$ ), a densidade do ar atmosférico, e a velocidade do escoamento, através da equação de Bernoulli, que, com as devidas simplificações, resulta em:

$$V = \sqrt{2 \frac{\Delta p}{\rho}} \quad (1)$$

Onde  $V$  é a velocidade do escoamento na seção de teste,  $\Delta p$ , é a pressão dinâmica do escoamento, medida através do transdutor de pressão do túnel de vento

e  $\rho$  é a densidade do ar atmosférico.

Além dos dados geométricos da asa, tais como: corda e área do aerofólio (= corda  $\times$  envergadura), os valores experimentais de massa sustentada,  $M_L$  (g), força de sustentação,  $F_L$  (N), massa arrastada,  $M_D$  (g), e força de sustentação,  $F_D$  (N), são apresentados para vários valores de ângulo de ataque ( $\alpha$ ) na Tabela 1. Os valores da força de sustentação,  $F_L$ , aumentam com o ângulo de ataque ( $\alpha$ ), até  $\alpha=13^\circ$ , após esse valor, ocorre uma perda de sustentação (estol), devido ao descolamento da camada limite no extradorso da asa. A força de arrasto,  $F_D$ , que é composta pelos arrastos de pressão/forma, viscoso e induzido, aumenta. Esse comportamento já era esperado, uma vez que, o aumento do ângulo de ataque faz com que haja uma diminuição do arrasto viscoso e um aumento dos arrastos de pressão e induzido.

Tabela 1: Efeito do ângulo de ataque ( $\alpha$ ) nas forças de sustentação,  $F_L$ , e de arrasto,  $F_D$ , no perfil NACA 2412 - padrão.

Pressão local: 101 kPa	Pressão dinâmica: 554,45 Pa	Densidade do ar: 1,16 kg/m <sup>3</sup>	Corda: 147,5 mm	Área do aerofólio: 0,0432 m <sup>2</sup>
Temperatura local: 301,29 K	Gravidade local (g): 9,79 m/s <sup>2</sup>	Velocidade do escoamento: 30,95 m/s	$F_L=g \times M_L/1000$	$F_D=g \times M_D/1000$
Ângulo de ataque (graus)	Massa sustentada - $M_L$ (g)	$F_L$ (N)	Massa arrastada - $M_D$ (g)	$F_D$ (N)
-4	-647	-6,34	39,50	0,39
-3	-424	-4,15	35,33	0,35
-2	-312,67	-3,06	42	0,41
-1	-113,33	-1,11	40	0,39
0	126,67	1,24	50	0,49
1	276,67	2,71	58	0,57
2	492	4,82	50	0,49
3	649,33	6,36	56	0,55
4	868,67	8,51	60	0,59
5	1021,33	10	70	0,69
6	1200	11,75	80	0,78
7	1406	13,77	100	0,98
8	1505,33	14,74	122	1,19
9	1908,67	18,69	130	1,27
10	2140,67	20,96	140	1,37
11	2379,33	23,30	160,67	1,57
12	2505,33	24,53	170	1,66
13	2632,67	25,78	190	1,86
14	2499,33	24,48	210	2,06
15	2389,33	23,40	234	2,29
20	2542	24,89	332	3,25

O efeito do aumento do ângulo de ataque ( $\alpha$ ) nas forças de sustentação,  $F_L$ , e de arrasto,  $F_D$ , no aerofólio NACA 2412 com orifícios no extradorso, porém sem sucção, localizados próximos ao bordo de fuga da asa são apresentados na Tabela 2. Os valores da força de sustentação  $F_L$ , aumentam com o ângulo de ataque ( $\alpha$ ), até  $\alpha=13^\circ$ , após esse valor, ocorre uma perda de sustentação (estol), devido ao descolamento da camada limite no extradorso da asa. Como esperado, a força de arrasto,  $F_D$ , aumenta com o ângulo de ataque, pois há o aumento da área exposta transversalmente ao escoamento, levando a um aumento do arrasto de forma/pressão e induzido.

Tabela 2: Efeito do ângulo de ataque ( $\alpha$ ) nas forças de sustentação,  $F_L$ , e de arrasto,  $F_D$ , no perfil NACA 2412 - orifícios.

Pressão local: 102,1 kPa	Pressão dinâmica: 554,48 Pa	Densidade do ar: 1,20 kg/m <sup>3</sup>	Corde: 147,5 mm	Área do aerofólio: 0,0432 m <sup>2</sup>
Temperatura local: 289,51 K	Gravidade local (g): 9,79 m/s <sup>2</sup>	Velocidade do escoamento: 30,34 m/s	$F_L = g \times M_L / 1000$	$F_D = g \times M_D / 1000$
Ângulo de ataque (graus)	Massa sustentada - $M_L$ (g)	$F_L$ (N)	Massa arrastada - $M_D$ (g)	$F_D$ (N)
-4	-581,50	-5,69	43,50	0,43
-3	-358,67	-3,51	40,67	,40
-2	-248,67	-2,44	48	0,47
-1	-52,67	-0,52	44	0,43
0	58	0,57	56	0,55
1	204	2	64	0,63
2	412	4,03	56	0,55
3	578,33	5,66	62	0,61
4	804,67	7,88	64	0,63
5	938,67	9,19	74	0,72
6	1134,33	11,11	84	0,82
7	1336,67	13,09	104	1,02
8	1422,67	13,93	128	1,25
9	1849,33	18,11	138	1,35
10	2069	20,26	146	1,43
11	2298,67	22,51	168,67	1,65
12	2447	23,96	180	1,76
13	2567,33	25,14	204	2
14	2423,67	23,73	226	2,21
15	2320,67	22,73	252	2,47
20	2486,67	24,35	356	3,49

Os dados de pressão atmosférica, pressão dinâmica, densidade do ar, velocidade do escoamento e dados geométricos da asa, bem como o efeito do aumento do ângulo de ataque ( $\alpha$ ) nas forças de sustentação,  $F_L$ , e de arrasto,  $F_D$ , no aerofólio NACA 2412 com sucção no extradorso da asa são apresentados na Tabela 3. O aumento do ângulo de ataque ( $\alpha$ ) implica em um aumento na velocidade do escoamento no extradorso da asa, conseqüentemente numa diminuição da pressão dinâmica, o que, por sua vez, leva ao aumento dos valores de força de sustentação,  $F_L$ . A força de sustentação atinge seu valor crítico com o ângulo de ataque,  $\alpha=13^\circ$ , a partir desse valor (mesmo com a sucção de ar), ocorre uma perda de sustentação (estol), devido ao descolamento da camada limite no extradorso da asa. A força de arrasto,  $F_D$ , como esperado, aumenta com o ângulo de ataque, pois há o aumento da área exposta transversalmente ao escoamento, levando a um aumento do arrasto de forma/pressão e induzido.

Tabela 3: Efeito do ângulo de ataque ( $\alpha$ ) nas forças de sustentação,  $F_L$ , e de arrasto,  $F_D$ , no perfil NACA 2412 - sucção.

Pressão local: 101 kPa	Pressão dinâmica: 554,65 Pa	Densidade do ar: 1,16 kg/m <sup>3</sup>	Corde: 147,5 mm	Área do aerofólio: 0,0432 m <sup>2</sup>
Temperatura local: 301,3 K	Gravidade local (g): 9,79 m/s <sup>2</sup>	Velocidade do escoamento: 30,96 m/s	$F_L = g \times M_L / 1000$	$F_D = g \times M_D / 1000$
Ângulo de ataque (graus)	Massa sustentada - $M_L$ (g)	$F_L$ (N)	Massa arrastada - $M_D$ (g)	$F_D$ (N)
-3	-485,33	-4,75	40	0,39
-2	-298	-2,92	41,33	0,40
-1	-75,33	-0,74	38	0,37
0	131,33	1,29	42	0,41
1	310,67	3,04	52	0,51
2	518	5,07	42	0,41
3	712	6,97	44	0,43
4	918,67	9	52	0,51
5	1074	10,52	60	0,59
6	1289,33	12,63	74	0,72
7	1464,67	14,34	94	0,92
8	1561,33	15,29	120	1,18
9	1950	19,10	126	1,23
10	2220,67	21,75	136	1,33
11	2434,67	23,84	154	1,51
12	2547,33	24,95	164	1,61
13	2685,33	26,30	184	1,80
14	2683,33	26,28	198	1,94
15	2590,67	25,37	218	2,13
20	2588,67	25,35	316	3,09

O efeito do ângulo de ataque ( $\alpha$ ), na força de sustentação,  $F_L$ , sobre os aerofólios NACA 2412 – padrão, NACA 2412 – furo e NACA 2412 - sucção, em regime de escoamento subsônico, incompressível ( $Ma=0,09$ ) e laminar ( $Re_c < 5 \times 10^5$ ) é apresentado na Figura 10. A força de sustentação,  $F_L$ , aumenta, para todos os perfis de sustentação (padrão, com furo e com sucção) até o ângulo de ataque,  $\alpha=13^\circ$ , a partir desse momento há uma diminuição dos valores de força de sustentação, ou seja, o início da perda de sustentação (estol), o que indica uma semelhança qualitativa com o perfil de referência (NACA 2412 – Manual AF103 (2008)). A diferença entre os perfis de força de sustentação,  $F_L$ , NACA 2412 – padrão, NACA 2412 – com orifícios, porém sem sucção e NACA 2412 com sucção, apresentam pequenas diferenças entre si. Entretanto, é possível observar que o perfil de força de sustentação do aerofólio NACA 2412 - sucção apresenta um ligeiro aumento de sustentação, indicando que, apesar de haver uma grande diferença quantitativa entre os resultados obtidos e a curva de referência (NACA 2412 – Manual AF103 (2008)), a sucção no extradorso do aerofólio pode melhorar o desempenho aerodinâmico, através de um aumento da sustentação para ângulos de ataque maiores. Ademais, a diferença entre o perfis de força de sustentação,  $F_L$ , do aerofólio NACA 2412 – padrão e do NACA – Manual AF103 (2008) pode estar relacionado a diferença entre as condições ambientais (temperatura e pressão) as quais os experimentos foram realizados e que levaram a valores de  $Re_c$  diferentes (18,3 % de diferença) e/ou também ao fato de, devido às limitações construtivas, haver uma diferença de 4%, na área superficial do aerofólio construído, uma vez que o perfil NACA 2412 usado como referência tem área de  $0,045 \text{ m}^2$  e aquele usado no experimento de  $0,0432 \text{ m}^2$ .

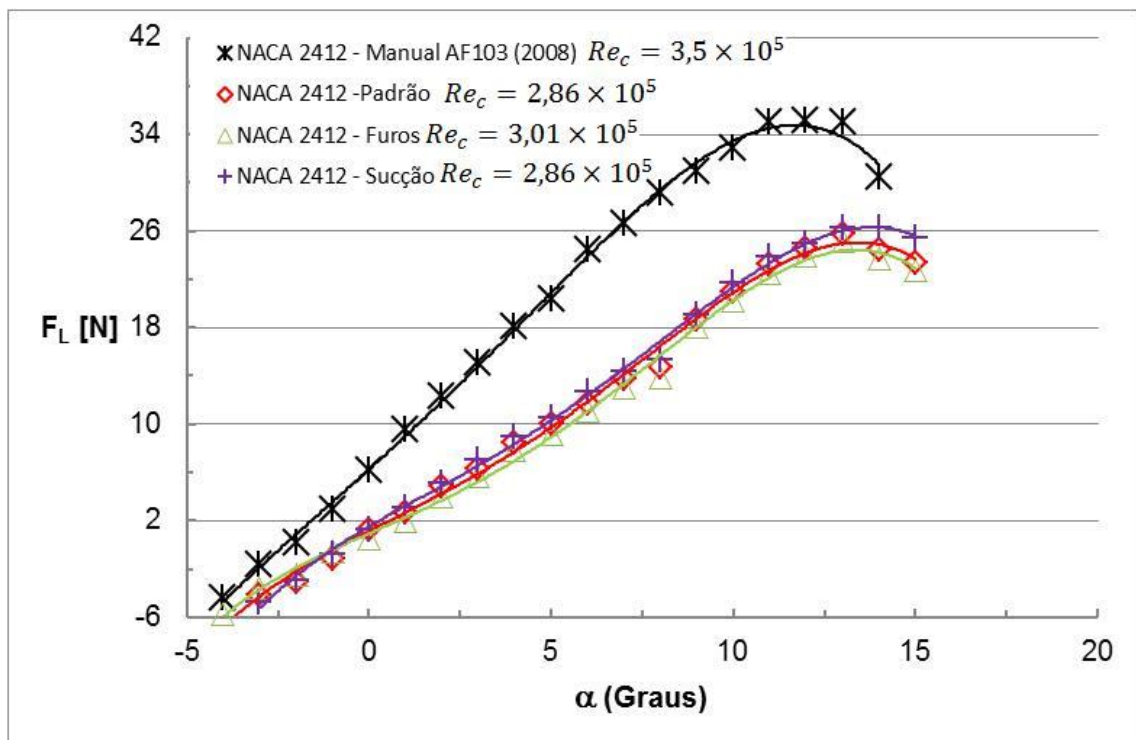


Figura 10: Efeito do ângulo de ataque ( $\alpha$ ) na força de sustentação,  $F_L$ , para  $Ma=0,09$ .

O efeito do ângulo de ataque ( $\alpha$ ) no perfil de força de arrasto,  $F_D$ , para aerofólio NACA 2412 – padrão (sem orifícios), NACA 2412 – orifícios (com orifícios) e NACA 2412 – sucção (submetido a uma sucção de fluxo constante de  $6 \times 10^{-4} \text{ m}^3/\text{s}$ ) é

mostrada na Figura 11. Nota-se que o aparato construído e utilizado para obtenção da massa arrastada não apresentou sensibilidade suficiente para captar, de forma adequada, a variação da massa arrastada ocasionada pelo escoamento ao redor do aerofólio. Entretanto, pode-se observar, que até o ângulo de ataque próximo de  $\alpha=10^\circ$ , há um aumento “linear” da força de arrasto, o que parece também ocorrer no perfil de referência (NACA 2412 – Manual AF103 (2008)), o que indica que o aparato utilizado para obtenção da massa arrastada, com as devidas modificações e/ou ajustes, pode ser aperfeiçoado, podendo gerar resultados melhores.

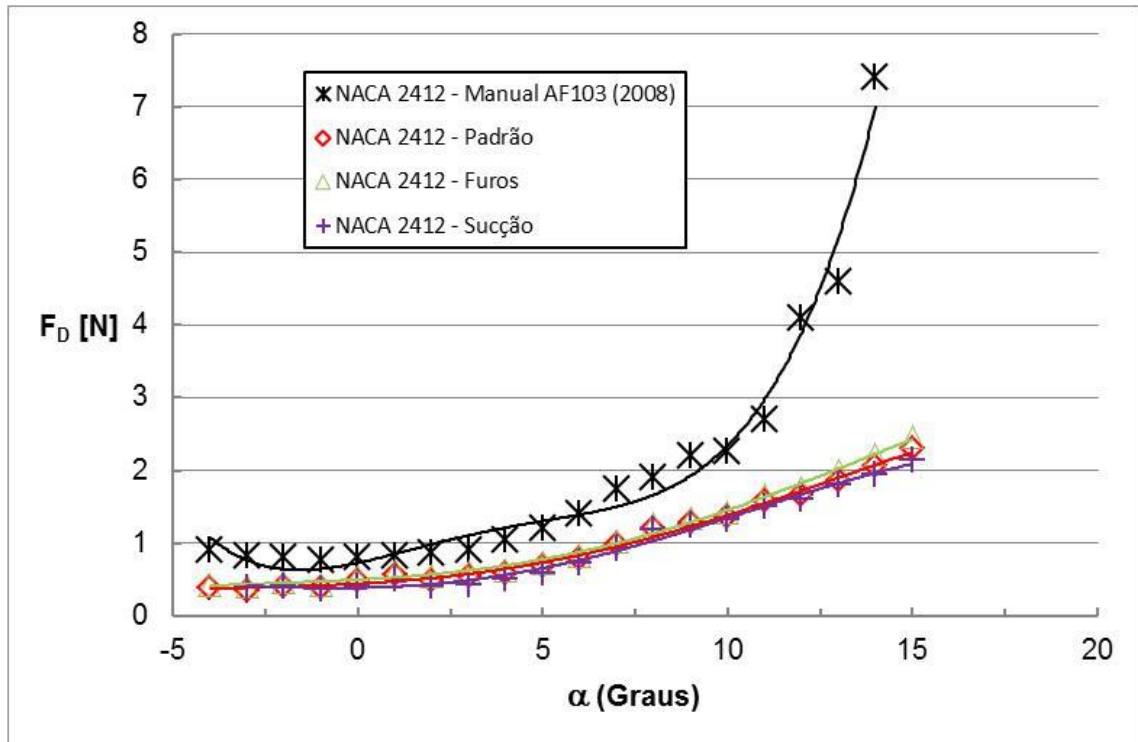


Figura 11: Efeito do ângulo de ataque ( $\alpha$ ) na força de arrasto,  $F_D$ , para  $Ma=0,09$ .

O efeito da variação do ângulo de ataque ( $\alpha$ ) no coeficiente de sustentação,  $C_L$ , para os aerofólios NACA 2412 – padrão, NACA 2412 – orifícios e NACA 2412 – sucção, submetidos a um escoamento subsônico, incompressível ( $Ma=0,09$ ) e laminar ( $Re_c < 5 \times 10^5$ ) é apresentado na Figura 12. Nota-se que os perfis de força de sustentação obtidos têm o mesmo comportamento do perfil de sustentação da referência (NACA 2412 – Manual AF103 (2008)), inclusive apresentado o ângulo a partir do qual há uma inflexão na curva devido a perda de sustentação (diminuição dos valores de  $C_L$ ) ocasionada pelo descolamento da camada limite no extradorso do aerofólio. Além disso, o perfil do coeficiente de sustentação do aerofólio NACA 2412 – sucção, sugere que a sucção do escoamento no extradorso da asa pode melhorar o desempenho aerodinâmico no que tange a sustentação. Por outro lado, o perfil do  $C_L$  do aerofólio NACA 2412 – orifícios, apresentada um desempenho aerodinâmico ligeiramente menor, o que indica que os orifícios (sem sucção), geram, devido ao escoamento, pressões negativas sobre os orifícios e, conseqüentemente, fluxo para fora da asa, o que leva, inclusive, ao início da perda de sustentação (estol) em um ângulo menor.



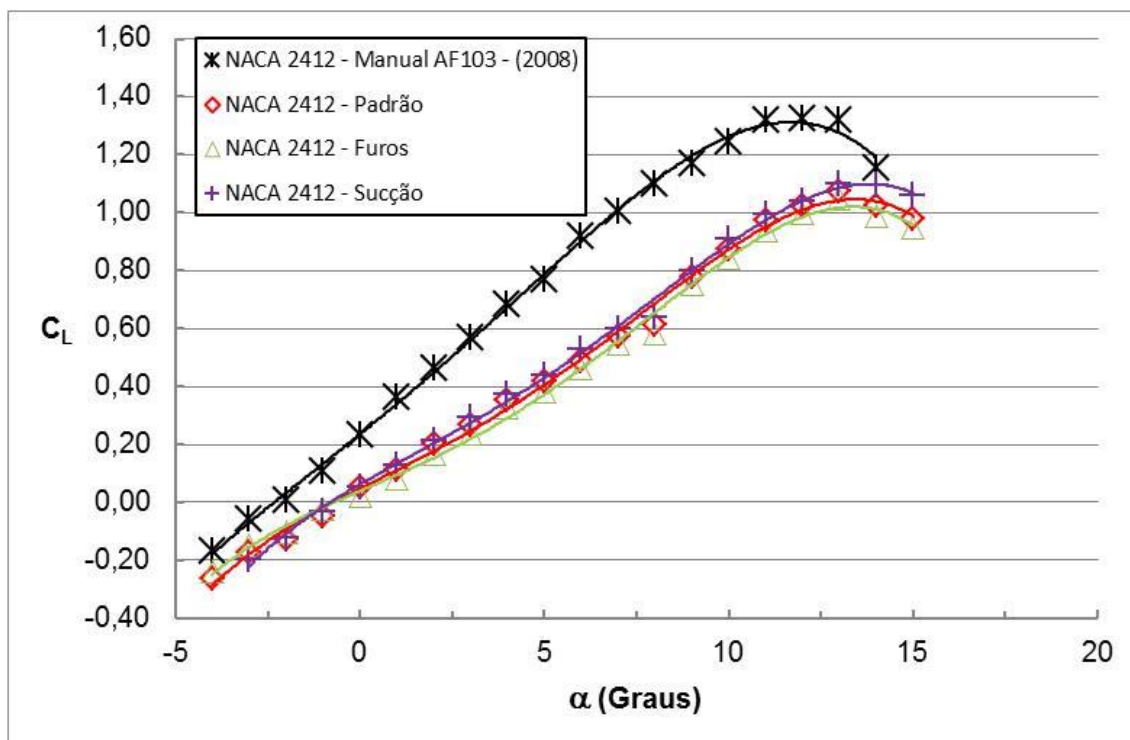


Figura 12: Efeito do ângulo de ataque ( $\alpha$ ) no coeficiente de sustentação,  $C_L$ , para  $Ma=0,09$ .

A Figura 13 apresenta o efeito do ângulo de ataque ( $\alpha$ ) no coeficiente de arrasto,  $C_D$ , para os aerofólios NACA 2412 – padrão, NACA 2412 – orifícios e NACA 2412 – sucção, submetidos a um escoamento subsônico, incompressível ( $Ma=0,09$ ) e laminar ( $Re_c < 5 \times 10^5$ ). Nota-se que o aparato construído e utilizado para obtenção da massa arrastada não apresentou sensibilidade suficiente para captar, de forma adequada, a variação da massa arrastada ocasionada pelo escoamento ao redor do aerofólio. Ademais, a diferença entre os perfis de coeficiente de arrasto,  $C_D$ , do aerofólio NACA 2412 – padrão e do NACA – Manual AF103 (2008) pode estar relacionado a diferença entre os valores de Reynolds baseado na corda,  $Re_c$ , (18,3 % de diferença) e/ou também do fato de, devido a limitações construtivas, haver uma diferença de 4%, na área superficial do aerofólio construído, uma vez que o perfil NACA 2412 usado como referência tem área de  $0,045 \text{ m}^2$  e aquele usado no experimento de  $0,0432 \text{ m}^2$ . Por outro lado, observa-se que até o ângulo de ataque próximo de  $\alpha=10^\circ$ , há um aumento “linear” do coeficiente de arrasto, o que parece também ocorrer no perfil de referência (NACA 2412 – Manual AF103 (2008)).

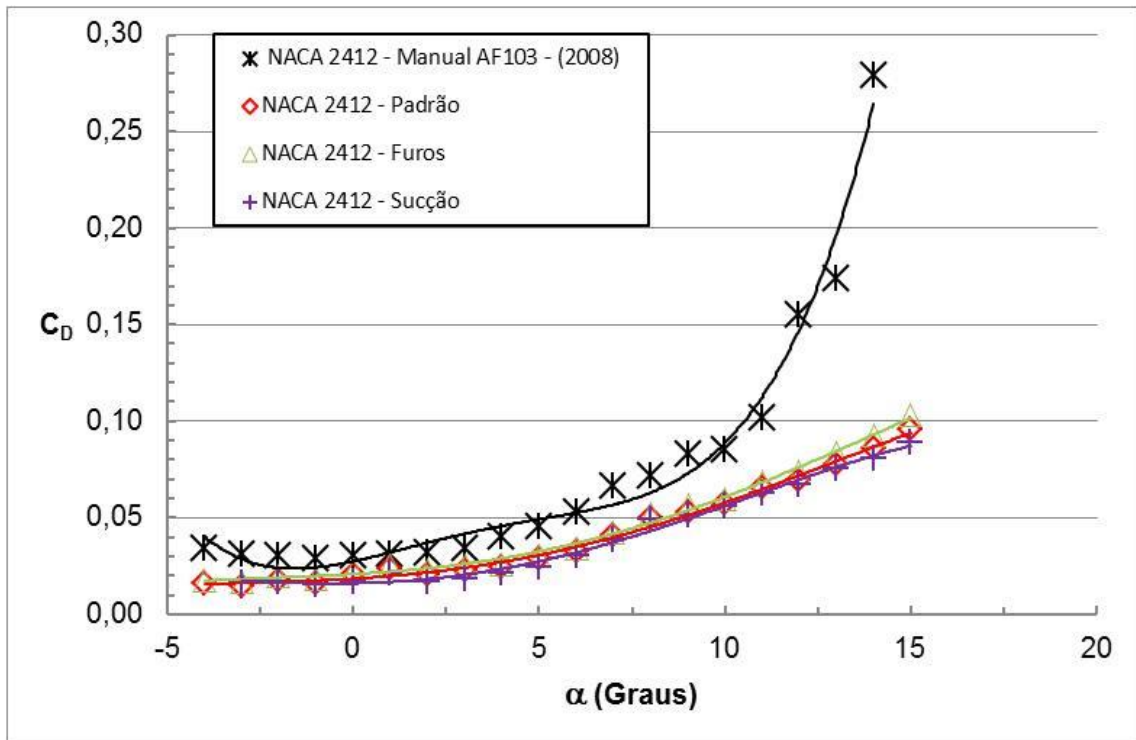


Figura 13: Efeito do ângulo de ataque ( $\alpha$ ) no coeficiente de arrasto,  $C_D$ , para  $Ma=0,09$ .

O efeito da variação do ângulo de ataque ( $\alpha$ ) na razão  $C_L/C_D$  para o escoamento sobre os aerofólios NACA 2412 – padrão, NACA 2412 – orifícios e NACA 2412 – sucção é mostrada na Figura 14. Pode-se observar que o comportamento dos perfis de  $C_L/C_D$  dos aerofólios analisados é qualitativamente semelhante a curva referência (NACA 2412 – Manual AF103 (2008)). A diferença quantitativa entre as curvas de  $C_L/C_D$  obtidas com o aerofólio NACA 2412 – padrão e as extraídas da referência parecem estar relacionadas às condições ambientais (temperatura e pressão atmosférica) as quais os experimentos foram executados, juntamente com a diferença na área superficial entre o aerofólio da referência e o construído por prototipagem (impressão 3D). Os perfis de  $C_L/C_D$  indicam que o aerofólio NACA 2412 – sucção apresenta, a partir de  $\alpha=0$ , um desempenho aerodinâmico ligeiramente melhor que os demais, o que implica num menor consumo de combustível pelas aeronaves e em valores de ângulo de estol maiores, ou seja, maior manobrabilidade e segurança em voo.

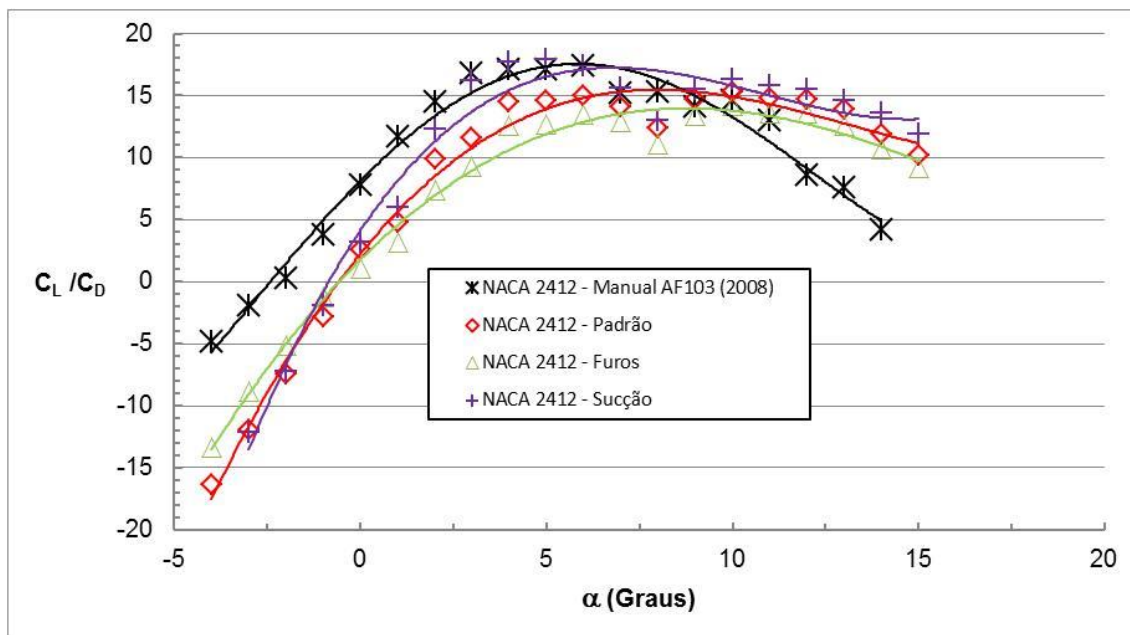


Figura 14: Efeito do ângulo de ataque ( $\alpha$ ) na razão  $C_L/C_D$ , para  $Ma=0,09$ .

#### 4. CONCLUSÕES

Este trabalho apresenta a investigação das forças aerodinâmicas, sustentação e arrasto, no aerofólio NACA 2412 submetido ao escoamento subsônico, incompressível e laminar. O aerofólio NACA 2412 foi construído através do processo de fabricação aditiva, por impressão 3D e, posteriormente, instalado na seção de testes do túnel de vento subsônico do Laboratório de Aerodinâmica e Transferência de Calor da Unipampa – Campus Alegrete. Foram realizados três experimentos: com o aerofólio sem orifícios, com o aerofólio com orifícios em seu extradorso e com o aerofólio com sucção. Para obtenção das forças aerodinâmicas foram montados e ajustados dois aparatos: um para obtenção da massa sustentada e outro para a massa arrastada. Os dados de massa sustentada, de massa arrastada, de pressão e temperatura atmosférica, de pressão dinâmica, bem como os dados geométricos da asa foram utilizados para obtenção das forças de sustentação e arrasto. Os resultados de força e de coeficiente de sustentação, para diversos ângulos de ataque, mostraram-se, qualitativamente, coerentes com os resultados obtidos da literatura, as diferenças quantitativas podem estar relacionadas às condições ambientais (temperatura e pressão atmosférica) as quais os experimentos foram executados, juntamente com a diferença na área superficial entre o aerofólio da referência e o construído por prototipagem. Além disso, os resultados de força e de coeficiente de sustentação, para o escoamento sobre o aerofólio com sucção em seu extradorso, apresentaram um comportamento aerodinâmico ligeiramente melhor (maior ângulo de estol) que um aerofólio sem sucção. Por outro lado, nota-se que o aparato construído e utilizado para obtenção da massa arrastada não apresentou sensibilidade suficiente para captar, de forma adequada, a variação da massa arrastada ocasionada pelo escoamento ao redor do aerofólio. Entretanto, pode-se observar, que até o ângulo de ataque próximo de  $\alpha=10^\circ$ , há um aumento “linear” da força de arrasto, o que parece também ocorrer no perfil de referência (NACA 2412 – Manual AF103 (2008)), o que indica que o aparato utilizado para obtenção da massa arrastada, com as devidas modificações e/ou ajustes, pode ser aperfeiçoado, podendo gerar resultados melhores.

## REFERÊNCIAS

ABBOTT, I.H., DOENHOFF, A.E., **Theory of Wing Sections**, New York, Dover Publications, Inc (1959).

ANDERSON, J.D., **Fundamentals of Aerodynamics**, New York, McGraw-Hill (2010).

BALJIT, S.S., SAAD, M.R., NASIB, A.Z., SANI, A., RAHMAN, M.R.A., IDRIS, A.C., **Suction and blowing flow control on airfoil for drag reduction in subsonic flow**, (2017) J. Phys.: Conf. Ser. 914 012009.

CENGEL, Y.A., CIMBALA, J.M., **Textbook on Fluid Mechanics**, Tata Mc Graw Hill Publication (2014).

CHUMBER, V., RUSHIKESH, T., UMATAR, S., KERUR, S.M., **CFD analysis of airfoil section**, IRJET 5 (18) (2018) 349–353.

DASH, A., **CFD analysis of wind turbine airfoil at various angles of attack**, J. Mech. Civ. Eng. 13 (2016) 18–24.

JAIN, R., JAIN, S., BAJPAI, L., **Investigation on 3-D Wing of commercial aeroplane with Airfoil NACA 2415 using CFD fluent**, IRJET 3 (6) (2016) 243–249.

LEARY, J., **Computational Fluid dynamics analysis of a low-cost wind turbine**, EPSRC (2010).

MANUAL AF103: **Aerofólio NACA2412 com flap variável - Guia do Usuário**, TecQuipment Ltd (2008).

PARASHAR, H., **Calculation of aerodynamic characteristics of NACA 2415, 23012, 23015 airfoils using computational fluid dynamics (CFD)**, IJSETR 4 (3) (2015) 610–614.

SAGAT, C., **Experimental and CFD analysis of airfoil at low Reynolds number**, Int. J. Mech. Eng. Robot. Res. 1 (3) (2012) 227–283.

SARKAR, S., MUGHAL, S.B., **CFD analysis on effect of flow over NACA 2412 Airfoil through the shear stress transport turbulence model**, 5(7), Jul-2017, pp. 58–62.