

UTILIZAÇÃO DE “FENCES” ESPECIAIS PARA MINIMIZAR O ESCOAMENTO TRIDIMENSIONAL SOBRE UM MODELO BIDIMENSIONAL DE AEROFÓLIO

Roberto da Mota Girardi

Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA), Praça Mal. Eduardo Gomes, 50, São José dos Campos, SP, Brasil.
girardi@ita.br

Giuliana Arruda Pessoa

EMBRAER, Av. Brigadeiro Faria Lima, 2170, F-56, 3º andar, São José dos Campos, SP, Brasil.
Giuliana.pessoa@embraer.com.br

Resumo. Em ensaios bidimensionais, o modelo deve ser fixado entre duas paredes opostas da seção de testes de um túnel de vento. Para o caso de aerofólios que geram valores elevados de coeficiente de sustentação (configuração com “flap” e “slat”), observa-se um efeito tridimensional causado pela interação entre o campo de pressão gerado pelo modelo com a camada limite das paredes do túnel, nas quais as extremidades do aerofólio estão fixadas. Este efeito não permite a determinação exata do coeficiente de sustentação máximo da configuração, que é um parâmetro de grande importância no desempenho em pista de uma aeronave. Para minimizar a tridimensionalização do escoamento tem-se utilizado dispositivos ativos, tais como injeção de ar comprimido na camada limite e aspiração da mesma nas paredes do túnel de vento. Uma outra alternativa é a utilização de elementos passivos, tais como “fences” especiais e geradores de vórtices. No presente trabalho são apresentados os resultados obtidos para um aerofólio simples com diferentes tipos de “fences”, instalados na região próxima as extremidades do modelo. Para se verificar a efetividade deste tipo de solução na bidimensionalização do escoamento, são feitas medidas de pressão em três estações ao longo da envergadura do modelo. Para algumas das configurações estudadas foram obtidos resultados muito bons (boa correlação das distribuições de pressão), indicando a possibilidade desta técnica funcionar bem para o caso de perfis com multi-elementos.

Palavras chave: Ensaios Bidimensionais, Aerofólio, Efeito Tridimensional, Estudo de “Fences”.

1. Introdução

O valor do coeficiente de sustentação máximo (CL_{max}) de um aerofólio é um parâmetro muito importante para a determinação do desempenho em pista de aeronaves (comprimentos requeridos para pouso e aterrissagem). Atualmente ainda não se tem confiabilidade na obtenção deste parâmetro através da utilização de métodos numéricos, principalmente no caso de aerofólios com múltiplos elementos (“flap”, “slat” e elemento principal). Devido a isto, ensaios bidimensionais de aerofólios têm grande importância prática, principalmente para altos ângulos de ataque. Nesta situação ocorre descolamento parcial da camada limite no extradorso do modelo e picos de sucção intensos são alcançados na região do bordo de ataque.

Em ensaios bidimensionais, o modelo tem suas extremidades fixadas nas paredes da seção de testes do túnel de vento, de maneira a simular o escoamento sobre uma asa infinita, onde se estabelece um escoamento bidimensional. No entanto, devido a este tipo de montagem, ocorre uma interação dos escoamentos sobre o aerofólio e sobre as paredes, nas quais as extremidades do modelo são fixadas. Esta interação ocorre basicamente através de dois mecanismos: (i) devido à presença da extremidade do modelo, o escoamento sobre a parede da seção de testes flui em uma região (logo a frente do bordo de ataque) com gradiente adverso de pressão. Neste caso, ocorre descolamento da camada limite, responsável pela geração de uma estrutura vortical conhecida como vórtice em ferradura (“horse shoe vortex”). (ii) No segundo mecanismo, a distribuição de pressão, gerada pelo aerofólio, altera as linhas de corrente do escoamento no interior da camada limite sobre a superfície da parede da seção de testes.

Para um melhor entendimento pode-se recorrer aos esquemas mostrados nas Figs. 1(a) e (b). Uma partícula do fluido que escoia sobre um perfil aerodinâmico está submetida basicamente a duas forças na direção transversal a linha de corrente: a força de inércia (I) das partículas do fluido, isto é, a força centrífuga que surge devido à curvatura da linha de corrente, e a força (P) causada pelo gradiente de pressão na direção transversal. Em condições normais, como ocorre no plano de simetria do modelo, onde não há interferência da camada limite da parede, essas duas forças se compensam, acarretando em linhas de corrente aproximadamente paralelas à superfície do modelo (vide Fig. 1a). No entanto, em um plano próximo à extremidade do modelo, imerso no interior da camada limite da parede da seção de testes, esta condição de equilíbrio é modificada da seguinte maneira: o campo de pressões impresso sobre a camada limite das paredes da seção de testes é aquele gerado pelo escoamento na fronteira desta camada limite. Este campo de pressões é muito semelhante ao campo estabelecido no plano de simetria do modelo (seria exatamente igual se o escoamento fosse bidimensional). Por outro lado, no interior da camada limite as partículas possuem velocidades inferiores às que fluem fora da camada limite (por exemplo, no plano de simetria). Assim, no interior da camada limite, as forças de pressão (P) superam as de inércia (I), resultando em um escoamento orientado em direção a superfície do aerofólio, como esquematizado na Fig. 1(b). Neste caso, partículas oriundas da superfície da parede da seção de testes recaem sobre a superfície do aerofólio, na região da extremidade do modelo, alterando a configuração do escoamento na superfície do aerofólio, como mostrado na Fig. 1(c). Em alto ângulo de ataque, onde o gradiente de

pressão é mais intenso, devido ao pico de sucção na região do bordo de ataque, a interação descrita acima é agravada e aumenta a tridimensionalização do escoamento. Nesta situação o escoamento sobre o aerofólio é caracterizado pela presença de uma pequena esteira na região do bordo de fuga. Devido aos baixos valores de velocidade do escoamento na esteira, pequenos gradientes de pressão são suficientes para causar escoamento ao longo da envergadura do modelo, amplificando a perturbação nas extremidades do modelo, como se observa na prática através da visualização do escoamento na superfície superior do aerofólio (Pessoa e Girardi, 2004).

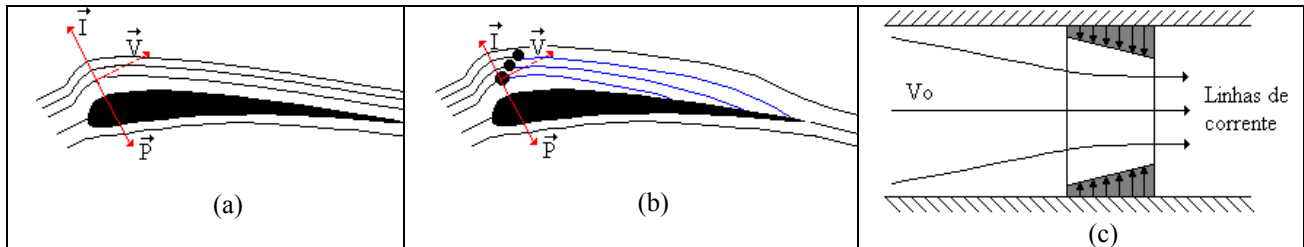


Figura 1: Campo de escoamento: (a) na seção transversal do modelo, no plano de simetria, (b) na seção transversal do modelo, no plano próximo a extremidade do modelo e (c) na superfície superior do modelo fixado entre as paredes da seção de testes.

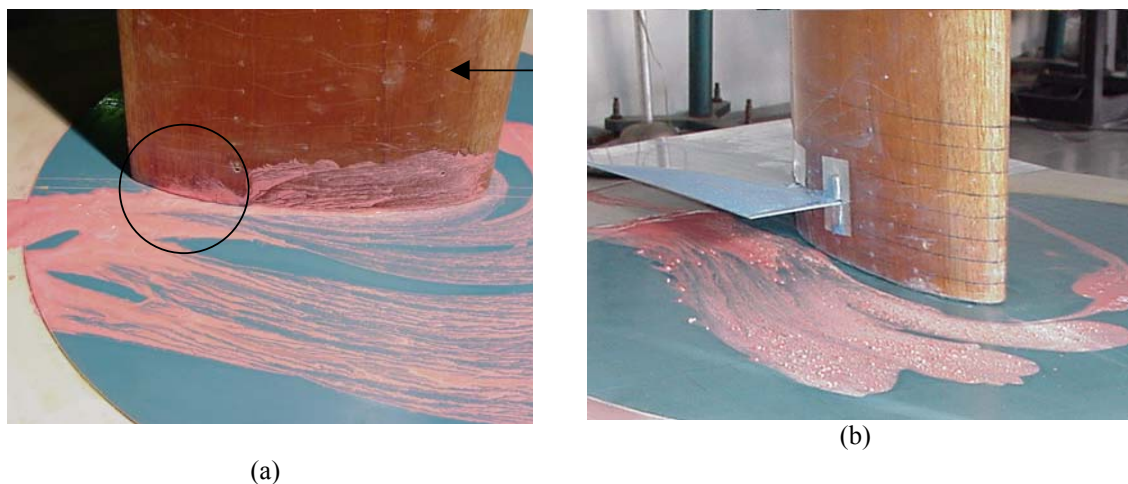


Figura 2. Visualização do escoamento na parede da seção de testes: (a) aerofólio com $\alpha=20^\circ$ e (b) aerofólio com *fence* instalado na região da extremidade do modelo ($h=3\text{cm}$) com $\alpha=20^\circ$.

Ensaio de visualização do escoamento sobre a parede da seção de testes foram feitos com a técnica do arrastamento de óleo misturado com pigmentos coloridos. Na figura 2(a) pode-se observar as linhas de corrente na superfície da parede, na região próxima à extremidade do aerofólio (extradorso) utilizado no presente trabalho. Pode-se verificar com clareza que as partículas de fluido no interior da camada limite são orientadas em direção à superfície do aerofólio, como discutido acima. Nesta mesma figura (na região delimitada pelo círculo, próximo ao bordo de fuga) observa-se que o óleo espalhado inicialmente sobre a superfície da parede da seção de teste acaba migrando para a superfície do aerofólio, causando o efeito tridimensional, mencionado anteriormente.

Para minimizar o problema descrito acima, tem-se utilizado duas metodologias para alterar o escoamento da camada limite sobre a parede de seção de testes, na região onde a extremidade do modelo é fixada: (i) implementação de uma superfície porosa e sucção da camada limite e (ii) injeção de ar comprimido no interior da camada limite. Estes métodos foram implementados por Elsenaar (1983); Labujère (1984) e Vogelaar (1983) e tem o objetivo de modificar o perfil de velocidades no interior da camada limite, incrementando a força de inércia das partículas, conforme discutido anteriormente. Estas técnicas requerem a implementação de montagens experimentais especiais e potência deve ser aplicada para a utilização de bombas de vácuo e/ou compressores.

O problema da tridimensionalização do escoamento ao longo da envergadura de corpos rombudos bidimensionais foi abordado por Bearman (1965). Este pesquisador obteve resultados razoáveis através da utilização de pequenas paredes falsas (“end plates”), instaladas a pouca distância das paredes (verdadeiras) da seção de testes do túnel de vento. A idéia básica é isolar a região entre as paredes falsas da interação que ocorre na junção das extremidades do modelo com as paredes verdadeiras. Este tipo de solução teve sucesso parcial porque sobre a superfície das paredes falsas também se desenvolve uma camada limite (menos espessa que a do túnel), que acaba interagindo com o campo de pressão gerado pelo modelo, como foi observado por Souza (2000), que trabalhou com o mesmo aerofólio usado no presente trabalho.

O objetivo do presente trabalho é verificar a possibilidade de implementação de elementos passivos (sem consumo de potência), como ocorre com as paredes falsas, para minimizar o aparecimento de escoamento tridimensional sobre modelos bidimensionais. O problema do desenvolvimento de uma camada limite na superfície da parede falsa e, também, o fato que o maior gradiente de pressão em direção a superfície do aerofólio é encontrado na região do bordo de ataque (principalmente em alto ângulo de ataque) indicam uma modificação na forma da parede falsa, de maneira a evitar a deflexão das linhas de corrente em direção à superfície do aerofólio, como observado na Fig. 1(b). Para tanto, nesta pesquisa, é explorada a idéia da implementação de “fences” especiais, instalados na região do bordo de fuga, como visto na Fig. 2(b). Neste caso, na região de maior gradiente de pressão (próximo ao bordo de ataque), as partículas fluidas não são desaceleradas. Após esta região, o “fence” tem a finalidade de filtrar as modificações do escoamento, causadas na região da junção entre a parede da seção de testes e a extremidade do aerofólio.

Para testar a potencialidade da idéia, foram feitos ensaios exploratórios utilizando-se técnicas de visualização. Estes ensaios mostraram a influencia das dimensões, da distância entre a parede da seção de testes e a superfície do “fence” e também do ângulo de derrapagem deste tipo de elemento. Em algumas configurações ocorreu uma minimização acentuada da tridimensionalidade (vide Pessoa e Girardi, 2004), porém, ensaios de visualização não permitem conclusões definitivas. A continuação desta pesquisa é relatada no presente trabalho, onde distribuições de pressão, ao longo da corda, são medidas em três estações ao longo da envergadura do modelo. A correlação das distribuições de pressão é usada como critério para verificar o grau de bidimensionalização do escoamento na região compreendida entre os “fences” instalados próximos de cada extremidade. Bons resultados são obtidos para algumas configurações, mostrando aerofólios com dois ou três elementos podem ser ensaiados com este tipo de técnica, onde somente elementos passivos são utilizados.

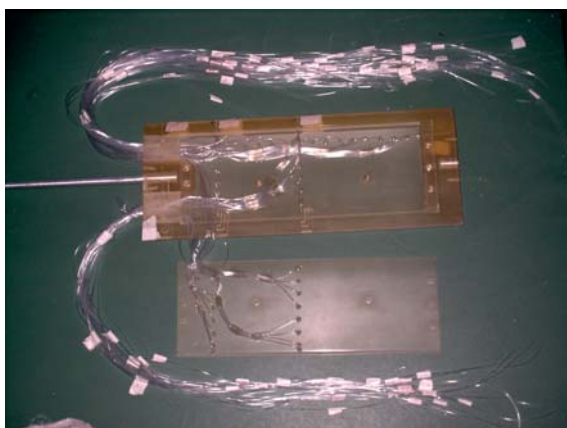
Por fim, vale ressaltar que esta pesquisa é parte de um grande projeto que tem o objetivo de melhorar a qualidade e produtividade de ensaios aerodinâmicos em túnel de vento. O projeto foi financiado pela EMBRAER e pela FAPESP e conta com a participação do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), do Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA) e com a Escola de Engenharia de São Carlos (USP/SC).

2. Aparato Experimental

O túnel de vento no qual foram realizados os ensaios está instalado no Laboratório de Engenharia Aeronáutica Prof. Kwei Lien Feng do Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA). Este túnel é do tipo circuito aberto, com seção de teste medindo 457 x 457 mm. A máxima velocidade que se pode atingir nos ensaios é 33m/s e verifica-se baixo nível de turbulência (0,5%) e boa uniformidade na seção de teste, garantindo uma boa qualidade nos ensaios.

Nesta pesquisa, deseja-se trabalhar em condições nas quais a tridimensionalidade seja bastante evidente. Assim, a principal característica que levou à escolha do perfil NACA 6716 é que seu pronunciado arqueamento, que faz com que ele se comporte de maneira semelhante a um perfil dotado de “*flap*”. Este tipo de aerofólio alcança elevados valores de coeficiente de sustentação máximo e, portanto, para altos ângulos de ataque, ocorrem valores acentuados de pico de sucção na região do bordo de ataque, produzindo um gradiente de pressão acentuado, na direção transversal as linhas de corrente que passam próximas ao extradorso do modelo. Além do mais, a envergadura do perfil é pequena em relação à corda e, portanto, explicita ainda mais a tridimensionalidade.

O perfil foi confeccionado na EMBRAER utilizando-se prototipagem rápida. Para facilitar a instalação de mangueiras, usadas para as medidas de pressão, o modelo foi produzido em duas partes (vide Fig. 3a), unidas através de pequenos parafusos. Em uma das extremidades foi instalado um eixo metálico, o qual foi fixado em um dispositivo que permite a medição do ângulo de ataque. Na outra extremidade, duas buchas metálicas foram inseridas no interior do modelo (vide Fig. 3b), de maneira que o mesmo pudesse ser fixado a janela do túnel de vento, como será mostrado mais a frente.



(a)



(b)

Figura 3: Aerofólio usado na pesquisa: (a) vista interna e (b) modelo montado

O modelo possui corda de 180mm e envergadura de 457mm. Em três estações ao longo da envergadura foram instaladas tomadas de pressão, nas quais foram conectados tubos de plástico com 1 mm de diâmetro, como pode ser visto na Fig. 3(a). As estações foram denominadas pelas letras “A”, “B” e “C” e localizam-se a 30, 110 e 230 mm da parede da seção de testes. Existe, ainda, um quarto conjunto de tomadas de pressão distribuídas ao longo da envergadura e próximo ao bordo de ataque (vide Fig. 3a), porém, dada a falta de sensores para medida de pressão, estas tomadas não são usadas neste trabalho.

A seção de teste, onde é montado o modelo, é equipada com duas janelas giratórias (*turntable*) em paredes opostas, como mostrado na Fig. 4(a). Estas janelas giram junto com o aerofólio por ocasião da variação do ângulo de ataque e permitem a vedação da junção modelo-parede (vide Fig. 4a). Além disso, o dispositivo de janelas giratórias permite que elementos passivos sejam fixados nas mesmas e se movimentem junto com o aerofólio. Como o aerofólio escolhido é arqueado, é necessário o alinhamento inicial da corda do modelo com a direção do vento. Para tanto, utiliza-se um trilho e duas escalas para realizar este alinhamento (vide Fig. 4a), que está descrito em detalhes no trabalho de Pessoa (2003).

Os elementos passivos usados neste trabalho são apresentados na Fig. 4(b) e suas dimensões estão dadas em função da corda do aerofólio (c). Estes elementos são feitos de chapas metálicas finas, as quais possuem o recorte do bordo de fuga do modelo, pois estas placas são encaixadas no modelo, como pode ser observado na Fig. 2(b). Deve-se notar que o bordo de ataque do “fence” está posicionado na metade da corda do modelo.

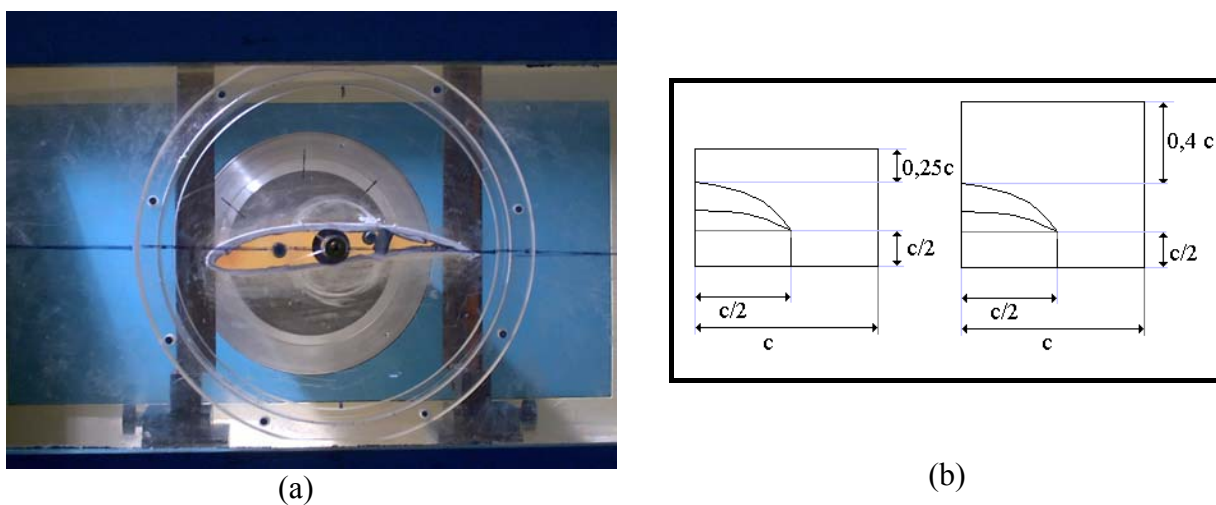


Figura 4: (a) Aerofólio instalado nas janelas giratórias e (b) “fences” usados na pesquisa.

Para realizar as medidas de pressão no aerofólio, foram utilizados dois bancos de transdutores de pressão (ESP-“Electronic Pressure Scanner”). Cada um destes bancos de transdutores possui 32 sensores de pressão.

Os transdutores ESP recebem do computador (programa em LabView) um endereçamento lógico para identificar qual canal deve realizar a medida de pressão. No entanto, este endereçamento necessita uma variação de voltagem entre 0 e 10V, ao passo que o computador só é capaz de produzir voltagens entre 0 e 5V. Por esse motivo tornou-se necessário construir uma interface capaz de ajustar esta incompatibilidade. A interface desenvolvida no Laboratório Prof. Feng tem capacidade para receber até 4 ESP’s, cada um com até 64 canais e detalhes de seu funcionamento são encontrados em Pessoa (2003). O controle dos ESP’s e a aquisição de dados é feita com códigos computacionais confeccionados dentro do ambiente de programa comercial LabView. Foram desenvolvidos programas: (i) para a calibração dos 64 transdutores, (ii) para aquisição de dados experimentais e (iii) para a redução destes dados, o qual tem a característica de separar e ordenar os resultados relativos a cada estação ao longo da envergadura do modelo. Este programa também apresenta um gráfico, onde são mostrados os três perfis de pressão, de modo que o usuário pode verificar a efetividade de uma configuração logo após a execução do ensaio.

As pressões estática e dinâmica do escoamento não perturbado são medidas com um tubo de Pitot, conectado a dois transdutores de pressão. As saídas destes sensores são ligadas a um condicionador de sinais, que, por sua vez, é ligado a uma placa de aquisição de dados.

A calibração de todos os sensores de pressão é feita com auxílio de um manômetro Betz, cuja menor divisão é 0,1 mm de coluna d’água.

Por fim, é importante mencionar que antes de executar o experimento, verificou-se se cada um dos furos apresentava algum tipo de bloqueio ou vazamento. Aquelas tomadas de pressão com algum desses problemas foram descartadas e, por isto, os resultados mostrados abaixo, para a distribuição de pressão, não são curvas contínuas, como seria desejável.

3. Análise dos resultados

Os experimentos foram realizados na seção de teste do túnel de vento com um número de Reynolds em torno de $3,0 \cdot 10^5$ e a espessura da camada limite na parede da seção de testes, onde o modelo foi fixado, é de $\delta_s = 4,6\text{mm}$.

Nos ensaios, cujos resultados serão apresentados a seguir, as configurações foram montadas de forma simétrica, ou seja, nas duas extremidades do modelo. Visando um estudo aprofundado, optou-se por variar o tamanho dos *fences* e a distância em relação à parede. O efeito do número de “*fences*” instalados em cada extremidade do modelo será apresentado em trabalho futuro.

Inicialmente foram feitos ensaios no aerofólio isolado (sem “*fences*”), chamados de ensaio padrão, de maneira a verificar a tridimensionalidade do escoamento no aerofólio escolhido e, também, para obter-se resultados quantitativos para fins de comparação com os experimentos com configurações empregando diferentes “*fences*”.

3.1 Ensaios com Aerofólio Limpo

Os resultados abaixo são apresentados em conjunto com a solução numérica para ângulos de ataque (α) múltiplos de 5. O programa que gerou os resultados numéricos é baseado em método dos painéis, para escoamento incompressível e não viscoso e detalhes do mesmo podem ser encontrados em Pessoa (2003).

Os valores experimentais de coeficiente de pressão (C_p) são, em módulo, sempre menores que os valores numéricos devido aos efeitos viscosos (desprezados no método numérico). O principal deles é devido à presença da camada limite na superfície do perfil. A espessura de deslocamento acarreta modificação da forma efetiva do aerofólio, de maneira que o escoamento potencial (externo a camada limite) “*enxerga*” um corpo constituído pelo modelo acrescido pelas espessuras de deslocamento nas superfícies superior e inferior do aerofólio. Como a camada limite cresce mais no extradorso (devido à distribuição de pressão assimétrica), verifica-se uma alteração do arqueamento do aerofólio efetivo, no sentido de reduzi-lo, principalmente na região do bordo de fuga. Devido a isto, o aerofólio efetivo gera menos sustentação, como pode ser observado nos gráficos das Figs. 5 e 6. À medida que o ângulo de ataque é aumentado, o pico de sucção aumenta, bem como o gradiente adverso de pressão no extradorso. Se este gradiente for muito forte, ocorre descolamento da camada limite do perfil, provocando o “*stall*” do aerofólio. No modelo usado neste trabalho o descolamento tem início na região do bordo de fuga e se propaga para o bordo de ataque, a medida que o ângulo de ataque é incrementado. A região descolada (*esteira*) é caracterizada por ter um valor constante de C_p no extradorso, como pode ser observado nas Figs. 7 e 8.

Comparando-se os resultados obtidos nas estações ao longo da envergadura, nota-se que os valores de C_p no extradorso da estação “A” (mais próxima da parede do túnel) são, em módulo, inferiores aos das estações “B” e “C” para ângulos de ataque superiores a 10° . Isto ocorre porque, à medida que se aumenta o ângulo de ataque, o pico de sucção cresce. Quando isto ocorre, a interação desta região de baixa pressão na vizinhança do bordo de ataque e a camada limite na parede do túnel de vento fica mais intensa e provoca a deflexão das partículas fluidas em direção a superfície do aerofólio, como discutido anteriormente. Devido a isto, para altos ângulos de ataque os efeitos tridimensionais se agravam, como pode ser observado nas Figs. 7 e 8, através da falta de correlação entre as distribuições de pressão das estações B e C. A correlação entre as estações B e C vai piorando a medida que o ângulo de ataque é aumentado de 16 para 21 graus, como consequência de em um estol prematuro próximo à junção. Como a estação “A” se encontra com parte do escoamento já estolado (estol prematuro), seu pico de sucção é reduzido devido a presença da *esteira*, a qual tem o efeito de modificar a forma efetiva *enxergada* pelo escoamento, no sentido de reduzir o arqueamento efetivo do aerofólio daquela estação do modelo.

Um fato interessante é que, considerando a estação “A”, para ângulos de ataque com tridimensionalidade evidente ($\alpha \geq 10^\circ$), o tanto o pico de sucção quanto o Cl (dado pela área delimitada pelas curvas de C_p no extradorso e no intradorso) são bem inferiores aos observados nas estações “B” e “C”. Esse resultado pode ser explicado considerando que o fluxo de fluido que deixa a parede do túnel em direção ao aerofólio, no extradorso, pode acarretar num espessamento adicional da camada limite sobre o aerofólio. Dessa forma, a espessura de deslocamento reduz a linha de arqueamento do perfil efetivo na estação “A” de maneira mais significativa que nas estações “B” e “C” e provoca a redução de Cl .

Observando-se a Fig. 6(b), verifica-se que, para $\alpha = 15^\circ$, se inicia o descolamento na estação “A” (notável pela invariância de C_p a partir de $x/c=0,4$). Nessa situação, as estações “B” e “C” ainda não mostram descolamento. Tal comportamento se prolonga até 16° . A partir de 18° , verifica-se início de descolamento nas estações “B” e “C”. Quando o ângulo de ataque foi aumentado para 20° , percebeu-se que as estações “B” e “C” apresentam “*stall*” em progressão, ao passo que a estação “A” mostra-se menos descolada que a 18° . A 21° , tem-se “*stall*” completo com inversão da situação: o pico de sucção da estação “A” fica maior que nas estações “B” e “C”. Isto mostra que a progressão do estol na região central do perfil altera o fenômeno tridimensional do escoamento de maneira não desprezível. Infelizmente, a influência do estol não foi estudada a fundo neste trabalho. Ainda assim, será mostrado mais adiante que algumas configurações de *fence* conseguem melhorar a bidimensionalidade do escoamento mesmo após a ocorrência do estol completo.

Os ensaios realizados empregando diversas configurações de *fence* têm a intenção de verificar se eles são capazes de melhorar o escoamento nos ângulos de ataque mais críticos sem prejudicar o escoamento a baixos ângulos de ataque.

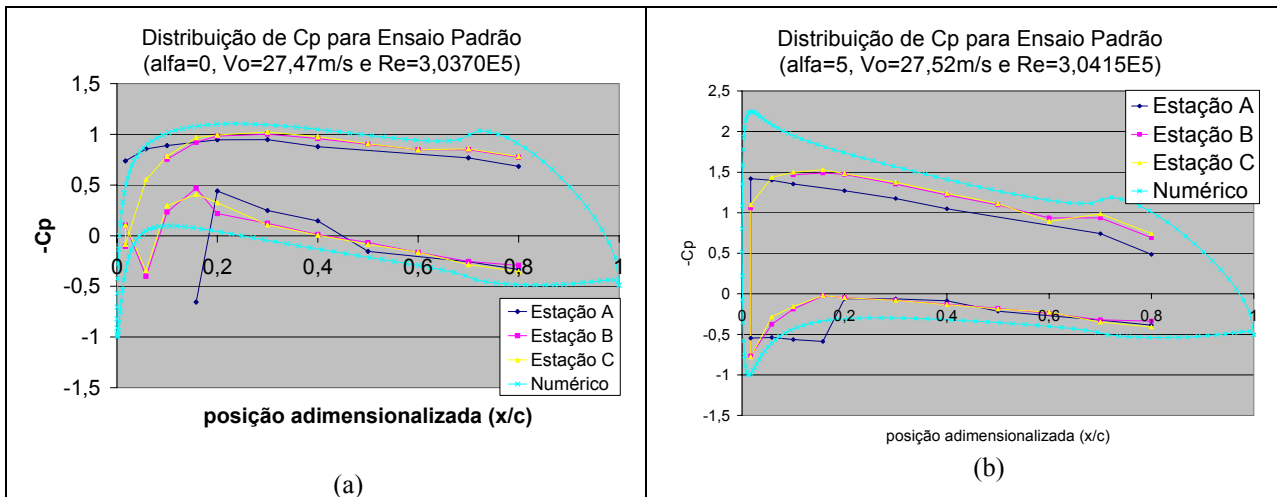


Figura 5: Distribuição de pressão, ao longo da corda do aerofólio, para três estações ao longo da envergadura do modelo: (a) $\alpha = 0^\circ$ e (b) $\alpha = 5^\circ$.

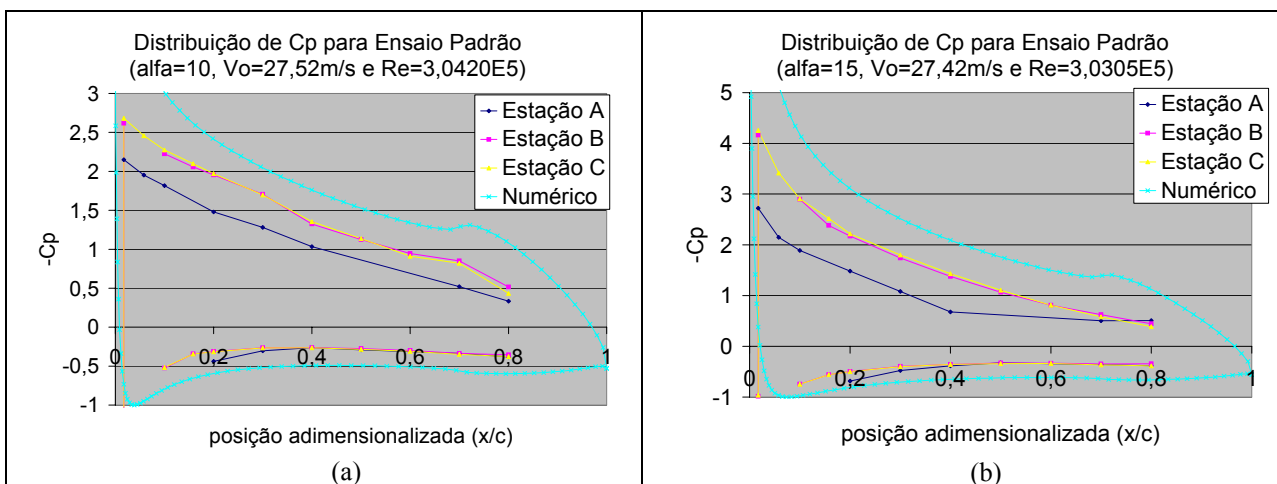


Figura 6: Distribuição de pressão, ao longo da corda do aerofólio, para três estações ao longo da envergadura do modelo: (a) $\alpha = 10^\circ$ e (b) $\alpha = 15^\circ$.

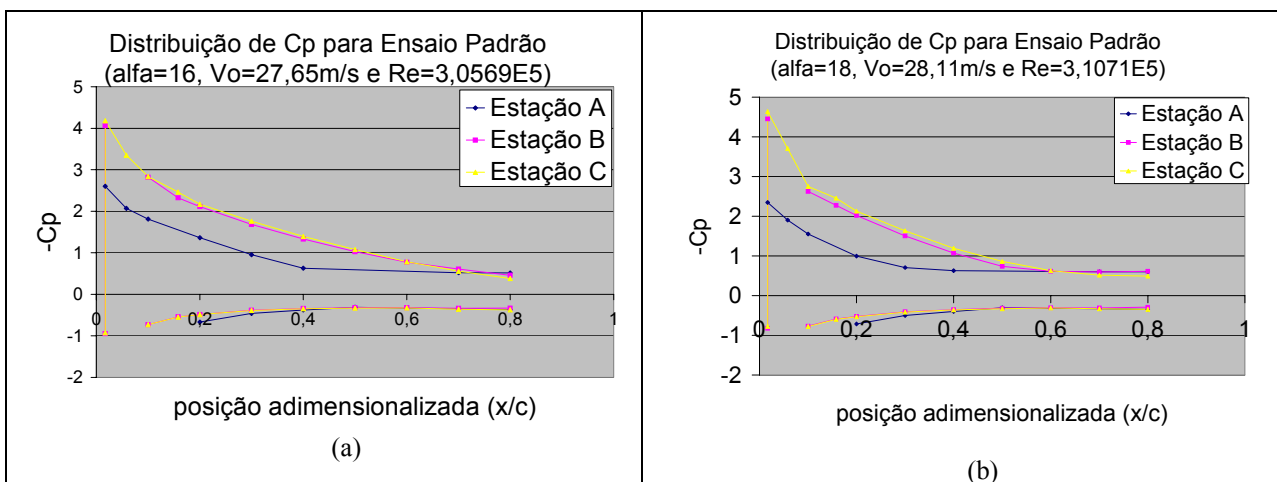


Figura 7: Distribuição de pressão, ao longo da corda do aerofólio, para três estações ao longo da envergadura do modelo: (a) $\alpha = 16^\circ$ e (b) $\alpha = 18^\circ$.

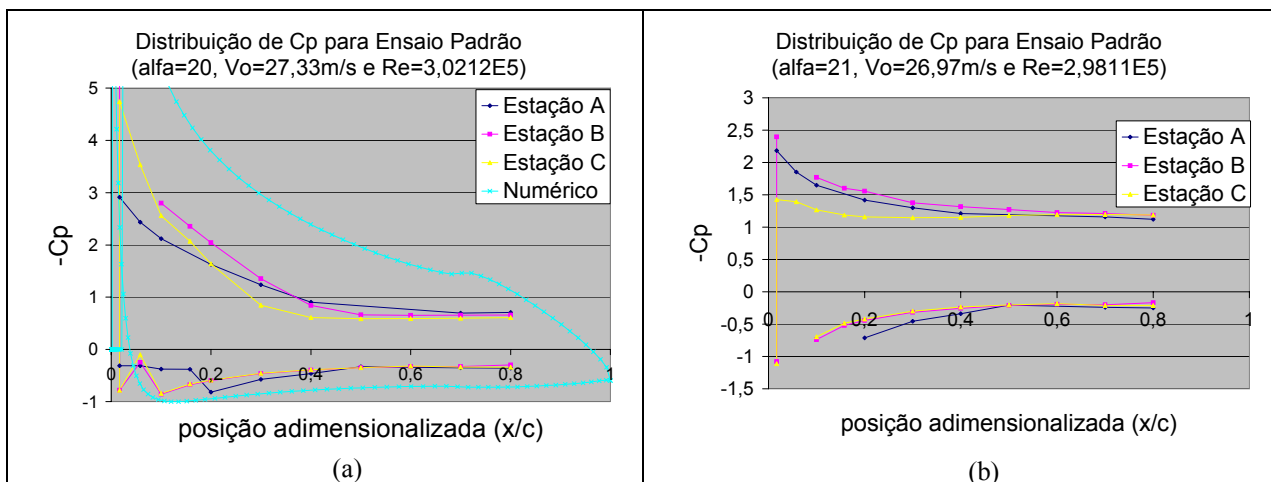


Figura 8: Distribuição de pressão, ao longo da corda do aerofólio, para três estações ao longo da envergadura do modelo: (a) $\alpha = 20^\circ$ e (b) $\alpha = 21^\circ$.

3.2 Aerofólio com “Fence” Grande, Alinhado e afastado 15 mm da Parede

Nos ensaios com “fence” grande e alinhado com o escoamento, foi feita uma variação do afastamento do “fence” em relação à parede. As configurações testadas nesta seção do trabalho possuem distancia de 11, 15, 20 e 25 mm. Deve-se deixar claro que, em todos os ensaios, foram utilizados dois fences, instalados próximos as extremidades do modelo. Houve uma preocupação de não posicionar o “fence” dentro da camada limite das paredes da seção de testes do túnel de vento (que tem espessura de $\delta_s = 4,6\text{mm}$), justamente para evitar a interação de partículas fluidas com baixa velocidade com os elevados gradientes de pressão na região do bordo de ataque do aerofólio. Além disto, este tipo de elemento deve provocar um isolamento (filtragem) dos efeitos causados pelo vórtice em ferradura que surge na junção modelo – túnel de vento.

As melhores configurações testadas possuem “fence” localizado a 15mm e 20 mm de distancia da parede, sendo a primeira delas um pouco melhor que a segunda. Devido a falta de espaço, somente os resultados obtidos com a melhor configuração são apresentados, para aqueles ângulos de ataque onde ocorreu tridimensionalização mais acentuada para o caso do aerofólio isolado, isto é na faixa entre 16 e 21 graus.

Para a configuração do aerofólio padrão (limpo), os resultados de distribuição de Cp mostraram um descolamento prematuro na estação “A” a partir de 16° , como pode ser visto na Fig. 7(a). Comparando-se com os resultados apresentados na Fig. 9(a), verifica-se que a instalação dos “fences” na extremidade do modelo provoca um retardo nesse descolamento, ou seja, o escoamento na estação “A” inicia seu descolamento a partir dos 18° , como visto na Fig. 9(b). É interessante lembrar que a estação “A” está localizada a 30 mm da parede do túnel e, portanto, também sofre influencia da filtragem provocada pela presença do “fence”. O efeito desta filtragem foi sentido somente de maneira parcial, mostrando que a interação, com origem na extremidade do modelo, ainda produz conseqüências, pelo menos na região da estação “A”.

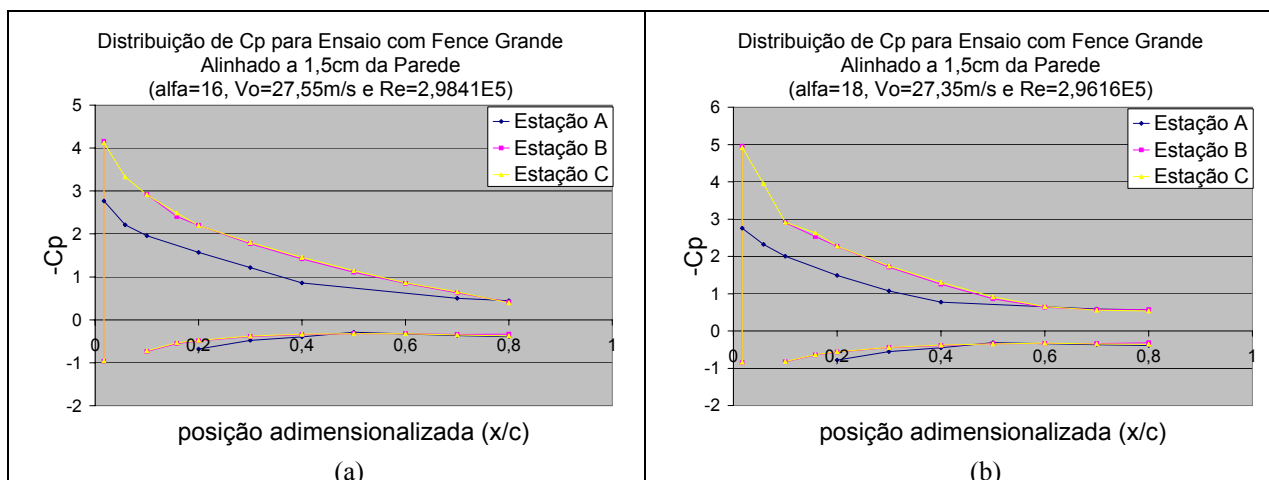


Figura 9: Distribuição de pressão, ao longo da corda do aerofólio, para três estações ao longo da envergadura do modelo. Configuração com “fence” grande, alinhado e afastado de 15 mm da parede: (a) $\alpha = 16^\circ$ e (b) $\alpha = 18^\circ$.

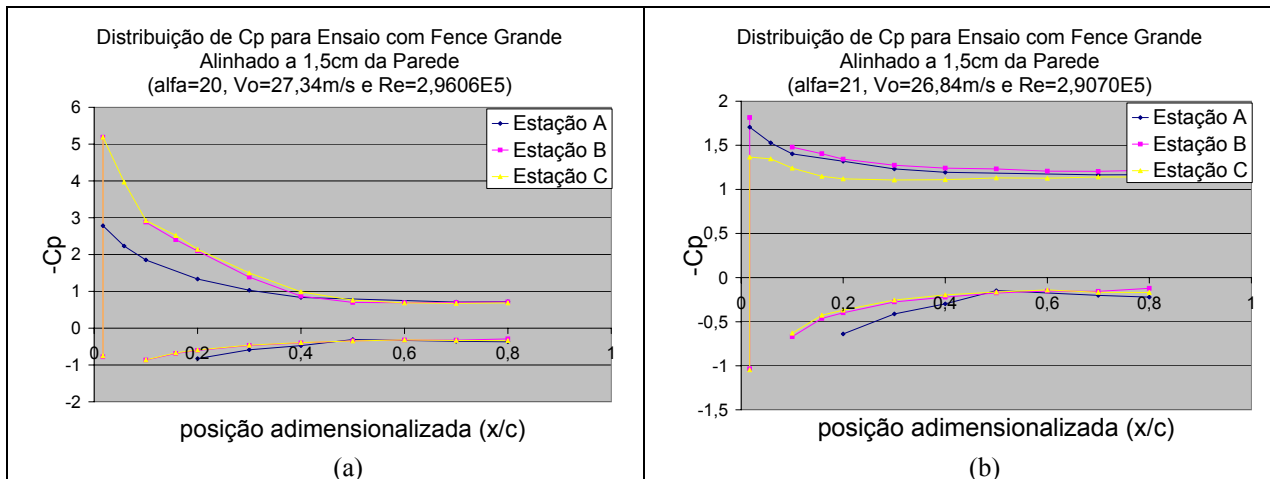


Figura 10: Distribuição de pressão, ao longo da corda do aerofólio, para três estações ao longo da envergadura do modelo. Configuração com “fence” grande, alinhado e afastado de 15 mm da parede: (a) $\alpha = 20^\circ$ e (b) $\alpha = 21^\circ$.

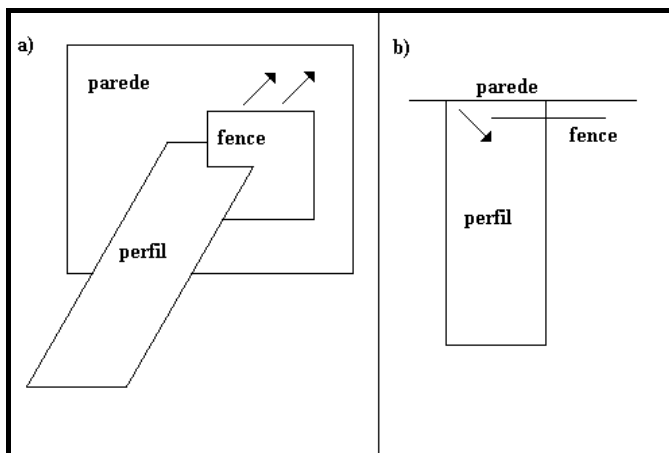


Figura 11: Esquema do escoamento visualizado na região do “fence” instalado na extremidade do modelo. As setas indicam a direção do escoamento verificada nos experimentos: (a) vista lateral; (b) vista em planta.

Na região das estações “B” e “C”, verifica-se uma boa correlação entre as distribuições de C_p , melhor que no caso do aerofólio isolado, mostrando que a presença do “fence” evitou uma propagação dos efeitos tridimensionais para a região central do aerofólio. Neste ponto, é importante mencionar que o objetivo deste trabalho é conseguir que o escoamento fique bidimensional na região central do aerofólio, pois as medidas do escoamento são realizadas na estação localizada no centro da seção de testes (estação “C”, neste trabalho), e as características bidimensionais (C_l , C_m e C_d) são determinadas através de medidas de distribuição de pressão.

Comparando-se as Figs. 8(a) e 10(a), verifica-se uma melhora acentuada para a bidimensionalidade do escoamento após a instalação do “fence”. Deve-se lembrar que 20° é o chamado ângulo de “stall” para este aerofólio e a bidimensionalidade na região central do modelo garante que o coeficiente de sustentação máximo ($C_{l_{max}}$) seja medido com exatidão.

Para $\alpha=21^\circ$ (Fig. 10b), constata-se uma distribuição de pressão típica para um escoamento pós “stall”, na qual ocorre uma redução do pico de sucção na região do bordo de ataque e grande parte do extradorso do aerofólio possui valor constante de C_p (região megalhada na esteira). A falta de correlação entre a distribuição de C_p das diversas estações ao longo da envergadura mostra a tridimensionalidade do escoamento, porém, comparando-se com a Fig. 8(b) verifica-se melhora acarretada pelo “fence”, mesmo neste caso.

Em uma tentativa de entender o escoamento na região do “fence” e explicar a filtragem parcial dos efeitos originados na extremidade do modelo (mencionados acima), foi feita uma visualização do escoamento, utilizando-se uma haste com fio de lã na sua ponta. Esta técnica simples não fornece informações exatas, porém, permite que se tenha uma idéia do tipo de escoamento que se estabelece na região do “fence”. Observou-se um escoamento como ilustrado na Fig. 11, onde o escoamento que entra no canal formado entre as superfícies da parede do túnel e do “fence”, acaba mudando de direção e sai pela parte superior, como esquematizado na Fig. 11(a). Isto pode ser explicado considerando-se a perda de carga do escoamento no interior do canal mencionado acima, dada a proximidade do “fence” com a parede do túnel. Além disso, o escoamento a montante do “fence”, sente esta perda de carga antes de chegar à entrada do canal se desvia em direção ao modelo como mostrado na Fig. 11(b). Por este motivo, apesar do “fence” reduzir o

efeito da interação da camada limite das paredes do túnel com o gradiente de pressão produzido pelo aerofólio, o efeito de perda de carga no interior do canal acaba provocando tridimensionalidade no escoamento. Obviamente esta é uma tentativa de explicação, porém, técnicas de visualização mais sofisticadas deverão ser aplicadas em trabalhos futuros, de maneira a auxiliar na solução do problema em questão.

Por fim, as curvas de C_p para esta configuração mostram que a bidimensionalidade alcançada para os ângulos críticos (de 16° a 20°) foi muito boa. Além disso, não se verificou prejuízo ao escoamento para baixos ângulos de ataque (0° e 10°), o que a caracteriza como a configuração aceitável para a realização de ensaios bidimensionais.

3.3 Aerofólio com “Fence” Pequeno, Alinhado e afastado 20 mm da Parede

O “fence” pequeno sofreu uma redução (em relação ao grande) da dimensão transversal da sua parte superior, que interage com o escoamento no extradorso do aerofólio, como pode ser visto na Fig. 4(b). Nos ensaios com este elemento, também foi feita uma variação do afastamento do “fence” em relação à parede e o mesmo foi montado de maneira a ficar alinhado com o escoamento do túnel de vento. Deve-se deixar claro que isto não significa que o “fence” esteja alinhado com o escoamento local. As configurações testadas nesta seção do trabalho, também possuem distancia de 11, 15, 20 e 25 mm.

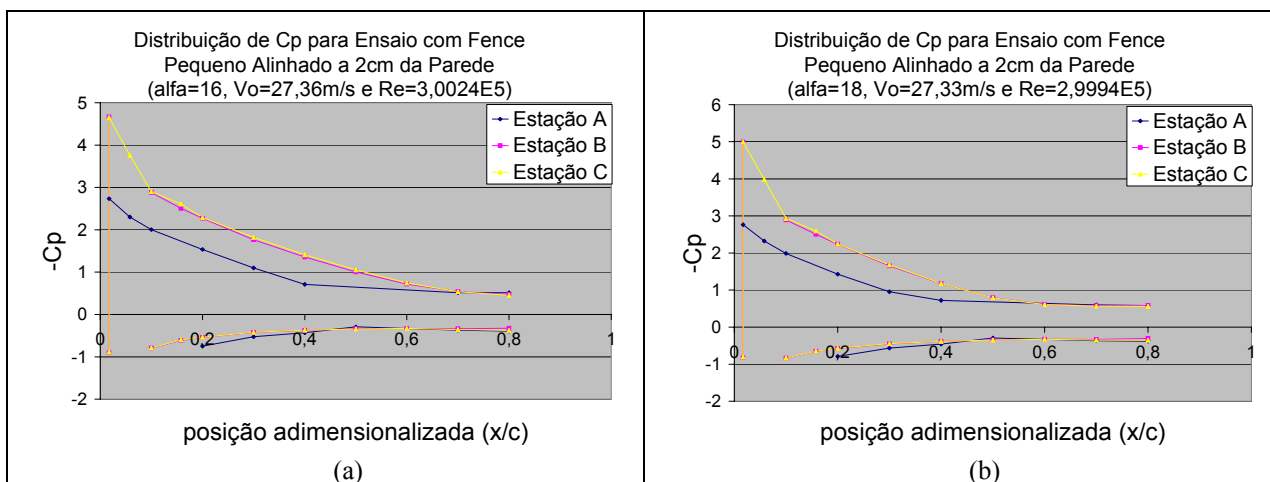


Figura 12: Distribuição de pressão, ao longo da corda do aerofólio, para três estações ao longo da envergadura do modelo. Configuração com “fence” pequeno, alinhado e afastado de 20 mm da parede: (a) $\alpha = 16^\circ$ e (b) $\alpha = 18^\circ$.

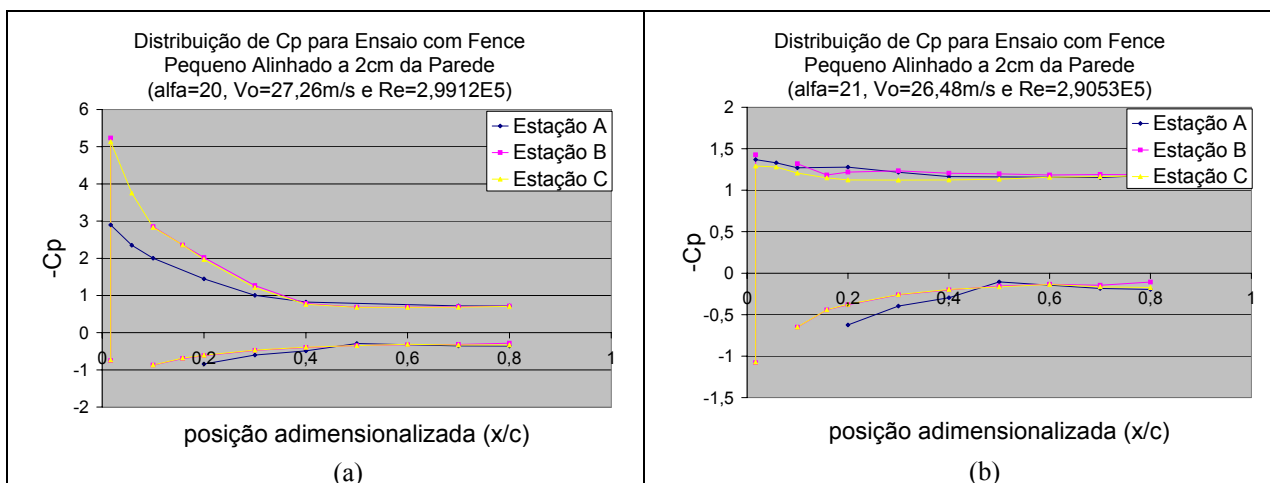


Figura 13: Distribuição de pressão, ao longo da corda do aerofólio, para três estações ao longo da envergadura do modelo. Configuração com “fence” pequeno, alinhado e afastado de 20 mm da parede: (a) $\alpha = 20^\circ$ e (b) $\alpha = 21^\circ$.

Os melhores resultados foram obtidos para o “fence” pequeno montado a 20 mm de distância, embora a configuração com 25 mm de afastamento tenha sido apenas ligeiramente pior, mostrando que o afastamento ótimo da parede do túnel de vento deve estar entre 20 e 25 mm, para este tipo de elemento.

Os resultados apresentados nas Figs. 12 e 13 mostram que esta configuração resultou num nível de bidimensionalidade muito bom entre 16° e 21° , na região do modelo compreendida entre as estações “B” e “C”. Além disso, o escoamento permaneceu com alto grau de bidimensionalidade para baixos ângulos de ataque (0° e 10°), de

maneira similar ao observado para o escoamento sobre o aerofólio limpo, o que conta como um fator muito positivo numa eventual escolha dessa configuração. Um aspecto interessante desta configuração pode ser visto na Fig. 13(b), onde se observa uma maior bidimensionalidade do escoamento para um ângulo de ataque após a ocorrência do “stall”, isto é, para 21°. Neste aspecto, esta configuração é superior ao “fence” grande, cujos resultados estão apresentados na Fig. 10(b).

Nas Figs. 12 e 13 também pode ser verificada a falta de correlação da distribuição de C_p da estação “A” em relação as duas outras estações, mostrando que embora o “fence” esteja impedindo que a tridimensionalização se propague para a parte central do modelo, ainda existe uma tridimensionalização ao longo da envergadura, na região da extremidade do modelo, onde o “fence” está instalado. Novamente, em uma tentativa de compreender este problema, foi feita visualização do escoamento, utilizando a técnica da haste com fio de lã. De maneira similar ao caso do “fence” grande, ainda se observam linhas de corrente desviando da entrada do canal.

4. Considerações finais

Inicialmente, foi apresentada uma discussão a respeito dos fenômenos que causam a tridimensionalização do escoamento ao longo da envergadura de modelos bidimensionais, instalados entre duas paredes opostas da seção de testes de um túnel de vento. Desta discussão fica claro que o responsável pelos referidos fenômenos é o escoamento no interior da camada limite que flui sobre a superfície das paredes onde o modelo é fixado. Devido a interação com o modelo surge um escoamento tipo vórtice em ferradura e, também, as partículas que fluem na região próxima ao extradorso do aerofólio são orientadas em direção à superfície do mesmo. Esta perturbação na região da extremidade do modelo acaba se propagando ao longo de toda a envergadura do modelo, principalmente em alto ângulo de ataque, através da esteira resultante do descolamento da camada limite no extradorso do modelo.

Para minimizar este problema, a camada limite deve ser energizada, através de injeção de ar comprimido ou pode-se utilizar sucção, para retirar as partículas da região mais interna da camada limite, onde as partículas possuem baixa quantidade de movimento. Estas duas metodologias são utilizadas em laboratórios internacionais e fornecem resultados razoáveis. Uma outra alternativa é a utilização de elementos passivos, que tem a função de filtrar os efeitos do escoamento que se estabelece na região da extremidade do modelo, de maneira a ter-se uma região com escoamento bidimensional na região central do modelo. O objetivo do presente trabalho é estudar a viabilidade de utilizar este tipo de solução e, como elementos passivos, são utilizados “fences” especiais, instalados no bordo de fuga do aerofólio, na região próxima a extremidade do modelo.

Para verificar a bidimensionalidade do escoamento são medidas as distribuições de pressão, ao longo da corda, para três estações ao longo da envergadura do modelo. A correlação entre estas distribuições é usada como critério para verificar a presença de escoamento tridimensional.

“Fences” com dois tamanhos diferentes foram posicionados a diferentes distâncias da parede da seção de testes, sempre alinhados com relação à direção do escoamento não perturbado. Foi verificado que o “fence” pequeno, instalado a uma distância de 20 mm da parede do túnel de vento tem a capacidade de tornar o escoamento bidimensional em uma boa região na parte central do modelo. Neste caso, uma boa bidimensionalização foi obtida mesmo para ângulo de ataque após o “stall” do aerofólio. Com este tipo de escoamento é possível determinar-se o coeficiente de sustentação máximo com boa exatidão, sendo este um dos objetivos do ensaio bidimensional de aerofólios.

Embora não seja necessário que o escoamento seja bidimensional em toda a envergadura do modelo, deve-se mencionar que as configurações com “fence” estudadas neste trabalho não foram efetivas para tornar o escoamento bidimensional na região da extremidade do modelo. Aplicação de técnicas simples de visualização de escoamento mostrou uma interação entre a parede da seção de testes e a superfície do “fence”, a qual parece introduzir uma tridimensionalidade na região vizinha a superfície do “fence”. No entanto, esta tridimensionalidade parece ter ficado confinada a referida região, mantendo o escoamento na parte central com característica bidimensional. Técnicas mais elaboradas de visualização deverão ser aplicadas em trabalhos futuros para se estudar melhor este problema.

Este trabalho deve ser continuado para explorar de forma mais completa este tipo de solução para a bidimensionalização do escoamento. Configurações com “fences” com outras dimensões, “fences” não alinhados com a direção do escoamento não perturbado e configurações com maior número de elementos passivos em cada uma das extremidades do modelo são alguns dos temas para a continuação desta pesquisa.

Como mencionado anteriormente, este trabalho faz parte de uma grande linha de pesquisa cujo objetivo final é realizar ensaios de aerofólios com “flap” e “slat” para as futuras aeronaves da Embraer. Neste caso, as idéias e metodologias desenvolvidas neste trabalho deverão ser estendidas para o caso de aerofólios com multi-elementos. Esta extensão já está em fase de implantação no novo túnel de ensino e pesquisa do ITA, onde está sendo instalado o aerofólio com “flap” e “slat” usado na aeronave EMBRAER 170.

5. Agradecimentos

Reservamos nossos sinceros agradecimentos à Fundação de Amparo à pesquisa do Estado de São Paulo (FAPESP) e à Empresa Brasileira de Aeronáutica (EMBRAER) pelo apoio financeiro e de projeto e confecção do modelo. Ao Técnico Mário Correia por trabalhar intensivamente na construção de boa parte do aparato experimental.

6. Lista de Referências

- Bearman, P.W., (1965). "Investigation of the flow behind a two-dimensional model with a blunt trailing edge and fitted with splitter plates", Vol. 28, J. Fluid Mech., pp. 241-255.
- Elsenaar, A., (1983) "Wall blowing requirements for 2-D high lift testing in pressurized wind tunnels", National Aerospace Laboratory, NLR, The Netherlands, NLR Memorandum AC 83-005 U".
- Labrujère, Th.E., (1984), "Correction for wall interference by means of measured boundary condition method", , National Aerospace Laboratory, NLR, The Netherlands, NLR TR 84114 U.
- Pessoa, G. A., (2003) "Bidimensionalização de Ensaios em Túnel de Vento de Baixa Velocidade.". Trabalho de Graduação, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, ITA, SJCampos, SP, CDU 533.6.07.
- Pessoa, G. A & Girardi, R.M. (2004) "Escoamento Tridimensional sobre Modelos Bidimensionais em Túnel de Vento". Congresso Nacional de Engenharia Mecânica (CONEM 2004), Belém, PA, Ago. .
- Souza, K. D., (2000) "Estudo de ensaios bidimensionais em túnel de vento.". Trabalho de Graduação, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, ITA, SJ SP, CDU 533.6.07.
- Vogelaar, H.L.J.. (1983) "Description and validation of the two-dimensional test setup for multiple airfoils in the pressurized wind tunnel HST". National Aerospace Laboratory, NLR, The Netherlands, NLR TR 83031 U.

Use of Special Fences to Minimize the three-Dimensional flow Over a Two-Dimensional Airfoil Model

Roberto da Mota Girardi

Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA), Praça Mal. Eduardo Gomes, 50, São José dos Campos, SP, Brasil.
girardi@ita.br

Giuliana Arruda Pessoa

EMBRAER, Av. Brigadeiro Faria Lima, 2170, F-56, 3º andar, São José dos Campos, SP, Brasil.
Giuliana.pessoa@embraer.com.br

Abstract: In two-dimensional tests, the model must be installed between opposite walls of the wind tunnel test section. For airfoils generating high values for the lift coefficient (configuration with flap and slat), a tri dimensional flow is observed, caused by the interaction between the boundary layer flow at the test section walls and the high pressure gradients established at the airfoil leading edge. Such kind of interaction do not allow the correct determination of the airfoil maximum lift coefficient, which is a parameter with major importance on the runway aircraft performance (take off and landing). In order to minimize the tri-dimensional flow characteristics along the model span, active devices have been used, such as air compressed injected at the wind tunnel wall boundary layer and suction of air flowing near the walls, where model extremities are fixed. Other alternative is to use passive devices, such that special fences and vortex generators and, in the present work, the first results obtained with a simple airfoil fitted with fences are presented. Two fences (with different dimensions) are placed at some (variable) distance from the test section walls and the pressure distribution, along the model chord, for three stations along the model span are used to verify the effectiveness of each configuration, in order to have a two dimensional flow at the model central region. For some of the tested configurations, very good results were obtained (good correlation between pressure distributions), indicating that such methodology can be extended to multi-elements airfoils.

Keywords: Two-dimensional Tests, Airfoil, tri-dimensional effect, Fences.