

ENSAIOS BIDIMENSIONAIS EM TÚNEL DE VENTO

Luís Fernando Gouveia de Moraes

Matsuo Chisaki

CTA / IAE / ASA-L (Túnel de Vento), Pça. Mal. Eduardo Gomes 50, Cep. 12228-904
São José dos Campos –S.P, e-mail : matsuo@iae.cta.br e lfgmoraes@iae.cta.br .

RESUMO

Este artigo apresenta a metodologia empregada em ensaios de perfis aerodinâmicos no túnel de vento do Centro Técnico Aeroespacial (CTA). Utiliza-se um perfil NACA0012 entre paredes bidimensionais e obtém-se os valores das forças, momentos e distribuição de pressões no perfil. Utiliza-se também um rake de arrasto de modo a obter o arrasto viscoso. Compara-se os resultados obtidos por balança e integração de pressões àqueles apresentados na literatura. Comenta-se os aspectos de interferência e sua influência sobre os valores da sustentação máxima e arrasto.

Palavras Chave : Túnel de Vento, Bidimensional, Perfil, CTA, NACA0012

1. INTRODUÇÃO

A determinação dos coeficientes aerodinâmicos de uma asa, e portanto do seu desempenho, está diretamente relacionada aos coeficientes aerodinâmicos dos perfis (seções transversais da asas) que a compõe. A correta simulação do escoamento em um perfil requer a bidimensionalidade do escoamento. Ou seja, a inexistência de qualquer componente de velocidade, na direção da envergadura, induzida pelos vórtices de ponta de asa. Para obtenção de tal escoamento, seria necessário uma asa com envergadura infinita - o que seria impraticável.

Nos túneis de vento, a “eliminação” dos vórtices de ponta de asa é simulada unindo-se as extremidades da asa as paredes do túnel ou às paredes bidimensionais. Em algumas montagens, a asa é colocada na horizontal ou vertical, sendo a parte central instrumentada com uma balança. Todo o conjunto da asa pode ser movimentado em ângulo de ataque (α) e há uma pequena separação entre a seção central e as que compõem as pontas. Isto, com o intuito de evitar que qualquer interferência produzida na junção asa-parede possa comprometer a bidimensionalidade do escoamento e afetar a parte central.

Em outros casos, empregam-se as “paredes bidimensionais” que são inseridas verticalmente na seção de ensaio (S.E) do túnel. Estas, possuem o objetivo básico de reduzir os custos de confecção do modelo e servir de carenagem aos mastros da balança externa e ao dispositivo de posicionamento em ângulo de ataque (α). Além do que, ela propicia uma espessura de camada limite inferior àquela existente na parede do túnel – para a mesma posição considerada. Entretanto, a razão entre a espessura da camada limite e a envergadura pode ser severa para a utilização das paredes bidimensionais. Em ambos os casos, há uma

distribuição de tomadas de pressão na superfície da asa – ou nas paredes do túnel - possibilitando a obtenção de forças e momentos por integração.

A aplicabilidade dos ensaios bidimensionais pode ser estendida às engenharias civil (vigas expostas ao vento) e automobilística (aerofólios e distribuição de pressão na linha média de veículos).

2. METODOLOGIA

Os ensaios para levantamento dos coeficientes aerodinâmicos de perfis – denominados “ensaios bidimensionais” – são realizados no túnel de vento do CTA desde a década de cinquenta e fornecem dados importantes para a indústria aeronáutica nacional. Entretanto, à partir de 87, o ensaio passou a exigir a montagem de duas paredes verticais, ôcas, com vinte centímetros de espessura, distanciadas de um metro entre si e alinhadas com o escoamento. Estas, as chamadas “paredes bidimensionais”, no presente trabalho, suportam uma asa de 1m de envergadura e 0,5 m de corda pelas suas pontas, figura 1. O número de Reynolds do ensaio é da ordem de $2,4 \cdot 10^6$ e a pressão dinâmica do túnel (à frente das paredes) de 250mmH₂O. As paredes bidimensionais contêm em sua superfície interna um rasgo circular o qual acomoda (sem possibilidade de contato com elas) um disco de 0,95m de diâmetro que está solidário ao perfil (para evitar que sejam gerados vórtices de ponta de asa) e ao mastro da balança. Esta metodologia é similar à utilizada por Papadakis *et al.* (1999).

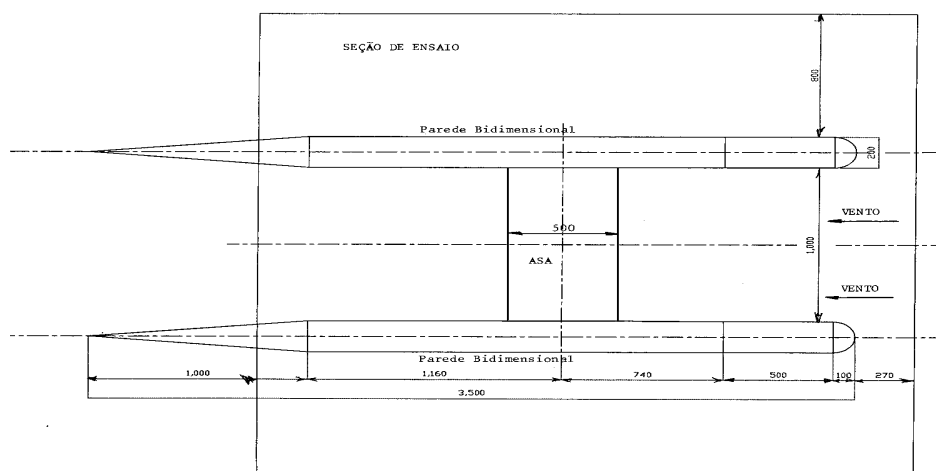


Figura 1. Disposição das paredes bidimensionais

2.1 MEDIDAS DE FORÇAS E MOMENTOS COM A BALANÇA

O túnel de vento do CTA - **maior da América Latina em operação comercial** – possui circuito fechado e seção de ensaios com 2,1m de altura, 3,0m de largura e 3,0m de comprimento. A razão de contração é de 15:1 apresentando velocidade máxima de 127 m/s e nível de turbulência da ordem de 2%.

A balança externa utilizada nas medições é a Taller & Cooper, situada sob a S.E, é do tipo piramidal com 6 componentes (3 forças e 3 momentos) possuindo em cada uma destas uma célula de carga – cuja capacidade varia conforme o ensaio. São empregados 8

condicionadores de sinal – 1 para cada célula de carga e os restantes para os sensores de temperatura e pressão dinâmica (tubo de Pitot). Estes condicionadores proporcionam um controle na alimentação elétrica (que em geral é de 10 Volts) dos sensores e reduzem os níveis de ruído destes e da linha de transmissão nos sinais eletrônicos.

Um *scanner* HP-3497A é responsável pela leitura dos sensores alternadamente (leitura “simultânea” de todas as componentes) e 30 vezes para cada uma delas. O sinal resultante é a média aritmética para cada componente. A conversão dos sinais eletrônicos, obtidos no ensaio, para forças e momentos e posterior adimensionalização é possível através de uma metodologia de calibração da balança desenvolvida e implementada no túnel na década de 70, segundo variações realizadas no exterior. No nosso caso, admite-se carregamentos simultâneos em duas componentes e obtém-se as saídas das células de carga. Isto cria uma matriz de calibração de dimensão 6x27.

2.2 MEDIDAS DAS PRESSÕES

As pressões foram obtidas graças a 60 captosres, igualmente distribuídos no intradorso e extradorso, e 93 no pente (*rake*) de arrasto. Estas, são conectadas a 3 *scanivalves* comandadas por um programa desenvolvido no ambiente *LabView* e em uso no PC com as placas SCXI 1121 e SCXI 1160.

O programa para redução e integração das pressões foi desenvolvido em Fortran para a integração numérica adotou-se inicialmente o método de ajuste de curvas por *splines*. No entanto, os resultados não foram coerentes e o método de integração passou a ser o trapezoidal (com resultados iguais ao da quadratura Gaussiana). Todos estes métodos apresentaram alguns problemas no cálculo do coeficiente de arrasto (Cd) quando o perfil estava em ângulos de ataque acima de 10 graus.

A elevação no ângulo de ataque – aumento do bloqueio - associado ao confinamento do escoamento, produz grandes variações de pressão dinâmica entre o chão e o teto da S.E; à frente do perfil. Surge então a seguinte dúvida: qual será o valor para a pressão dinâmica do escoamento não perturbado à frente do perfil (q_0) ? Ficou clara a necessidade de definir um valor de q_0 para cada ângulo de ataque e isto foi conseguido da seguinte forma: empregou-se um pente com 15 tubos de *Pitot* espaçados de 13cm entre si e posicionado à frente do perfil. Eliminando-se as leituras do primeiro e do último, devido à proximidade com a parede, obteve-se o valor médio, segundo :

$$q_0 = \frac{\sum_{i=2}^{14} q_i * 0,13}{1,69} \quad (1)$$

Os valores q_i referem-se à pressão dinâmica “sentida” por cada *Pitot* e q_0 é a média do plano por eles formado. Note-se que os valores de q_i e q_0 são médios (no sentido temporal) e obtidos para cada ângulo de ataque (α). Três posições à frente do perfil foram sondadas até obter-se um valor de q_0 menos sensível à variações no ângulo de ataque (o que seria esperado no caso de um perfil não confinado) e flutuações na pressão dinâmica do túnel. Para o estudo em questão, obteve-se as seguintes expressões – admitindo q_0 constante para cada ângulo de ataque - adotando um ajuste de curvas:

$$\text{para } -2 \leq \alpha \leq +4 \text{ graus} \\ q_0 = q_{\text{túnel}} \cdot (6,963E-5 \cdot \alpha^2 + 1,008E-3 \cdot \alpha + 1,418) \quad (2a)$$

para $+6 \leq \alpha \leq +13$ graus

$$q_0 = q_{\text{túnel}} \cdot (-1,194E-4 \cdot \alpha^3 + 2,970E-3 \cdot \alpha^2 - 2,200E-2 \cdot \alpha + 1,473) \quad (2b)$$

Agora, q_0 reflete o valor da pressão dinâmica **média** a ser utilizada nas adimensionalizações dos coeficientes aerodinâmicos e de pressão. O valor $q_{\text{túnel}}$ é a pressão dinâmica do túnel numa seção a 4 m à frente das paredes bidimensionais. Note-se que o erro relativo entre os valores de q_0 a zero graus e a 10 graus é da ordem de 0,89 % e que a presença das paredes, sem perfil, gera um aumento da pressão dinâmica – em relação à do túnel de 48 %.

Para obtenção do coeficiente de arrasto total, o pente de arrasto foi posicionado duas cordas atrás do NACA0012. Este coeficiente é obtido pelo método da variação da quantidade de movimento e apresentado em Pope *et al.* (1999) :

$$Cd = 2 * \int_0^h \left[\sqrt{\frac{q}{q_0}} - \frac{q}{q_0} \right] * \frac{dy}{c} \quad (3)$$

Onde :

h – distância entre o primeiro e o último “pitot” do “rake” de arrasto

c – corda do perfil

$q = q(y)$ – pressão dinâmica na esteira

y – coordenada vertical, perpendicular ao plano da esteira.

$q_0 = q_0(y)$ – pressão dinâmica à frente do perfil (constante)

A pressão dinâmica na esteira ($q(y)$) decorre da subtração entre a pressão total - medida em cada tomada no “rake” de arrasto - e a pressão estática (esta, obtida por outro sensor em três posições neste mesmo “rake”). A expressão acima é válida, segundo comprovação experimental, na região da esteira compreendida nos 80 cm centrais da asa.

3. RESULTADOS

Os resultados serão confrontados da seguinte maneira :

- pressão com balança
- resultados deste trabalho com o de outros autores

3.1 PRESSÃO E BALANÇA

Inicialmente, faremos uma análise dos erros relacionados às medições baseando-se em ensaios de repetitividade realizados com o NACA0012. São apresentados os resultados médios dos coeficientes de sustentação (C_l), arrasto (C_d) e momento de arfagem (C_m); bem como os valores dos respectivos desvios padrões DC_l , DC_d e DC_m . Obteve-se o seguinte conjunto de valores :

Tabela 1. Coef. Aerodinâmicos e desvios padrão para os ensaios de **pressão**

Cálculos da Integração dos Coef. De Pressão				Desvios Padrões		
Alfa	Cl medio	Cd medio	Cm medio	DCI	DCd	DCm
-2	-0,2161	0,0082	-0,00046	0,0072	0,0034	0,00274
-1	-0,1159	0,0076	0,00018	0,0072	0,0033	0,00236
0	-0,0047	0,0080	0,00109	0,0066	0,0014	0,00247
1	0,1105	0,0067	0,00164	0,0070	0,0049	0,00216
2	0,2235	0,0075	0,00227	0,0084	0,0029	0,00190
4	0,4590	0,0108	0,00246	0,0086	0,0025	0,00254
6	0,6900	0,0124	0,00646	0,0081	0,0034	0,00262
8	0,9440	0,0119	0,00101	0,0084	0,0041	0,00321
10	1,1611	0,0141	0,00446	0,0092	0,0040	0,00307
12	1,3630	0,0213	0,01103	0,0110	0,0057	0,00458
13	1,4518	0,0239	0,01482	0,0082	0,0067	0,00688
14	1,5263	0,0277	0,01791	0,0118	0,0045	0,00951
15	1,5799	0,0612	0,00173	0,0134	0,0792	0,01112
16	0,7583	0,2738	-0,1433	0,1184	0,0215	0,06952
17	0,7624	0,2768	-0,15282	0,0866	0,0366	0,06312
18	0,7726	0,2774	-0,14990	0,0890	0,0470	0,05542

Da tabela acima, constata-se que o coeficiente de sustentação máximo ($C_{l\text{máx}}$) ocorre à uma incidência de 15 graus e a inclinação da curva C_l versus alfa ($C_l\alpha$) vale 6,475. No gráfico abaixo, estabelece-se a comparação entre os resultados via pressão e via balança, evidenciando-se uma razoável distinção entre as duas metodologias.

Tabela 2. Coef. Aerodinâmicos e desvios Padrão para os ensaios de **balança**

Valores Médios da Balança				Incertezas		
	Cl médio	Cd médio	Cm médio	DCI	DCd	DCm
-2	-0.1895	0.0128	0.0068	0.0009	0.0001	0.0002
-1	-0.0971	0.0119	0.0063	0.0014	0.0001	0.0002
0	0.0032	0.0114	0.0056	0.0014	0.0001	0.0002
1	0.1057	0.0116	0.0047	0.0014	0.0001	0.0002
2	0.2077	0.0123	0.0040	0.0014	0.0001	0.0002
4	0.4139	0.0147	0.0025	0.0014	0.0001	0.0002
6.1	0.6195	0.0179	0.0017	0.0020	0.0001	0.0002
8.1	0.8455	0.0234	-0.0039	0.0036	0.0001	0.0004
10.1	1.0348	0.0304	-0.0039	0.0026	0.0002	0.0003
12.1	1.1976	0.0405	-0.0017	0.0032	0.0002	0.0003
13.1	1.2674	0.0467	-0.0003	0.0031	0.0002	0.0003
14.1	1.3255	0.0544	0.0010	0.0037	0.0002	0.0003
15.1	1.3018	0.0813	-0.0076	0.1436	0.0378	0.0198
16.1	0.8577	0.2143	-0.0671	0.0545	0.0125	0.0073
17.1	0.8529	0.2348	-0.0682	0.0515	0.0116	0.0072
18.1	0.8512	0.2572	-0.0684	0.0425	0.0141	0.0096

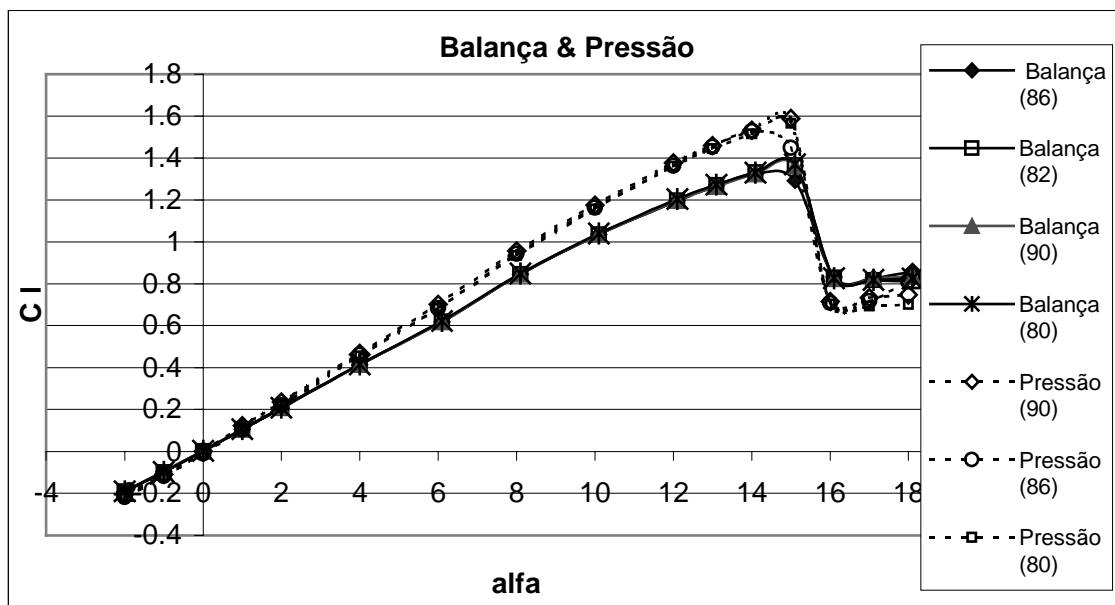


Figura 2. Curva Cl versus alfa (α)

Em termos comparativos, observam-se :

a) os ensaios de pressão apresentaram valores de $Cl_{m\acute{a}x}$ e Cl_{α} superiores aos ensaios com balança.

b) em alguns ensaios, o $Cl_{m\acute{a}x}$ ocorre a 14 graus ao invés de 15 graus.

Note-se, que nos ensaios de balança não foi realizada a tara aerodinâmica. Esta correção não existe nos ensaios de pressão. Isto causa um valor bem elevado no coeficiente de arrasto.

A justificativa para a) é a complexa e prejudicial interferência parede-asa. A curva obtida por integração dos coeficientes de pressão (C_p) é obtida na região central da asa, longe portanto dos efeitos da parede. Para a balança, que mede as cargas e a interferência, a interação entre a camada limite formada na parede com a asa cria uma região descolada sobre a asa reduzindo sua sustentação. Outro problema causado por esta interferência, é a destruição da bidimensionalidade da esteira, conduzindo a medidas errôneas de arrasto (método da equação 3). Esta interferência também é fortemente influenciada pelo aumento do bloqueio, ou seja, da incidência.

Para o item b), a presença do $Cl_{m\acute{a}x}$ a 14 graus (tanto nos ensaios de balança como nos de pressão) é explicada pela ocorrência de estol dinâmico na região próxima ao bordo de ataque e à esquerda. Ensaios de visualização evidenciaram este fenômeno, que tem origem em alguma instabilidade no escoamento e altera a média das leituras.

Constata-se, também na figura 2, a ocorrência de um estol abrupto denominado “estol de bordo de ataque”. Segundo Polhamus (1996), este tipo de estol está associado à uma pequena bolha laminar, com comprimento de aproximadamente 1% da corda, que devido ao aumento do ângulo de ataque transiciona e explode, causando o estol. Esta bolha surge à partir dos 6 graus, está localizada próximo ao bordo de ataque tem C_p constante. Ela pode ser facilmente observada na figura 3.

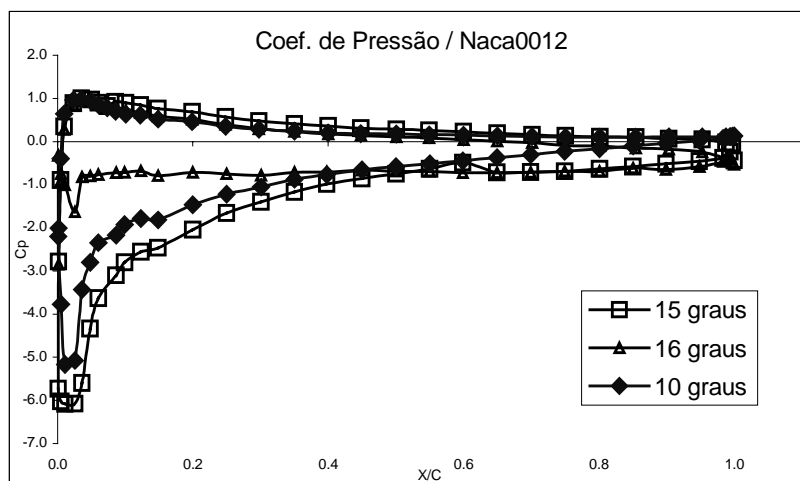


Figura 3. Distribuição de C_p sobre o perfil

3.2 COMPARAÇÃO COM OUTROS AUTORES

O problema da interferência condena a maioria dos resultados de ensaios bidimensionais, principalmente aqueles empregando *slat*. O trabalho desenvolvido por Van de Berg (1970), além de restringir a corda da asa a 30% da altura do túnel, afirma ser imperativo a utilização de sopro ou aspiração da camada limite na parede junto ao modelo. Mesmo assim, as cargas só devem ser medidas no centro do modelo e, no caso da utilização do pente de arrasto, a bidimensionalidade da esteira deve estar assegurada (verificada). Para o NACA0012, a maioria dos resultados publicados: Abbott & Doenhoff (1959), St. Hilaire *et al.* (1979) (NASA CR 3092) e Polhamus(1996) não possuem – ou não fazem menção – à dispositivos para reduzir a interferência e as correções de túnel utilizadas. Os resultados apresentados em Loftin & Smith (1949) foram obtidos para um Reynolds de $3,0 \cdot 10^6$ e são de balança e corrigidos. Por isso, é necessária uma certa reserva na análise e comparação dos coeficientes obtidos. Na figura 4 compara-se os resultados com outros autores (valores adquiridos diretamente dos gráficos das respectivas referências e estão sujeitos a erros). O estol apresentado no gráfico do Abbott é abrupto e, na figura 4 isso não é evidente. Aliás, é consenso entre as referências consultadas que o estol do NACA0012 é de bordo de ataque e, portanto extremamente abrupto.

Em termos da distribuição de pressões sobre o perfil, comparou-se os valores medidos àqueles do Abbott & Doenhoff (1959), vide figura 5. Observa-se boa concordância nos valores, atestando a semelhança entre os ensaios. Os valores obtidos no túnel do CTA pela pressão não estão corrigidos (quanto ao bloqueio, pressão dinâmica e curvatura de linhas de corrente – ângulo de ataque), podendo estar aí – além do Reynolds ter sido um pouco inferior - a diferença entre os trabalhos.

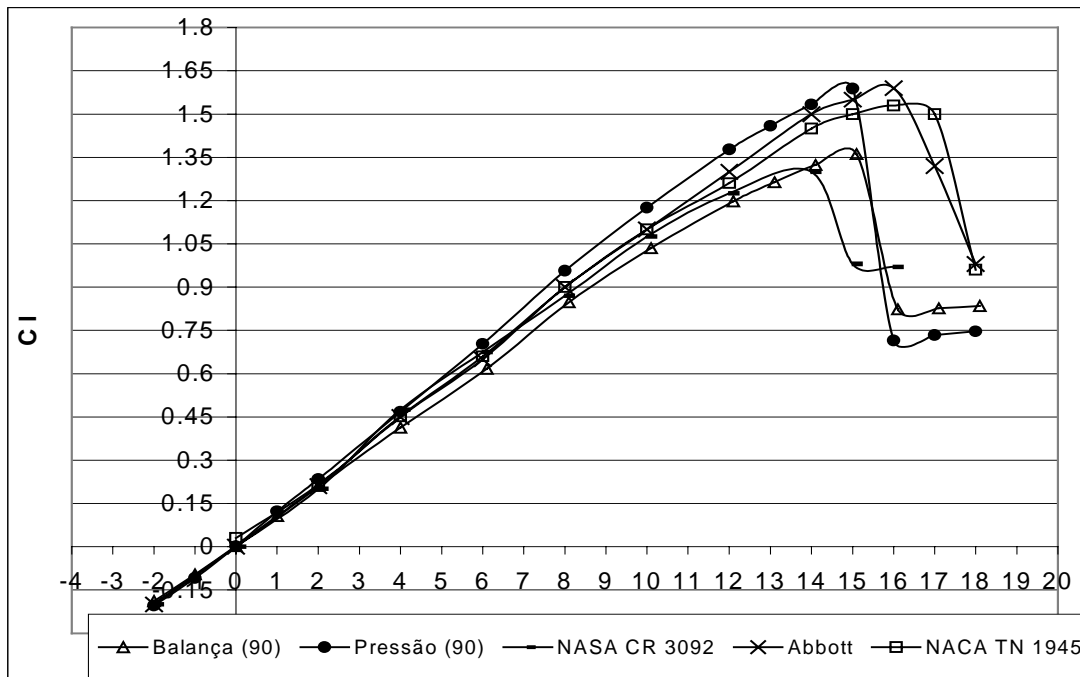


Figura 4. Comparação com outras referências

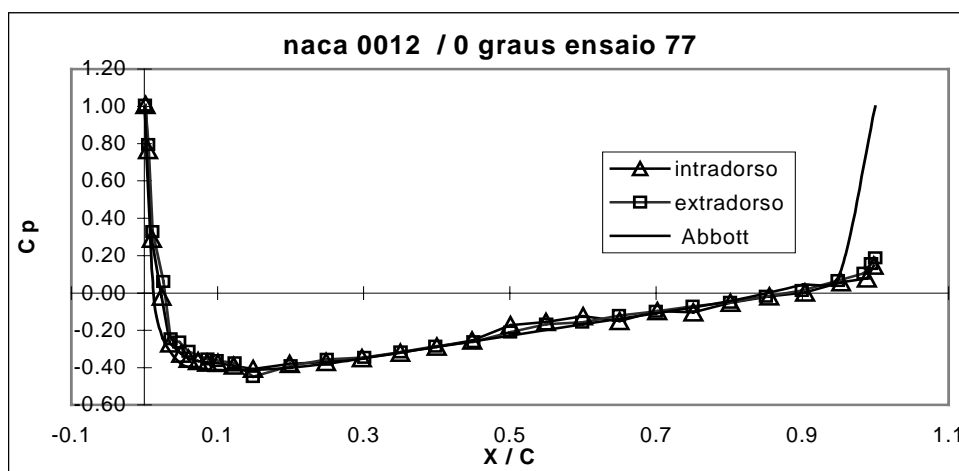


Figura 5. Comparação da curva de Cp do ensaio com o Abbot & Doenhoff

4. CONCLUSÃO

Descreveu-se a metodologia adotada para o ensaio de perfis e evidenciou-se os efeitos nocivos da interferência asa-parede. A comparação dos resultados foi estabelecida revelando que a integração dos coeficientes de pressão fornece valores de Cl superiores ao da balança e que, em ambos os casos, estes resultados são compatíveis àqueles obtidos em outros túneis de vento.

Os ensaios bidimensionais são dos mais difíceis de serem realizados e algumas divergências são encontradas relativamente aos métodos numéricos. Por isso um trabalho experimental intenso deve ser conduzido de modo a evitar efeitos tridimensionais.

Como seria de se esperar, o gradiente de pressão estática entre as paredes bidimensionais é alterado em relação ao caso sem parede e isso influencia principalmente no arrasto.

O emprego de controle ativo (sopro ou aspiração) para redução da camada limite na parede é útil para os ensaios com *slat*, no entanto, a principal dificuldade é obter a vazão que fornece o valor real dos coeficientes. Assim como, para cada perfil, as fendas de sopro ou aspiração teriam de ser reposicionadas. Uma solução sugerida por vários autores mas, por vezes impraticável, é a diminuição da corda do perfil – com conseqüente redução do número de Reynolds. Esta redução no Reynolds é danosa pois reduz a similaridade do ensaio com as condições de vôo.

A não adoção de correções de túnel para os coeficientes obtidos por pressão foi proposital e estudo adicional será realizado em vistas à determinar as correções a serem adotadas. Já nos ensaios com balança, adotou-se as correções abordadas no Pope (1999).

Assim sendo, é apresentada uma ferramenta – que apesar de algumas limitações – é fundamental para o projeto de novos perfis.

Agradecemos o empenho e dedicação dos técnicos e analistas de sistema das seções de ensaios e instrumentação, da ASA-L, pelo apoio e dedicação durante o ensaio.

5. REFERÊNCIAS

- Abbott, I. H., Doenhoff, A. E., 1959, “ Theory of Wing Sections ”, ed. Dover, Estados Unidos, 693p.
- Loftin, L. K., Smith, H. A., 1949, “Aerodynamics of 15 NACA Airfoil sections at seven Reynolds number from 0.7×10^6 to $9,0 \times 10^6$ ”, NACA TN 1945, Estados Unidos, 75p.
- Papadakis M., Alansatan S., Seltman M., 1999, “Experimental Study of Simulated Ice Shapes on a NACA 0011 Airfoil”, paper AIAA 99-0096, 37th AIAA, Estados Unidos, 29p.
- Polhamus, E., 1996, “ A survey of Reynolds Number and wing Geometry effects on lift characteristics in the low speed stall region ”, NASA CR 4745, Estados Unidos, 94p.
- Pope A., Rae W. H., Barlow J. B., 1999, “Low Speed Wind Tunnel Testing”, Wiley-Interscience, Estados Unidos, 713p.
- St. Hilaire, A. O., Carta, F. O., Fint, M. R., Jepson, W. D., 1979, “ The Influence of Sweep on the Aerodynamic Loading of an Oscillating NACA0012 Airfoil – Vol I - Tech. Rep.”, NASA CR3092, Estados Unidos, 135p.
- Van den Berg, B., 1970, “Some notes on Two-dimensional High-Lift Tests in Wind Tunnels”, AGARD Lectures Series N. 43, França, 487p.