

CALIBRAÇÃO DE UM DISPOSITIVO PARA ENSAIO EM VÔO DE AVIÕES: MEDIDA DE PESSÃO, VELOCIDADE E ATITUDE

Roberto M. Girardi

Emerson Schmidt

Fábio H. Lameiras Pinto

Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA)

12.228-900 São José dos Campos, SP, Brasil. E-mail: girardi@era.ita.cta.br

Resumo

A última fase do desenvolvimento do projeto de uma aeronave, assim como parte de sua certificação pelo órgão homologador, é feito com auxílio dos resultados de ensaios em vôo, os quais devem ter grande confiabilidade. Para se medir a velocidade do avião, a pressão estática do nível de vôo e os ângulos de ataque e de derrapagem, utiliza-se um dispositivo (boom) que é fixado no avião. O objetivo deste trabalho é descrever o resultado da calibração deste dispositivo em um túnel de vento. Para realizar tal calibração foram seguidos os seguintes passos: Desenvolvimento de um dispositivo para a fixação do boom na seção de saída do túnel de vento, que permite a variação dos ângulos de ataque e de rolamento do mesmo e ensaios para se obter as curvas de calibração, nos quais a pressão dinâmica e estática serão medidas para um conjunto de ângulos de ataque e de rolamento.

Palavras-chave: Ensaio em Vôo, Túnel de Vento, Calibração, Medida da velocidade

1. INTRODUÇÃO

A atividade de ensaio em vôo requer medidas exatas da velocidade, altitude e dos ângulos de ataque e derrapagem da aeronave ensaiada. Normalmente, os sensores embarcados utilizados na operação da aeronave, usados para obtenção dessas informações, apresentam erros de medida maiores que os máximos aceitáveis na atividade de ensaio, que fornece subsídios para a homologação da aeronave. Isto torna imprescindível a utilização de equipamentos mais precisos, como por exemplo, centrais inerciais, *boom* para ensaio em vôo e até DGPS.

O *boom* é essencialmente um tubo de Pitot, que possui sensores de direção para determinar os ângulos de ataque (α) e derrapagem (β) da aeronave. Erros de pressão total e pressão estática são sistemáticos, podendo ser determinados através de uma calibração. Os demais erros envolvidos, por sua vez, são funções do projeto do *boom*, sua instalação e utilização, podendo também ser eliminados através de uma calibração. Uma vez que o vôo pode acontecer em altos ângulos de ataque e derrapagem, torna-se necessária a calibração do *boom* nestas condições, para que se possa determinar os erros das medidas de pressão, e consequentemente de velocidade., nestas situações típicas.

Este trabalho tem por objetivo a calibração do *boom* da *SpaceAge Control, Inc.*, usado pelo grupo de ensaios em vôo do CTA, quando sujeitado a escoamentos em altos ângulos de ataque e derrapagem.

No trabalho desenvolvido por Richardson & Pearson (1959) são relatados os resultados de calibração de um *boom* composto com transdutores de pressão, temperatura e direção do fluxo numa faixa de número de Mach entre 0,60 e 2,87. Segundo este trabalho, as variações na pressão estática devido ao ângulo de ataque são geralmente menores que 1% da pressão de impacto para ângulos de até 15°, enquanto a variação devido ao ângulo de derrapagem entre -10° e +10° pode estar entre 2% e 4%, variando conforme o número de Mach. Os efeitos de ângulos de ataque

entre -3° e 20° e/ou ângulo de derrapagem de -10° a 10° na medida de pressão total é menor que 0,5% da pressão de impacto.

Gracey (1956a) analisa o efeito da inclinação do escoamento nas pressões medidas por 54 diferentes tubos de pressão total, a ângulos de ataque de até 60° , em número de Mach na faixa de 0,26 a 1,62.. Explica que para tubos simples, a faixa utilizável de ângulos de ataque depende do formato da seção frontal, o tamanho da abertura da seção de impacto (relativa ao diâmetro do tubo), e o formato da câmara interna após a abertura de impacto. A melhor combinação destes termos leva a maior faixa utilizável (28° a Mach 0,26)..Para fins de medição de velocidades em vôo, não é necessário que o tubo tenha uma faixa extensa de utilização em ângulos de ataque negativos. Assim, pode-se estender a faixa para maiores ângulos de ataque através de um novo perfil de bordo de ataque. O trabalho verificou também que o número de Mach tem efeito considerável sobre as medidas de pressão.

Em um segundo trabalho, Gracey (1956b) realiza a calibração em ângulo de ataque de um tubo com 11 tomadas de pressão estática (4 orifícios superiores e 7 inferiores) em diversos números de Mach (entre 0,20 e 0,68). Foi observado que o erro de pressão estática permaneceu dentro de 1% da pressão de impacto na faixa entre 0 e 40° de ângulo de ataque a $M=0,20$ e entre 0 e 18° para $M=0,68$. Devido ao arranjo assimétrico dos orifícios, a sensibilidade dos tubos a ângulos de derrapagem é muito maior que para ângulos de ataque. Foi verificado que o erro permaneceu dentro de 1% da pressão dinâmica na faixa de $-5^\circ < \beta < +5^\circ$ para $M=0,20$.

2. APARATO E PROCEDIMENTO EXPERIMENTAL

O boom utilizado foi o modelo 100600 da empresa americana *SpaceAge Control, Inc*; como mostrado na Figura 1. Ele tem o corpo construído em alumínio 2024-T351, com nariz inclinado (tomada de pressão total), feito em aço inoxidável. Possui aletas diretoras para medida de ângulos de ataque e derrapagem, e tomadas de pressão estáticas distribuídas de forma assimétrica. A massa aproximada do boom é de 1,6 kg. Os transdutores de pressão utilizados para medir as pressões total e estática foram os da série 1332/1333 de uso geral da Rosemount. Tais transdutores são do tipo capacitivo, tendo entrada de 28 VDC e sinal de saída de 0-5VDC. O fabricante do transdutor garante um erro estático na faixa de 0,10% da saída, incluindo histerese, repetibilidade, resolução e não-linearidade.

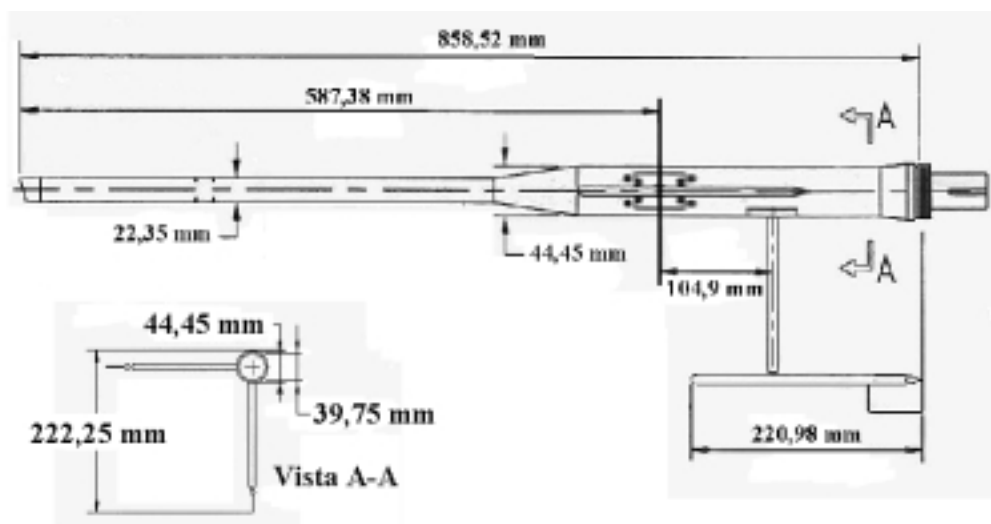


Figura 1: Características geométricas do boom modelo 100600 (vista lateral)

Para a calibração do boom foi utilizado o túnel de vento subsônico do Laboratório de Aerodinâmica do ITA. Este túnel é de sopro e sua seção de ensaio é quadrada com 460 mm de lado. A potência do túnel é 22 kw e o mesmo opera na faixa de velocidade entre 6 e 30 m/s. Na máxima velocidade o nível de turbulência é 0,5%. Com este tipo de túnel também é possível ensaiar modelos fora da seção de testes, aproveitando o fluxo de ar que sai do mesmo, sendo esta a configuração adotada neste trabalho.

Para o ensaio do *boom* no túnel de vento, foi necessário o projeto e a construção de um suporte que possibilitasse posicioná-lo na seção de testes. Este suporte possui um mecanismo de movimentação que permite ensaiar o *boom* numa dada faixa de α e β . A principal qualidade de um suporte desse tipo é a de não influenciar o escoamento a montante, de modo a não alterar as medidas de pressão estática e total. Características desejáveis como a simplicidade de construção, e a possibilidade de utilização de um outro *boom* para ensaio em vôo nortearam o projeto do suporte. Além disto, foi estipulado que o suporte deveria promover a rotação do *boom* em torno de um ponto fixo: a tomada estática, que assim, permaneceria no mesmo ponto do escoamento do túnel durante todas as seqüências de tomada de valores.

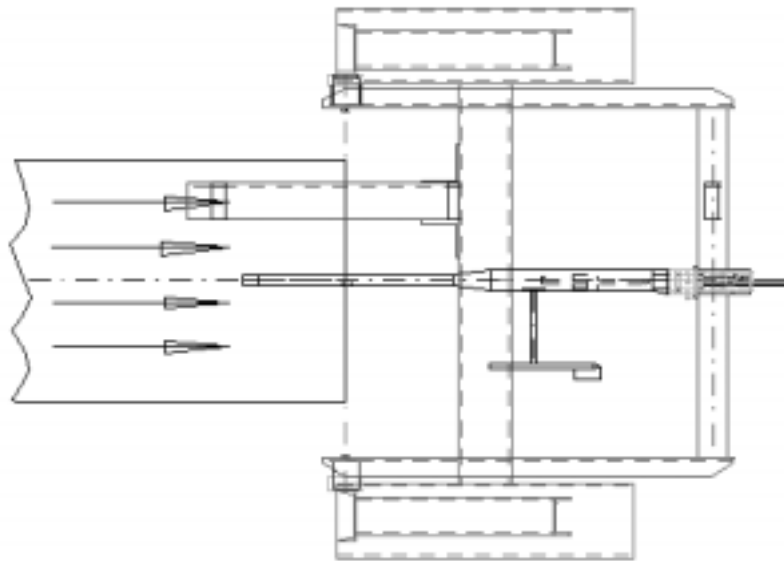


Figura 2: Vista superior do suporte com o *boom* instalado na saída do túnel de vento.

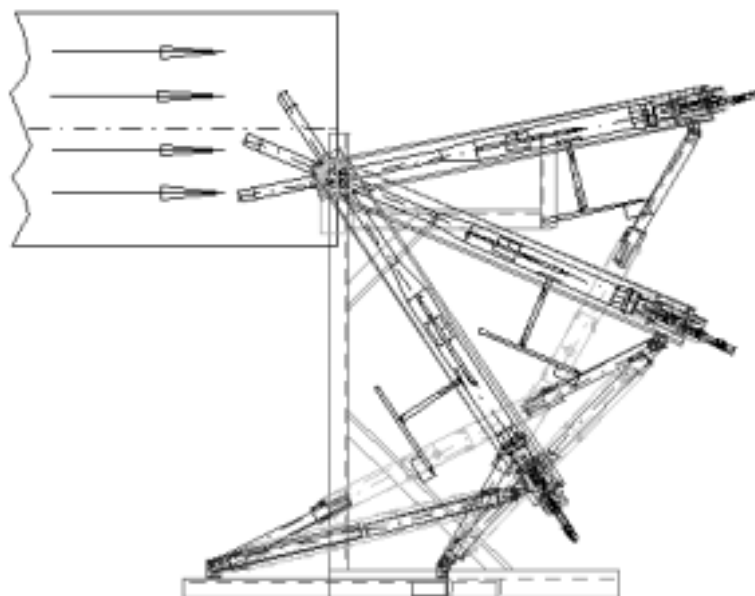


Figura 3: Vista lateral do suporte com o *boom* instalado na saída do túnel de vento

Dados empíricos obtidos por Gracey [3] mostram que as perturbações são notáveis a montante até em torno de 8 diâmetros. Assim, optou-se por fixar o *boom* num suporte em formato de garfo (vide Fig. 2), mantendo o centro de rotação fixo na tomada estática, como pode ser visto na Fig. 3. Na primeira concepção para o suporte do *boom* os ângulos de ataque e derrapagem verdadeiros eram fornecidos por meio de mecanismos que envolviam muitas partes móveis, cujas folgas acarretariam erros no posicionamento do *boom* com relação ao escoamento não perturbado do túnel de vento. Para resolver este problema, foi concebida a idéia de conjugar os ângulos α e β , de modo a serem representados pelos ângulos γ e θ , definidos, respectivamente, como a inclinação do *boom* com relação à direção do escoamento não perturbado e a rotações em torno do eixo longitudinal do *boom*. Esta “mudança de variáveis” é muito importante, pois facilitou o projeto do suporte, o qual pode ser construído com maior facilidade e com folgas bem pequenas, de maneira que as cargas aplicadas (aerodinâmicas) ao mesmo não acarretem em modificações nos ângulos requeridos para o ensaio de calibração. As relações entre as variáveis acima são dadas nas equações abaixo e sua dedução pode ser encontrada em Schmidt (1999).

$$tg(\gamma) \cdot \cos(\theta) = tg(\alpha) \quad (1)$$

$$tg(\gamma) \cdot \sen(\theta) = tg(\beta) \quad (2)$$

Para medir os ângulos θ e γ foram fixados ao suporte dois potenciômetros. Através de uma calibração, foram obtidas as relações entre voltagem e rotação (ângulos θ e γ). As vantagens de se utilizar essa montagem são a facilidade de utilização e a rapidez da leitura dos valores. Este método também permite perceber ligeiras modificações nestes ângulos durante o experimento, devido à vibração ou mesmo às forças aerodinâmicas. Os potenciômetros têm como características principais a resistência de 500 ohms, e o sistema duplo de medição. São potenciômetros de uso aeronáutico, com grande resistência a vibração e variações de temperatura.

As medidas no laboratório foram precedidas de uma série de procedimentos, como determinação do perfil de velocidades do túnel, determinação do perfil de direção do escoamento, e elaboração de um suporte para fornecimento dos ângulos iniciais. Para a elaboração dos perfis de velocidade e direção, foram utilizados: (i) um dispositivo de posicionamento de três eixos, (ii) um sistema de anemometria de fio quente; (iii) condicionadores de sinais (amplificadores e filtros) e (iv) um sistema de aquisição de dados para coleta, armazenamento, tratamento e redução de dados, baseado em placas da empresa *National Instruments* e no programa *LabView*.

A medição dos valores iniciais de θ e γ é um procedimento muito importante, pois os demais ângulos, obtidos através das leituras provenientes dos potenciômetros, são funções dos valores iniciais. Para realizar a medida da angulação inicial, foi necessário construir um aparato que fornecesse apoio a um “prumo eletrônico”, também conhecido por inclinômetro. O inclinômetro utilizado foi o *Pro 360 Digital Protractor*, que tem uma precisão de $0,1^\circ$. Para garantir que, inicialmente, o *boom* estivesse alinhado com o eixo do túnel de vento foi usado um teodolito. Para tanto, no primeiro passo o teodolito foi alinhado com o eixo do túnel. Em seguida, o *boom* foi alinhado usando-se os recursos disponíveis no teodolito.

Para se medir a pressão dinâmica (usada como padrão para a calibração do *boom*) e, portanto, a velocidade do escoamento na seção de testes do túnel de vento foram usadas tomadas de pressão localizadas no final da contração do túnel. Nesta posição, as pressões total e estática são influenciadas por uma distorção do escoamento causada pela curvatura das paredes da contração. Devido a este fato, foi necessário fazer uma calibração da pressão dinâmica com auxílio de um tubo Pitot padrão localizado na saída da seção de testes, na posição onde o *boom* foi instalado. A medida da pressão dinâmica foi realizada por um transdutor de pressão, conectado a um condicionador de sinais, cujo sinal foi enviado ao sistema de aquisição de dados descrito anteriormente.

A calibração do *boom* seguiu o seguinte procedimento experimental: Inicialmente é feito o alinhamento do *boom* e o ajuste do ângulo θ (rotação em torno do eixo longitudinal do *boom*). Deve-se deixar claro que $\theta = 0$ graus e o *boom* alinhado correspondem a $\alpha = \beta = 0$ graus. Em seguida o túnel de vento é ligado e uma pressão dinâmica é definida e mantida fixa durante todo o ensaio. Com θ fixo, é feita uma varredura para o ângulo γ . Para cada valor de γ são feitas as medidas de pressão dinâmica do túnel, pressão dinâmica e pressão estática do *boom* e dos valores de tensão provenientes dos potenciômetros, conectados aos ângulos θ e γ . Todas as medidas são realizadas pelo sistema

de aquisição de dados. O procedimento acima é repetido para vários valores de θ , de maneira a se ter dados para a formulação de uma carta de calibração do instrumento.

3. ANÁLISE DOS RESULTADOS

Durante o ensaio em vôo de uma aeronave são medidos os ângulos de ataque (α) e de derrapagem (β), a pressão dinâmica e a pressão estática. Neste trabalho, os resultados dos ensaios de calibração são fornecidos na forma de erros percentuais, definidos nas equações abaixo, em função dos ângulos α e β . Desta maneira, pode-se utilizar os resultados deste trabalho para verificar a faixa de ângulos para a qual o dados fornecidos pelo *boom* podem ser usados diretamente e, também, para corrigir os dados obtidos nos ensaios em vôo, quando os ângulos de ataque e derrapagem estão fora da faixa mencionada acima.

$$\Delta P = \frac{P_m - P_p}{P_p} \times 100 \quad (3)$$

$$\Delta q = \frac{q_m - q_p}{q_p} \times 100 \quad (4)$$

onde q e P são, respectivamente, as pressões dinâmica e estática, o sub índice “ m ” indica valores medidos pelo *boom* e “ p ” indica valores padrão, obtidos a partir do sistema anemométrico do túnel de vento. Desta forma, Δq e ΔP são os desvios dos valores corretos, devido à posição do eixo longitudinal do boom relativa ao escoamento não perturbado.

Pressão Dinâmica Devido a Variação do Ângulo de Ataque.

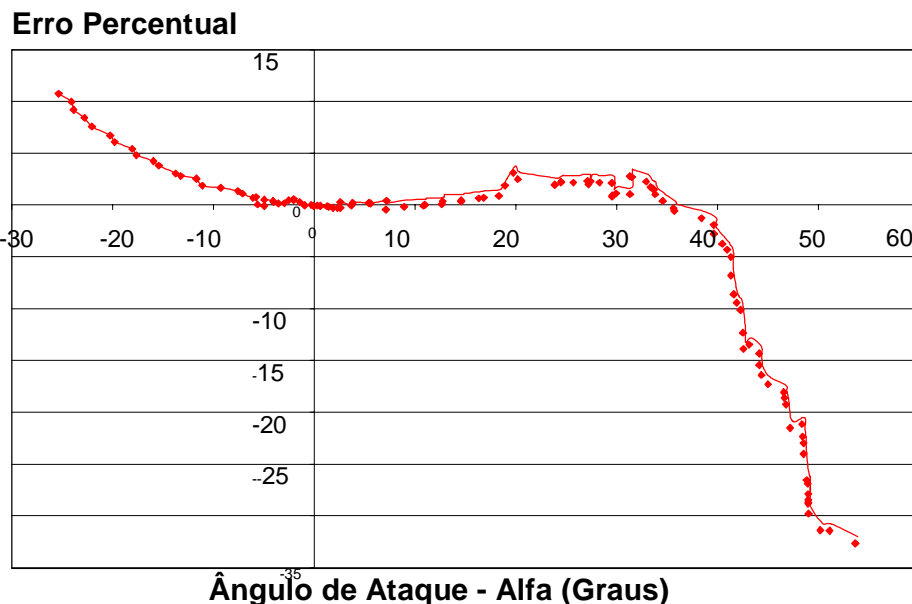


Figura 4: Efeito do ângulo de ataque sobre a pressão dinâmica, com ângulo de derrapagem nulo.

O erro percentual da pressão dinâmica, para a situação onde o ângulo de guinada é nulo, é mostrado na figura 4. Observa-se uma não simetria do resultados, justificada pelo fato da tomada de pressão total ser inclinada em relação ao eixo de simetria do *boom*, deslocando para o lado positivo a faixa de ângulos de ataque, para a qual o *boom* mede a

pressão total com desvio muito pequeno. O incremento do erro entre 20 e 30 graus é normalmente encontrado para tubos de Pitot e ocorre devido a um desvio na medida da pressão estática, pois a medida da pressão total é praticamente insensível até um ângulo de aproximadamente 40 graus. A pressão estática é alterada para altos ângulos de ataque porque surgem vórtices, cujo eixo é praticamente paralelo ao eixo do *boom*, os quais causam uma depressão que reduz o valor da pressão medida nas tomadas estáticas. Já para a pressão total, após cerca de 40 graus, ocorre descolamento no nariz do *boom*, isto é, na tomada de pressão total, reduzindo drasticamente a pressão total medida e provocando o comportamento observado na Fig. 4.

Pressão Estática Devido a Variação do Ângulo de Derrapagem.

Erro Percentual

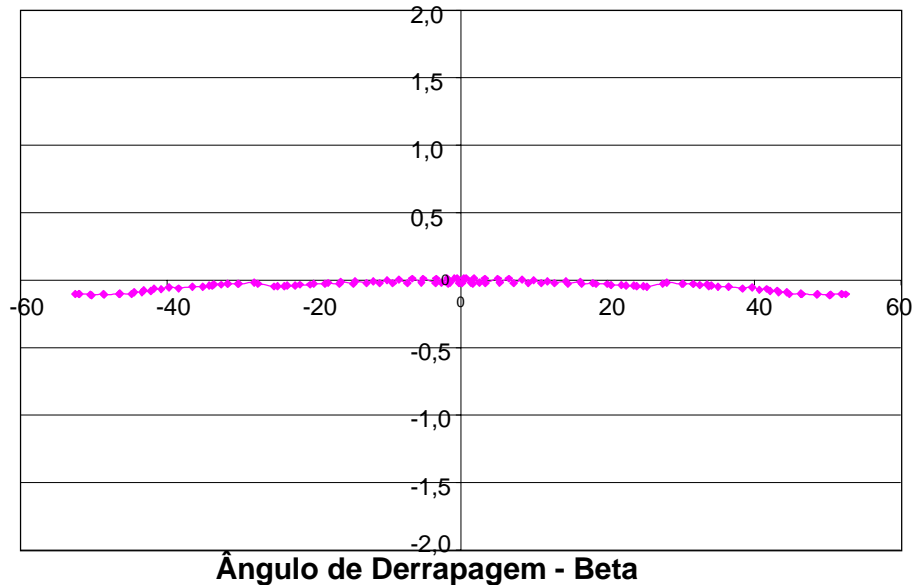


Figura 5: Efeito do ângulo de derrapagem sobre a pressão estática, para ângulo de ataque nulo.

Pressão Dinâmica Devido a Variação do Ângulo de Derrapagem.

Erro Percentual

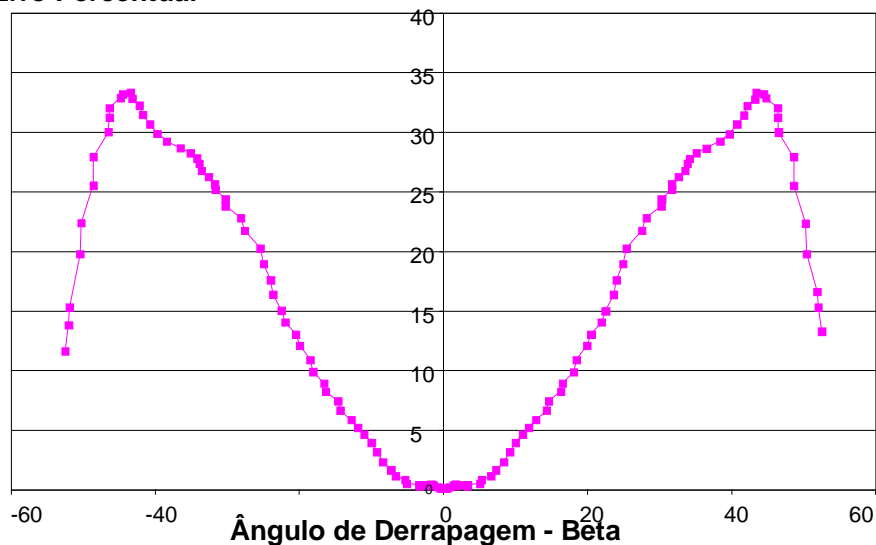


Figura 6: Efeito do ângulo de derrapagem sobre a pressão dinâmica, para ângulo de ataque nulo.

Para o caso onde o ângulo de ataque é mantido constante e igual a zero, verifica-se na Fig. 5 que o erro percentual da pressão estática começa a aumentar após aproximadamente 30 graus. Deve ficar claro, que o erro percentual na pressão estática é obtido com relação à pressão atmosférica local (cerca de 710 mm de Hg) e que a pressão dinâmica usada para se fazer os ensaios é muito pequena ($q_{\infty} = 20$ mm de H₂O). Portanto, os baixos valores de erro, observados na Fig. 5, não significam que a pressão estática sofre pouca variação com relação às mudanças do ângulo de guinada. Exatamente o oposto pode ser observado na Fig. 6, onde se verifica uma variação acentuada do erro da pressão dinâmica em função do ângulo de guinada, para o caso onde $\alpha = 0$ graus. Esta variação ocorre justamente devido a uma redução da pressão estática medida pelo boom. Para β pouco maior que 40 graus ocorre o descolamento no nariz do boom, fato que provoca a redução do erro na pressão dinâmica.

Uma variação simultânea dos ângulos de ataque e derrapagem, isto é, variação em α igual à variação de β , acarreta os resultados mostrados na Figura 7. Observa-se um comportamento semelhante aos casos anteriores para a pressão dinâmica, porém, com valores intermediários. Neste caso, verifica-se um erro máximo de aproximadamente 15% que é praticamente a metade do erro encontrado para o caso de variação de β com $\alpha = 0$ graus.

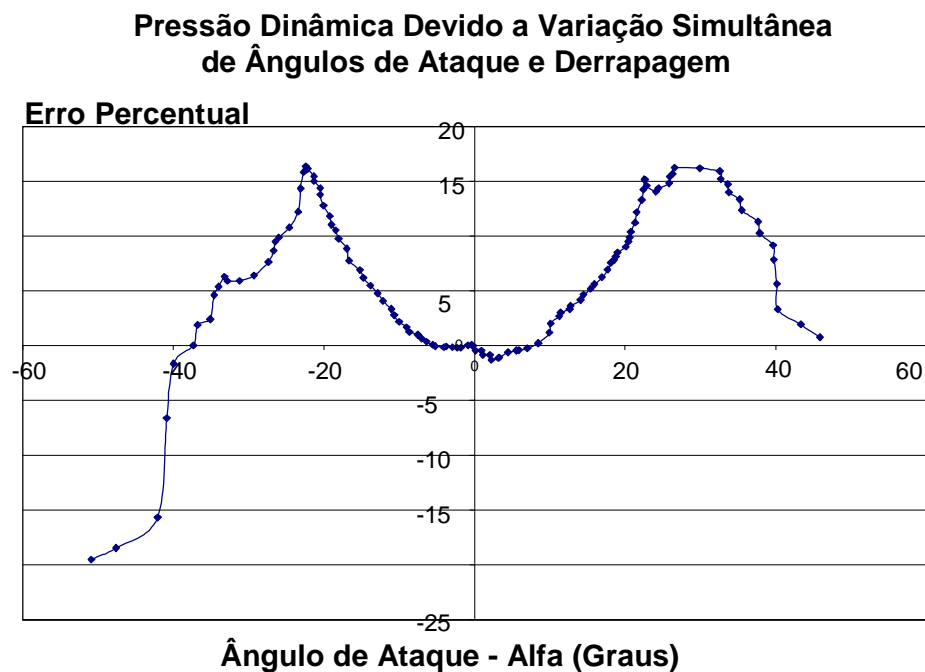


Figura 7: Efeito combinado dos ângulos sobre a pressão dinâmica.

4. CONCLUSÕES

O suporte do boom projetado neste trabalho e a metodologia de ensaio permitiu a realização da calibração do mesmo, obtendo-se resultados com muito boa precisão e repetibilidade.

Os resultados mostraram que o boom empregado pelo grupo de ensaios em vô do CTA tem muito boas características, principalmente para o caso onde o ângulo de derrapagem é nulo, onde erros menores que 3% foram encontrados para a pressão dinâmica medida, na faixa de ângulos de ataque entre -10 e $+40$ graus. Esta faixa se reduz quando o ensaio é feito com ventos de través, acarretando em ângulo de derrapagem. Para ensaios em altos ângulos de ataque, alcançados pelas aeronaves de combate mais modernas, é necessário fazer correções nos dados obtidos diretamente nos ensaios em vô. Neste caso, ensaios de calibração, como os realizados neste trabalho, são fundamentais para fornecer os valores numéricos destas correções para cada valor de α e β . No entanto, devido à limitação do túnel de vento usado, não foi possível verificar a variação dos resultados apresentados com relação aos números de Reynolds e Mach.

Para facilitar os ensaios de calibração seria interessante a instalação de um motor para variação do ângulo de ataque. Com isto, os ensaios poderiam ser feitos com maior rapidez e, portanto, com menor custo. Esta questão torna-se muito relevante no caso de se fazer ensaios com maiores números de Reynolds e Mach.

5. AGRADECIMENTOS

À Fundação de Ampara a Pesquisa do Estado de São Paulo (FAPESP), pelos recursos disponibilizados para a aquisição de equipamentos usados nesta pesquisa (processo 95/05569-1) e ao Grupo de Ensaio em Vôo do CTA pelo apoio na construção do suporte do *boom*.

6. REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- Cheremisinoff, N.P., 1979, "Applied Fluid Flow Measurement - Fundamentals and Technology", Marcel Dekker.
- Cheremisinoff, N. P., and Cheremisinoff, P. N., 1988, "Flow Measurement for Engineers and Scientists", Marcel Dekker.
- Gracey, W., 1956a, "Wind-Tunnel Investigation of a Number of Total-Pressure Tubes at High Angles of Attack - Subsonic, Transonic, and Supersonic Speeds", NACA TN 3641.
- Gracey, W., 1956b, "Measurement of Static Pressure on Aircraft", NACA TN 4184.
- Gracey, W., 1981, "Measurement of Aircraft Speed and Altitude", John Willey & Sons.
- Pope, A., 1947, "Wind-Tunnel Testing". John Willey & Sons.
- Pope, A., and Harper, J.J., 1966, "Low-Speed Wind Tunnel Testing", John Willey & Sons.
- Richardson, N.R. and Pearson, A.O., 1959, "Wind-Tunnel Calibrations of a Combined Pitot-Static Tube, Vane-Type Flow-Direction Transmitter, and Stagnation-Temperature Element at Mach Numbers From 0,60 to 2,87", NASA TN-D 122.
- Schmidt, E., 1999, "Trabalho de Graduação, Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA), São José dos Campos, SP, Brasil.