

ENSAIO AERODINÂMICO DE VISUALIZAÇÃO POR TUFOS DE LÃ SOBRE UM PERFIL COM DISPOSITIVOS HIPERSUSTENTADORES

Rogério Rodrigues da Silva Filho, rogerio.filho@ga.ita.br^{1,3}
Luiz Felipe Marcondes Tavares, engenharia.felipeaeronautica@gmail.com²
Cayo Prado Fernandes Francisco, cayo.francisco@gmail.com¹

¹Instituto de Aeronáutica e Espaço – Pç Marechal Eduardo Gomes, 50, Vila das Acácias, São José dos Campos, SP.

²Centro Universitário ETEP – Av. Barão do Rio Branco, 882, Jardim Esplanada, São José dos Campos, SP.

³Instituto Tecnológico de Aeronáutica – Pç Marechal Eduardo Gomes, 50, Vila das Acácias, São José dos Campos, SP.

Resumo. *O presente trabalho tem como objetivo a análise qualitativa do escoamento sobre a superfície de um perfil aerodinâmico, com dispositivos hipersustentadores, através de ensaios de visualização por tufos de lã. O intuito é demonstrar a viabilidade da fabricação de modelos por manufatura aditiva e a realização de ensaios de baixo custo, para aplicações nos mais variados tipos de ensaios aerodinâmicos acadêmicos. Utilizando um túnel de vento, verificou-se que as deflexões de flaps no bordo de fuga (T.E. flap) causam efeitos sobre as características do escoamento levando à separação da camada limite (estol) sobre o extradorso do perfil aerodinâmico. Além disso, através da técnica de visualização empregada observou-se que o flap do bordo de ataque (L.E. flap) retardou o descolamento do escoamento sobre o extradorso, fenômeno semelhante obtido quando se tem um aumento no número de Reynolds do escoamento. Ainda, sugestões sobre cuidados referentes à distribuição de tufos na técnica de visualização por tufos de lã também foram feitas.*

Palavras chave: *Dispositivos hipersustentadores. Ensaio de visualização. Túnel de vento. Fabricação de modelos.*

Abstract. *The present research has as objective the qualitative analysis of the flow surface of an aerodynamic wing section with high-lift devices through visualization tests by tufts. The aim is to demonstrate the feasibility of manufacturing models by additive manufacturing and performing low-cost wind tunnel tests, for applications in the most varied types of academic aerodynamic tests. Using a wind tunnel, was verified that the deflections of the trailing-edge flaps (T.E. flap) cause effects on the flow-field characteristics leading to the separation of the boundary layer (stall) on the upper surface of the aerodynamic profile. In addition, through the visualization technique used, it was observed that the leading-edge flap (L.E. flap) delayed the detachment of the flow on the upper surface; a similar phenomenon obtained when there is an increase in the Reynolds number. Also, suggestions on care regarding the distribution of tufts for visualization technique were also made.*

Keywords: *High-lift devices. Flow visualization. Wind Tunnel. Manufacture of aerodynamic models.*

1. INTRODUÇÃO

Na indústria aeronáutica, novos conceitos e sistemas devem ser testados a fim de comprovar a sua real operação. Especialmente em aerodinâmica, análises podem ser feitas de forma analítica, numérica e/ou experimental. Dentre estes métodos, é preciso balancear a complexidade e os requisitos do ensaio aerodinâmico com os custos envolvidos, recursos disponíveis e tempo, baseado na urgência e orçamento direcionados ao projeto, tendo cada método suas vantagens e limitações.

Análises numéricas através de ferramentas baseadas na dinâmica dos fluidos computacional (CFD – *Computational Fluid Dynamics*) necessitam de recursos computacionais robustos, especialmente em estudos mais complexos da mecânica dos fluidos, devido às limitações dos atuais dos modelos de turbulência (Barlow, Rae e Pope, 1999). Por outro lado, as análises experimentais dependem de uma estrutura física e com um ambiente controlado que, para um estudo aerodinâmico, normalmente é realizado através de túneis de vento. Além disso, estudos em aerodinâmica experimental necessitam da fabricação de modelos que representem adequadamente a geometria do corpo no qual se quer analisar os efeitos aerodinâmicos.

Basicamente, um túnel de vento é uma ferramenta, que visa reproduzir os efeitos do movimento do ar, através de parâmetros de similaridade, em torno de corpos sólidos para estudos aerodinâmicos. Com o desenvolvimento dos túneis de vento, surgiram os primeiros estudos das forças atuantes sobre aeronaves, podendo-se estudar o comportamento das forças aerodinâmicas sem a necessidade de se produzir uma aeronave completa ou em tamanho real (Barlow, Rae e Pope, 1999).

Além da avaliação quantitativa das forças aerodinâmicas, outro aspecto importante em ensaios em túneis de vento são as chamadas técnicas de visualização do escoamento (Settles, 1986). Para Barlow, Rae e Pope (1999), “uma razoável imagem mental de um escoamento em torno de um corpo é quase sempre necessária para que se tenha a compreensão de um problema aerodinâmico” e, ainda, os autores complementam que “a capacidade de ver padrões de escoamentos sobre e ao redor do corpo investigado, geralmente fornece discernimento sobre uma solução para um problema aerodinâmico”. De acordo com Ristić (2007a), ensaios de visualização do escoamento podem ser divididos em, essencialmente, dois tipos: *i*) visualização de escoamento sobre a superfície do corpo e *ii*) visualização do escoamento fora da superfície do corpo, isto é, do campo de escoamento. Além disso, segundo Ristić (2007a, 2007b), as técnicas de visualização podem ser divididas em métodos ópticos e não-ópticos, com o primeiro método incluindo, por exemplo, visualização pelas técnicas *Schlieren*, *shadowgraph* e interferometria, estes utilizados normalmente em escoamentos compressíveis. Já, os métodos não-ópticos incluem, por exemplo, partículas traçadoras (fumaça, pigmentos, bolhas, partículas de alumínio, entre outras), tufo, óleo, tinta sensível à pressão (PSP), velocimetria por imagem de partículas (PIV), entre outros.

Algumas das técnicas de visualização não-ópticas geralmente são mais simples e acessíveis, podendo fornecer informações qualitativas importantes acerca do escoamento sobre um corpo, principalmente para túneis de vento acadêmicos, onde recursos para técnicas avançadas de visualização são limitados.

Uma técnica simples e amplamente utilizada é o ensaio de visualização através de tufo. Basicamente, esta técnica consiste na fixação de tufo sobre regiões da superfície de interesse, sendo que os tufo devem ser leves e flexíveis para que se alinhem ao escoamento local como resultado de forças aerodinâmicas (Barlow, Rae e Pope, 1999). Os tufo podem ser de diferentes materiais, como por exemplo, fios de lã, algodão, poliéster, entre outros, apresentando diferentes diâmetros e diferentes formas de fixação (como, por exemplo, através de fitas ou pontos de cola). Além disso, os tufo podem ser pintados ou tingidos com corantes fluorescentes que emitem luz quando iluminados por lâmpadas que geram radiações na faixa de espectro ultravioleta, aumentando virtualmente seu diâmetro e fornecendo melhor observação e registro (normalmente através de fotografias e/ou filmagens por câmeras). Outra vantagem, segundo Barlow, Rae e Pope (1999), é que ensaios de visualização com tufo são produtivos, uma vez que o modelo pode ser movido à uma nova atitude ou condição de escoamento, sem a necessidade de interromper o ensaio, diferentemente de técnicas como visualização por óleo sobre a superfície.

Entretanto, Barlow, Rae e Pope (1999) comentam que os tufo são intrusivos ao escoamento, ou seja, a presença dos tufo modifica o campo de escoamento podendo alterar a inclinação da curva de sustentação e a sustentação máxima de uma asa, além de afetar o arrasto mínimo devido a uma possível alteração na distribuição de sustentação. Diante disso, recomenda-se que as aquisições de dados aerodinâmicos não sejam realizadas juntamente com ensaios de visualização e deve-se utilizar tufo com menor espessura possível, como os minitufo. Outros cuidados devem ser levados em consideração como condições simétricas do escoamento e histerese devido à mudança de atitude.

Bird (1969) utilizou um arranjo de tela de tufo, perpendicular ao escoamento, para investigar a natureza do campo de escoamento sobre asas deltas em elevados ângulos de ataque e condições de assimetria do escoamento. Para Bird (1969), “os resultados são apresentados sem maiores discussões, pois os padrões de escoamentos das imagens são considerados, em grande parte, autoexplicativos”. Trabalhos mais recentes utilizam métodos computacionais de processamento de imagem com intuito de quantificar estatisticamente as informações de ensaio de visualização por tufo através da decomposição vetorial da orientação dos tufo (Wieser *et al.*, 2016; Steinfurth *et al.*, 2020).

O presente trabalho tem como objetivo a análise qualitativa do escoamento sobre a superfície de um perfil aerodinâmico RAE-102, com dispositivos hipersustentadores, através de ensaios de visualização por tufo de lã. O intuito também é demonstrar a viabilidade da fabricação de modelos por manufatura aditiva e a realização de ensaios de baixo custo, para que possam ser aplicados nos mais variados tipos de ensaios aerodinâmicos acadêmicos.

2. METODOLOGIA

Os ensaios aerodinâmicos foram realizados, inicialmente, considerando um escoamento bidimensional (2D) a partir de um modelo baseado no perfil aerodinâmico RAE-102 (Lawford e Foster, 1969), de comprimento da corda (c) e envergadura (b) de 280 mm. O modelo, apresentado na Fig. 1, contém dois dispositivos hipersustentadores, um próximo ao bordo de ataque denominado de *leading-edge flap* (*L.E. flap*) e outro próximo ao bordo de fuga denominado *trailing-edge flap* (*T.E. flap*), sendo que os dispositivos estão posicionados à $0,125c$ e $0,750c$ a partir do bordo de ataque, respectivamente.

As superfícies dos dispositivos hipersustentadores podem ser defletidos em ângulos de $\delta_{L.E.} = 0^\circ$ e 30° para o *L.E. flap* e $\delta_{T.E.} = 0^\circ$, 20° e 60° para o *T.E. flap*. As deflexões são feitas através da troca da superfície hipersustentadora por meio de encaixes e não há vão livre na articulação entre a estrutura principal do perfil e as superfícies defletoras. Além disso, o modelo foi projetado para que o escoamento continue percorrendo tangencialmente a superfície dos dispositivos, quando

defletidos (esta configuração foi adotada para futuros trabalhos envolvendo controle de escoamento). Manteve-se a transição livre da camada limite.

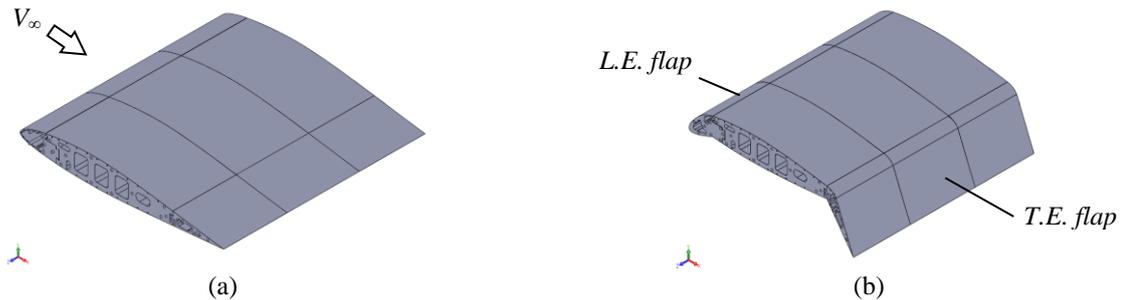


Figura 1. Projeto do modelo para ensaios em túnel de vento. (a) Modelo na configuração com ambas deflexões do L.E. flap e do T.E. flap de 0° e (b) deflexões do L.E. flap e do T.E. flap de 30° e 60° (deflexões máximas), respectivamente.

A fim de reduzir custos, o modelo foi projetado em um software CAD (*Computer Aided Design*) e fabricado por “impressão 3D”, através do processo de fabricação por manufatura aditiva por fusão e deposição (FDM – *Fused Deposition Modeling*). A máquina utilizada para a fabricação foi a “impressora 3D” da marca/modelo Sethi3D S3, disponível no Laboratório Aberto, pertencente ao Centro de Competência em Manufatura (CCM) do Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA). O material do filamento utilizado foi o polímero termoplástico PLA (ácido polilático) da fabricante/marca Weistek Acccreate® (diâmetro de 1,75 mm). O filamento em PLA foi escolhido por apresentar baixa contração em relação aos outros materiais usualmente utilizados na fabricação por FDM e, com isso, oferecer boa estabilidade dimensional para peças que necessitam de baixas tolerâncias dimensionais, relativamente bom acabamento superficial e peças com encaixes. Além disso, o polímero PLA é biodegradável e oriundo de recursos renováveis.

A fabricação do modelo foi realizada em seções por limitações de altura da máquina e cada deflexão de flap foi fabricada separadamente. O tempo total de impressão do modelo e o consumo foi de, aproximadamente, 258 horas/máquina e 2,5 kg de filamento, respectivamente (incluindo todas deflexões de flap). Após a fabricação por FDM, o modelo passou por um processo de acabamento superficial, com intuito de corrigir as imperfeições oriundas do processo de fabricação, obtendo uma superfície lisa e uniforme, mantendo o cuidado de não alterar o perfil aerodinâmico.

O modelo foi ensaiado no túnel de vento subsônico TA-3 do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), que consiste em um túnel de circuito fechado e seção de ensaio circular aberta (*open-jet*) de 0,69 m de diâmetro e comprimento da seção de testes de 0,47 m. O modelo foi fixado em um suporte no túnel entre duas paredes a fim de eliminar os efeitos induzidos de ponta de asa e, assim, a análise aerodinâmica é considerada bidimensional (2D), conforme Fig. 2(a).

No que se diz respeito aos parâmetros ambientais e do escoamento, a massa específica média do escoamento (ρ) foi de $1,092 \text{ kg/m}^3$, a qual foi obtida através da temperatura média (296,81 K), pressão atmosférica média (93765 Pa) e corrigida para a umidade relativa do ar de 68,96% (Barlow, Rae e Pope, 1999). Além disso, a viscosidade (μ) foi obtida através da lei de Sutherland (White, 2006) e corresponde a $\mu = 1,831 \times 10^{-5} \text{ Pa.s}$. Diante disso, o parâmetro de similaridade relativo ao número de Reynolds (Re) para os presentes ensaios foram de $2,50 \times 10^5$, $4,17 \times 10^5$ e $5,01 \times 10^5$ (correspondentes às velocidades do escoamento na seção de testes de 15, 25 e 30 m/s, respectivamente).

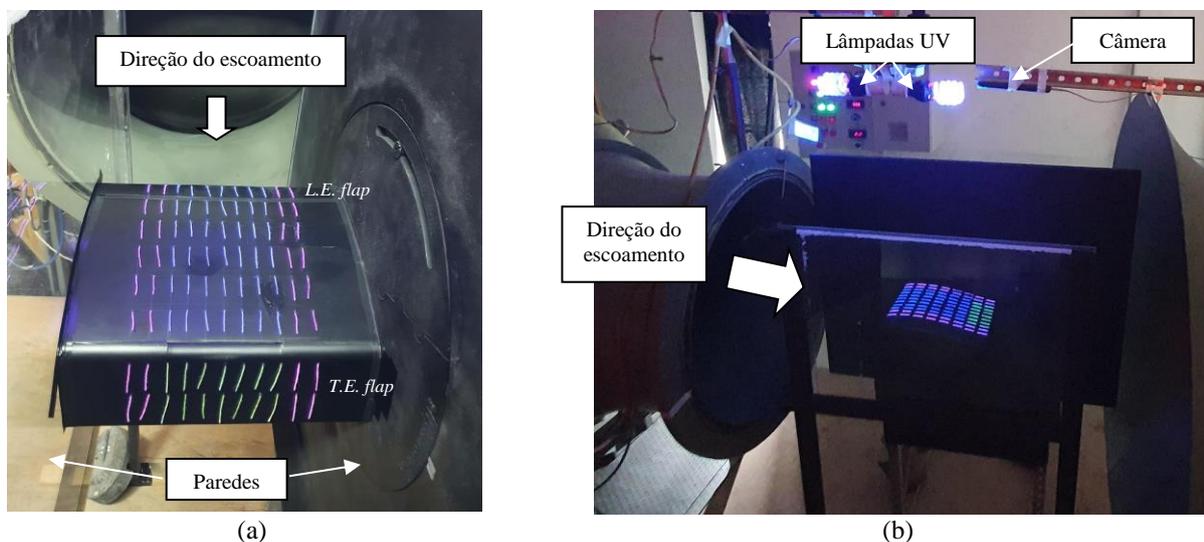


Figura 2. Modelo posicionado na seção de testes do túnel de vento TA-3. Detalhes para os tufo de lâ fluorescentes.

Os tufo utilizados no presente estudo são constituídos de cordões de lã com espessura média de 0,8 mm, espaçados inicialmente conforme Fig. 3(a), de comprimento inicial de $0,102c$. Devido a problemas encontrados na técnica de visualização, o comprimento foi alterado posteriormente para $0,073c$, conforme Fig. 3(b). A fixação dos tufo foi realizada através de pontos de cola (base de unha, para fácil remoção utilizando acetona). Além disso, os tufo foram pigmentados com tinta fluorescente, em diferentes cores a fim de delimitar diferentes regiões da asa (que serão úteis em estudos posteriores) e iluminados por duas lâmpadas ultravioletas (UV) comerciais de 36 W de potência cada. As imagens foram capturadas através de uma câmera posicionada acima do extradorso do modelo (fora da seção de ensaio, assim como as lâmpadas), como pode ser observado na Fig. 2(b).

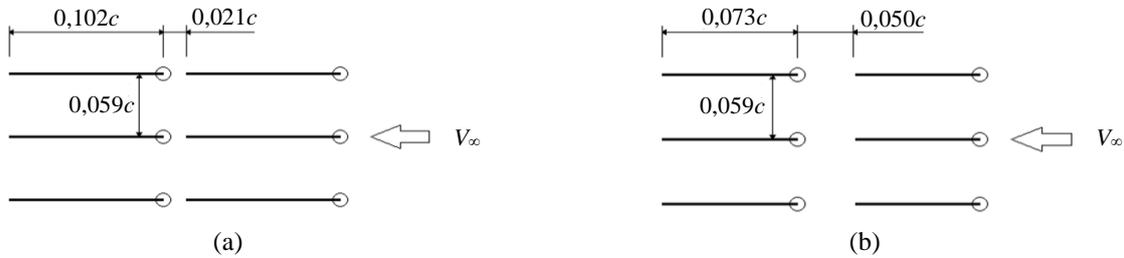


Figura 3. Comprimento e disposição dos tufo (a) inicial e (b) após alterações do comprimento do tufo (ver Seção 3.2).

A atitude do modelo pode ser alterada variando o ângulo de ataque (α) através de um gabarito junto ao suporte do modelo na parede do túnel e as observações foram feitas fazendo o modelo em uma determinada atitude (ângulo α) e, na sequência, acionando o túnel partindo do repouso ($V_\infty = 0$) até uma condição de velocidade desejada.

Além das fotografias adquiridas, filmagens adicionais foram realizadas com intuito de observar a variação no tempo do comportamento dos tufo de lã. Para a descrição do escoamento através da observação dos tufo, Vey *et al.* (2014) propõe utilizar um desvio angular médio dos tufo para distinguir diferentes estados do escoamento, conforme apresentado na Tabela 1, adaptada por Karpovich *et al.* (2021).

Tabela 1. Estado do escoamento através do desvio angular médio dos tufo
 (Adaptado de Vey *et al.*, 2014 e Karpovich *et al.*, 2021)

Desvio angular médio dos tufo ¹	Estado do escoamento
$180^\circ \pm 5^\circ$	Escoamento colado, laminar ou turbulento
$180^\circ \pm 40^\circ$	Escoamento colado com aumento da intensidade da turbulência
$270^\circ \pm 40^\circ$	Escoamento turbulento cruzado (crossflow)
$90^\circ \pm 40^\circ$	
Escoamento separado é esperado quando a componente de velocidade no sentido da corda é zero. Ou quando apresenta um escoamento reverso ($270^\circ < \text{posição do tufo} < 90^\circ$)	

¹ Direção do escoamento colado: 180° .

3. RESULTADOS

3.1 Ensaio de visualização para escoamento bidimensional

Considerando o ângulo de ataque zero e o perfil na configuração em que nenhuma superfície hipersustentadora está defletida, a Fig. 4(a) apresenta tufo alinhados uniformemente com o escoamento e com um desvio angular médio baixo, indicando que o escoamento está colado em praticamente toda a superfície do extradorso da asa.

Com o dispositivo hipersustentador *T.E. flap* com relativamente pequena deflexão de 20° , Fig. 4(b), o escoamento se torna mais turbulento sobre o início da superfície do *flap* e aparenta estar separado próximo ao bordo de fuga, onde há tufo em direções aleatórias. Esse comportamento dos tufo é observado também para a deflexão de *flaps* maior, como 60° , porém sobre toda a extensão do *flap*, indicando que o escoamento se encontra separado da superfície, como pode ser observado nas Fig. 4(c). Isso indica que, quando há necessidade do uso do dispositivo hipersustentador, haverá regiões de escoamento turbulento e/ou separado, o qual tenderá a aumentar o arrasto do corpo. Isso ocorre pelo aumento elevado do gradiente de pressão adverso sobre as superfícies defletidas, fazendo com que o escoamento local na camada limite não tenha quantidade de movimento suficiente para superar este gradiente de pressão adverso ocasionando a separação do escoamento da superfície. Além disso, para superfícies altamente defletidas, como no caso de 60° de deflexão em que todo escoamento sobre o *flap* está separado, só haverá um efeito significativo no aumento do coeficiente de sustentação máxima ($C_{l_{max}}$), sem um aumento excessivo de arrasto, se algum artifício de controle de separação da camada limite for empregado.

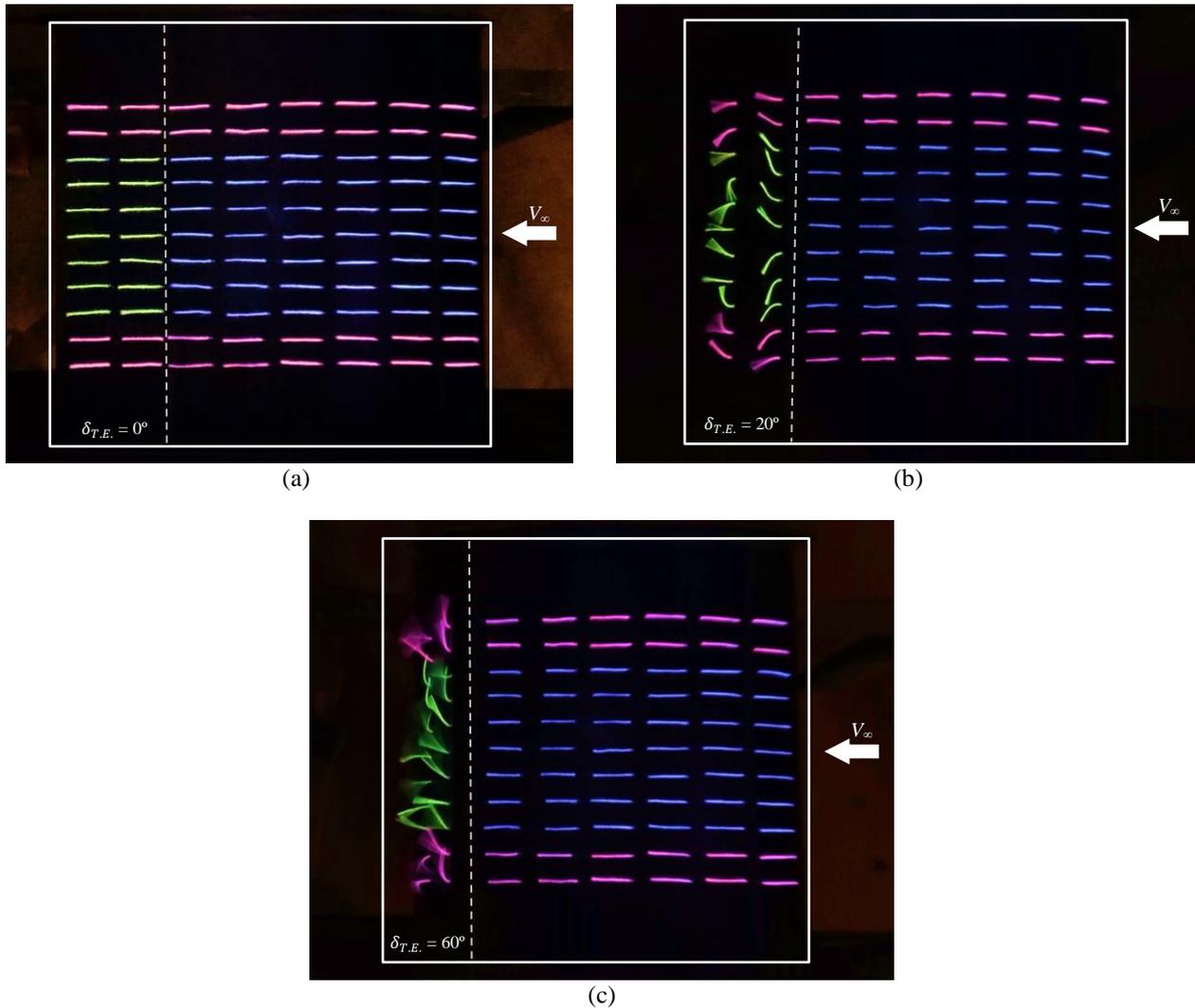


Figura 4. Comportamento dos tufos em $\alpha = 0^\circ$, para as deflexões do *T.E. flap* de (a) 0° , 20° e 60° ($Re = 4,17 \times 10^5$).

As Fig. 5 e Fig. 6 apresentam a influência da deflexão do *L.E. flap* sobre o escoamento próximo ao ângulo de estol, para as deflexões do *T.E. flap* de 0° e 60° , respectivamente. Segundo Anderson (2001), o *L.E. flap* tem como característica o aumento no ângulo de sustentação máxima (α_{max}) e, conseqüentemente, o aumento de $C_{l_{max}}$.

Essa característica pode ser observada nas Fig. 5 em que $\delta_{T.E.} = 0^\circ$, indicando que, para um mesmo α (neste caso $\alpha = 18^\circ$), o perfil sem a influência do *L.E. flap* possui maior região de escoamento separado sobre o intradorso. No caso de $\delta_{L.E.} = 0^\circ$, Fig. 5(a), o escoamento está completamente separado a partir da posição $x/c = 0,60$. Já, para $\delta_{L.E.} = 30^\circ$, Fig. 5(b), o escoamento apresenta uma região de escoamento turbulento com provável escoamento separado apenas próximo ao bordo de fuga, confirmando que o *L.E. flap* aumenta o α_{max} do perfil.

Esse efeito gerado pela influência do *L.E. flap* pode ser claramente observado na Fig. 6 ($\delta_{T.E.} = 60^\circ$ e $\alpha = 18^\circ$), onde onde observa-se o escoamento totalmente descolado sobre o perfil sem a influência do *L.E. flap*, Fig. 6(a). Porém, com a presença do *L.E. flap* defletido, o escoamento continua colado sobre a superfície apresentando escoamento separado na região a partir da posição $x/c = 0,55$.

O efeito do número de Reynolds (Re) sobre o escoamento para o perfil com *T.E. flap* defletido pode ser observado através da visualização de tufos nas Fig. 7 e Fig. 8. A medida que o Re aumenta, a amplitude angular dos tufos também aumenta, indicando que a intensidade da turbulência sobre a superfície do flap aumenta com o aumento de Re , conforme pode ser observado na Fig. 7. Além disso, com o aumento do Re há um retardo no estol da asa, como pode ser observado comparando a Fig. 8(a) para $\alpha = 18^\circ$, no qual o Re é menor e o escoamento sobre o perfil encontra-se totalmente descolado (estol) e Fig. 8(b), em que o escoamento sobre o perfil está parcialmente descolado. Indicando, assim, um aumento do α_{max} com o aumento de Re . Isso ocorre pelo fato de que um escoamento com Re (e velocidade) maior possui mais quantidade de movimento na camada-limite, devido a uma porção maior desta camada ser turbulenta, para vencer o gradiente de pressão adverso imposto pelo perfil aerodinâmico.

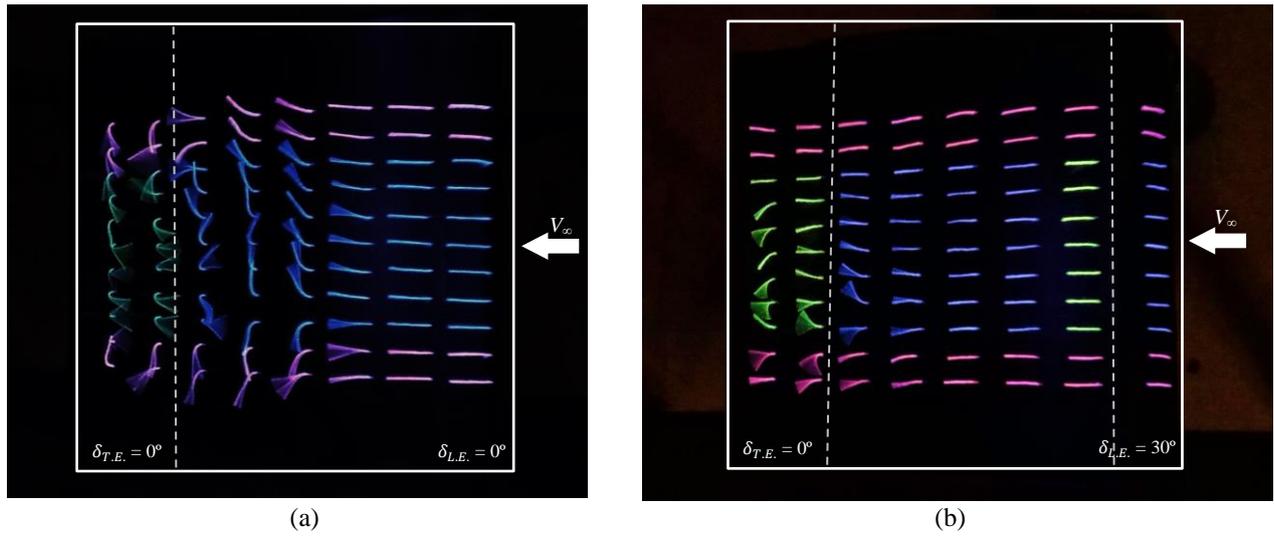


Figura 5. Influência da deflexão do *L.E. flap*. (a) $\delta_{L.E.} = 0^\circ$ e (b) $\delta_{L.E.} = 30^\circ$. Em ambos os casos $\alpha = 18^\circ$, $Re = 4,17 \times 10^5$ e $\delta_{T.E.} = 0^\circ$.

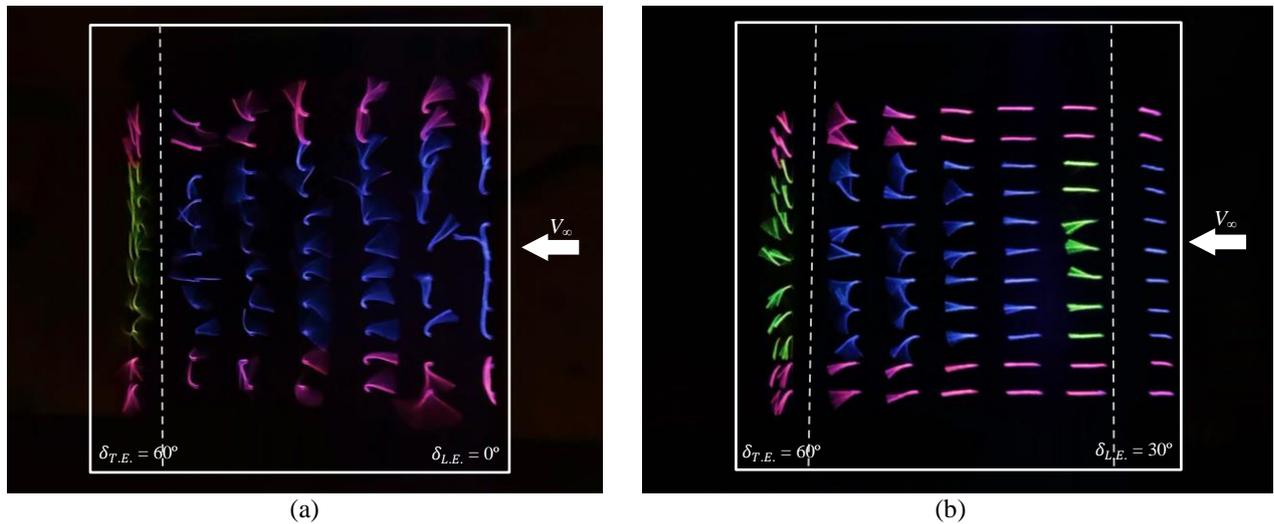


Figura 6. Influência da deflexão do *L.E. flap*. (a) $\delta_{L.E.} = 0^\circ$ e (b) $\delta_{L.E.} = 30^\circ$. Em ambos os casos $\alpha = 18^\circ$, $Re = 4,17 \times 10^5$ e $\delta_{T.E.} = 60^\circ$.

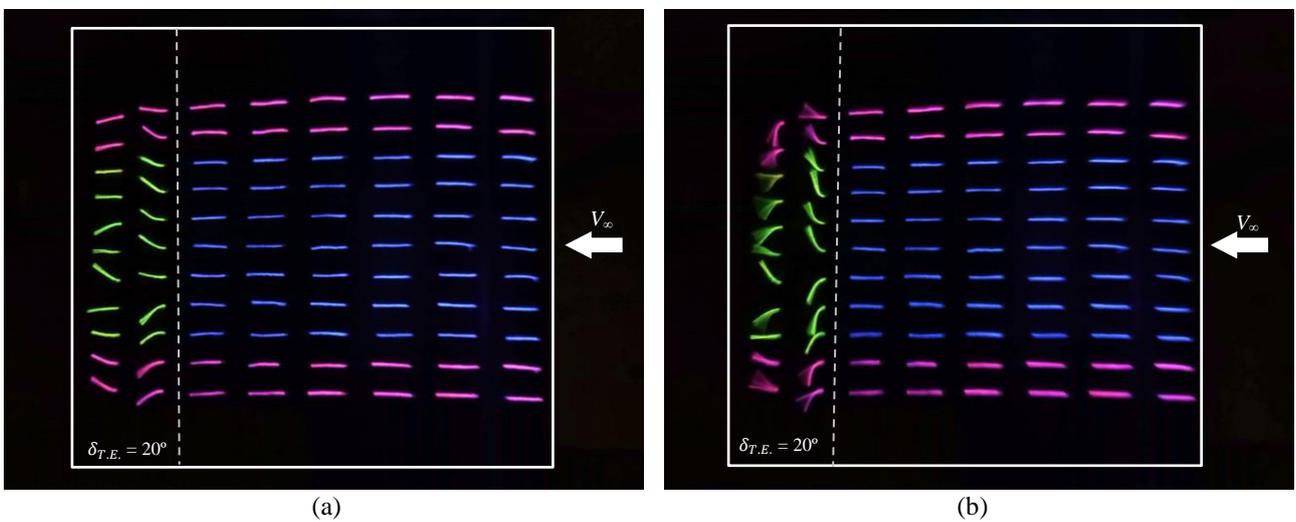


Figura 7. Influência de Re no comportamento dos tufo. (a) $Re = 2,50 \times 10^5$ e (b) $Re = 5,01 \times 10^5$. Deflexões do *T.E. flap* de 20° e $\alpha = 10^\circ$.

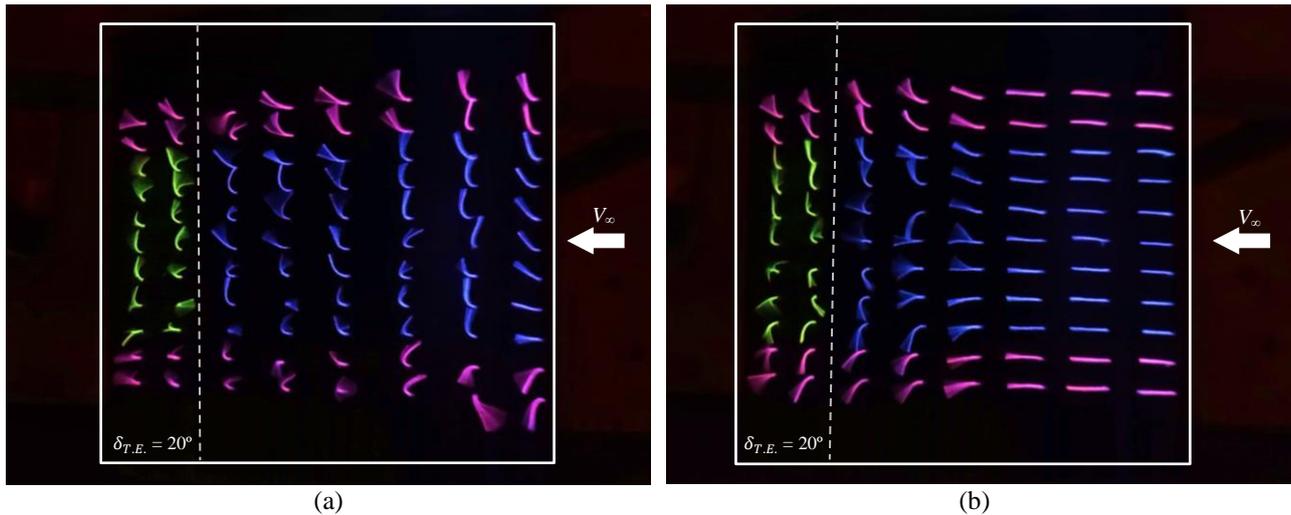


Figura 8. Influência de Re no comportamento dos tufos. (a) $Re = 2,50 \times 10^5$ e (b) $Re = 5,01 \times 10^5$. Deflexões do $T.E. flap$ de 20° e $\alpha = 18^\circ$.

3.2 Problema encontrado devido ao comprimento do tufo

Referente à técnica de ensaio por visualização através de tufos de lâ, deve-se cuidar o comprimento do tufo e seu espaçamento em relação aos tufos vizinhos perpendiculares ao escoamento V_∞ (posicionados na mesma porcentagem da corda). Nota-se que, para uma relação entre o comprimento do tufo e seu espaçamento de 1,7 ($0,102c/0,059c$), alguns tufos encontram-se travados por baixo dos tufos vizinhos, não representando fielmente as linhas de corrente sobre a superfície do modelo, como pode ser observado na Fig. 9(a).

Ao reduzir o comprimento do tufo, agora para uma relação entre comprimento do tufo e o espaçamento entre tufos perpendicular ao escoamento de 1,2 ($0,073c/0,059c$), os tufos encontram-se livres para serem direcionados devido às forças resultantes do escoamento sobre a superfície, conforme Fig. 9(b). Para análise do escoamento sobre perfis, aconselha-se o uso da mesma distância (relação unitária) entre o tamanho do tufo e o espaçamento em relação ao tufo vizinho, a fim de reduzir a possibilidade de travamento dos tufos entre si.

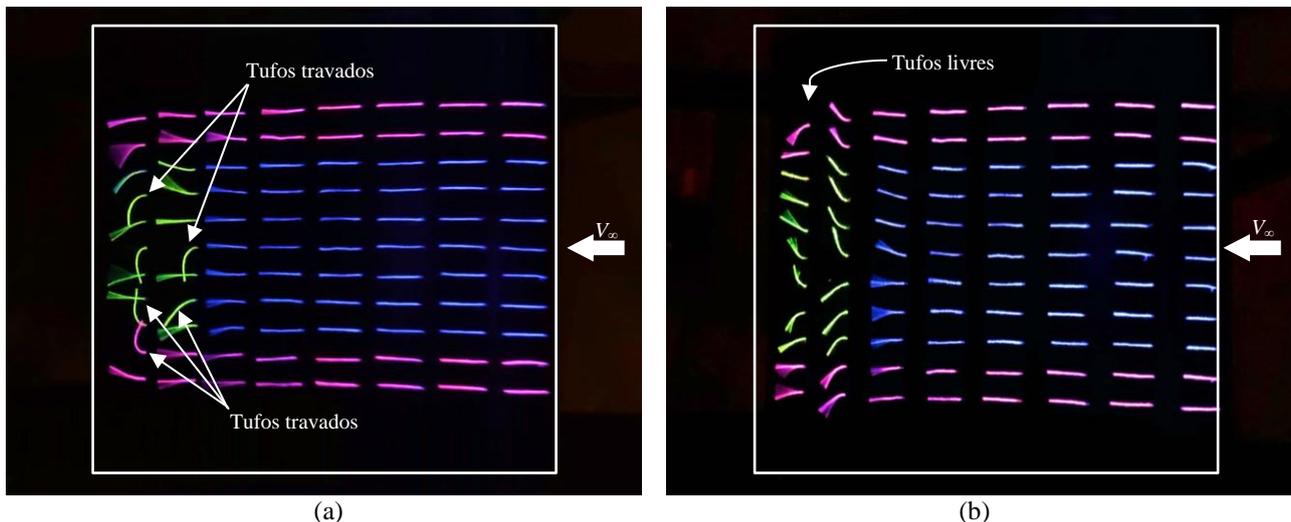


Figura 9. Problema encontrado devido ao comprimento do tufo. (a) Comprimento inicial apresentou tufos travados entre si e (b) redução do comprimento permitindo movimentação livre dos tufos ($\alpha = 14^\circ$, $Re = 4,17 \times 10^5$).

4. CONCLUSÃO

O presente trabalho teve como objetivo a análise qualitativa do escoamento sobre a superfície de um perfil aerodinâmico com dispositivos hipersustentadores através de ensaios de visualização por tufos de lâ. Verificou-se que as deflexões do $flap$ no bordo de fuga ($T.E. flap$) causam aumento na intensidade da turbulência e separações da camada limite aumentando o arrasto de pressão devido à esteira turbulenta formada pelo escoamento e arrasto de fricção devido

à camada limite turbulenta. Além disso, notou-se que o *flap* do bordo de ataque (*L.E. flap*) retardou o descolamento do escoamento sobre o extradorso indicando um aumento de α_{max} do perfil, fenômeno semelhante de quando se tem um aumento no número de Reynolds do escoamento.

Finalmente, sugere-se cuidado na determinação do comprimento e disposição dos tufo de lã utilizados na técnica de visualização. Além disso, o presente trabalho apresentou a possibilidade de realização de ensaios aerodinâmicos simples, de baixo custo, mas que podem fornecer informações importantes sobre o comportamento do escoamento, para que possam ser aplicados nos mais variados tipos de ensaios aerodinâmicos acadêmicos.

5. AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem ao Programa de Pós-Graduação em Ciências e Tecnologias Espaciais (PG-CTE), através da parceria entre as instituições de ensino e pesquisa Instituto de Aeronáutica e Espaço – IAE e Instituto Tecnológico de Aeronáutica – ITA, além da Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior – CAPES, pelo suporte para a realização deste trabalho. Agradecimento também ao Laboratório Aberto, pertencente ao Centro de Competência em Manufatura (CCM) do ITA pela disponibilidade das impressoras 3D.

6. REFERÊNCIAS

- Anderson Jr, J.D., 2001. *Fundamentals of Aerodynamics*. McGraw-Hill, New York, 3ª edição.
- Barlow, J. B., Rae, W. H. e Pope, A., 1999. *Low-speed wind tunnel testing*. John Wiley & Sons, New York, 3ª edição.
- Bird, J.D., 1969. “Tuft-grid surveys at low speed for delta wings”. NASA Technical Note, NASA TN D-5045.
- Karpovich, E., Gueraiche, D., Sergeeva, N. e Kuznetsov A., 2021. “Investigation of a Light Boxplane Model Using Tuft Flow Visualization and CFD”. *Fluids*, Vol. 6, No. 12.
- Lawford, J.A., Foster, D.N., 1969. “Low-speed wind-tunnel tests on a wing section with plain leading and trailing-edge flaps having boundary-layer control by blowing”. R.A.E. Reports and Memoranda No. 3639.
- Ristić, S., 2007a. “Flow visualization techniques in wind tunnels. Part I – Non optical methods”. *Scientific Technical Review*, Vol. 57, No. 1, p. 39-50.
- Ristić, S., 2007b. “Flow visualization techniques in wind tunnels. Part II – Optical methods”.
- Settles, G.S., 1984. “Modern developments in flow visualization”. *AIAA Journal*, Vol. 24, No. 8, p. 1313-1323.
- Steinfurth, B., Cura, C., Gehring, J. e Weiss, J., 2020. “Tuft deflection velocimetry: a simple method to extract quantitative flow field information”. *Experiments in Fluids*, Vol. 61, No. 146.
- Vey, S., Lang, H.M., Nayeri, C.N., Paschereit, C.O. e Pechlivanoglou, G., 2014. “Extracting quantitative data from tuft flow visualizations on utility scale wind turbines”. *Journal of Physics: Conference Series*, Vol. 524, No. 1.
- White, F.M., 2006. *Viscous Fluid Flow*. McGraw-Hill, Singapore, 3ª edição.
- Wieser, D., Bonitz, S., Lofdahl, L., Broniewicz, A., et al., 2016. “Surface flow visualization on a full-scale passenger car with quantitative tuft image processing”. SAE Technical Paper 2016-01-1582.

7. RESPONSABILIDADE PELAS INFORMAÇÕES

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