

Relatório Final

Título do projeto de pesquisa: Estudo de Ondas de Choque em Túnel Transônico
Piloto

Bolsista: Jonathan da Costa Dorce

Orientador(a): Maria Luisa Colucci da Costa Reis

Período a que se refere o relatório: De 01/08/2014 a 31/07/2015

Resumo

Este trabalho tem por finalidade analisar a distribuição de pressão e de número de Mach na superfície do veículo aeroespacial Sonda III na região do tronco de cone que une o primeiro e o segundo estágio do veículo. São estimados os valores de Coeficiente de Pressão, $-C_p$, de número de Mach, M , e incertezas associadas. Os dados experimentais são provenientes de um ensaio em regime de escoamento subsônico e transônico, realizado no Túnel Transônico Piloto do Instituto de Aeronáutica e Espaço, IAE/TTP. O modelo em meia maquete ensaiado está numa escala 1:8 do veículo real e possui 154 tomadas de pressão dispostas em 22 estações ao longo da fuselagem. Nesta etapa do trabalho foi utilizada a configuração do modelo com uma empena posicionada ao longo da fuselagem do segundo estágio. Os resultados são referentes à medição de pressão estática em 64 tomadas no modelo para os números de Mach 0.75, 0.90 e 1.10. Foi observada a presença de onda de choque a jusante do tronco de cone no regime transônico.

1. Introdução

Uma campanha de ensaios está sendo realizada no Túnel Transônico Piloto da Divisão de Aerodinâmica do Instituto de Aeronáutica e Espaço, IAE/ALA/TTP, com o modelo em escala 1:8 do veículo de sondagem Sonda III.

O Sonda III é terceiro projeto da família *Sonda*. Começou a ser desenvolvido pelo IAE em 1971 e foi lançado pela primeira vez ao espaço em 1976. Este foi o primeiro foguete de sondagem brasileiro a contar com sistema de separação em dois estágios. Além desta

inovação tecnológica, contou com uma instrumentação completa, como sistema de ignição para o segundo estágio, carga útil tecnológica para aquisição de dados durante o voo e sistema de controle de altitude da carga útil em três eixos.

Este estudo avalia o comportamento dos parâmetros de coeficiente de pressão, $-C_p$, e número de Mach, M , na superfície do modelo. A avaliação destes parâmetros possibilita a compreensão de fenômenos aerodinâmicos tais como ondas de choque e de expansão que ocorrem no escoamento em torno do veículo e que afetam seu desempenho de voo.

Em regimes supersônicos, ondas de choque ocorrem quando o escoamento encontra uma esquina côncava (Fig. 1a). Se o escoamento encontra um superfície convexa, ocorrem ondas de expansão (Fig. 1b). As propriedades de temperatura, massa específica, pressão e velocidade de escoamento (T , ρ , p e V , respectivamente) são alteradas consideravelmente (Anderson, 1989).

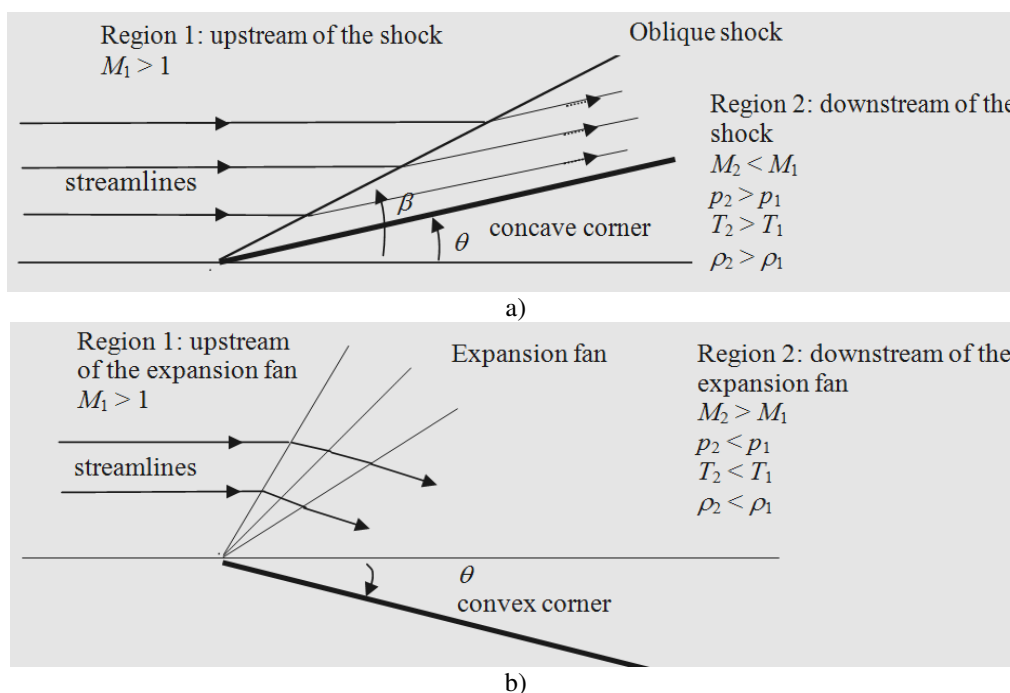


Figura 1: a) Onda de choque formada a partir de uma região côncava. b) Ondas de expansão formadas em uma esquina convexa.

2. Material e métodos

Descreve-se nesta seção o túnel transônico TTP, o modelo meia maquete, as características do ensaio e a modelagem matemática utilizada.

2.1 O Túnel Transônico Piloto, TTP

O Túnel Transônico Piloto, TTP, está apresentado na figura 2. O TTP é uma versão reduzida em escala 1:8 de um túnel de vento transônico industrial que opera com velocidade subsônica e transônica (número de Mach entre 0,20 e 1,30). A seção de testes possui as dimensões 0,25 m de altura, 0,30 m de largura e 0,81 m de comprimento (Falcão *et al.*, 2002).

O TTP foi idealizado na década de 1980 pelo Ministério da Aeronáutica e suas instalações foram realizadas no atual prédio da Divisão de Aerodinâmica do Instituto de Aeronáutica e Espaço, pertencente ao Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial, DCTA/IAE/ALA, localizado em São José dos Campos, São Paulo. Foi construído para tornar possível a adoção de metodologias existentes em túneis industriais e utilizá-las para ensaios de modelos com geometrias simples (como foguetes de sondagem ou mísseis). A instalação proporciona treinamento acerca deste tipo de túnel de vento e é utilizada para o desenvolvimento de pesquisas acadêmicas.

O Túnel Transônico Piloto obedece à escala 1:8 em relação a um túnel transônico industrial. Devido à limitação física de sua seção de ensaios (0,25x0,30 m), o modelo Sonda III em escala 1:8 foi construído em meia maquete.



Figura 2: Vista panorâmica do TPP com Câmara Plena aberta.

2.2 Construção e montagem da maquete

O estudo foi realizado com base na meia maquete do Sonda III durante ensaio aerodinâmico no TTP em 18 de agosto de 2014. A redução de dados foi realizada posteriormente ao ensaio,

utilizando planilha do Microsoft Office Excel[®] 2010 e o software matemático MatLab[®] da versão 7.6.0.324 (edição de 2008). Representações gráficas do escoamento em número de Mach foram realizadas no software TECPLOT[®] 360, edição de 2009.

Observa-se nas figuras 3a e 3b, respectivamente, o veículo Sonda III na plataforma de lançamento e da maquete de estudos para este trabalho.

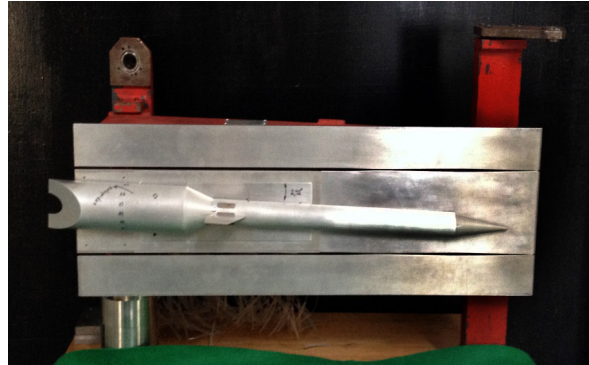


Figura 3: a) Veículo Aeroespacial Sonda III na plataforma de lançamento. b) Modelo meia-maquete.

A maquete do Sonda III possui 0,778 m de comprimento total, com diâmetros do primeiro e segundo estágios de 0,696 m e 0,375 m, respectivamente. Foi produzida em alumínio, com escala de 1:8, e está fixada na parede lateral da seção de ensaios com um espaçamento de 4 mm para facilitar a dissipação da camada limite na parede lateral do túnel (figura 4).

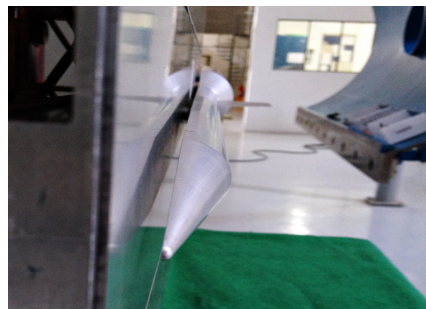


Figura 4: Espaçamento entre a parede lateral da seção de ensaios e o modelo Sonda III.

Para a medição de pressões estáticas, existem 154 pontos de tomadas de pressão que estão dispostas em 22 posições (estações) na superfície do modelo, sendo estas identificadas por letras de A até V, ordenadas alfabeticamente, partindo da região do primeiro estágio. Esse arranjo está localizado em uma região que compreende, principalmente, a zona de inter-estágio e a empena central, como mostra a figura 5a. De acordo com estas especificações, cada posição ou estação possui sete tomadas de pressão, distribuídas uniformemente na superfície do modelo, conforme mostra a figura 5b.

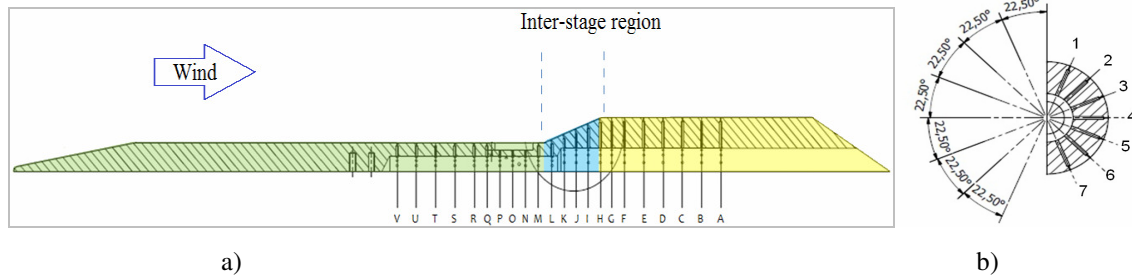


Figura 5: a) Localização das estações de tomadas de pressão. b) Detalhe da disposição das tomadas por estação.

2.3 Características do Ensaio

O TTP foi operado em circuito fechado com número de Mach 0,10 até 1,10. Para a obtenção dos valores de pressão estática na superfície do modelo, 64 tomadas de pressão da meia maquete foram conectadas a três módulos de leituras de pressão (*Electronic Pressure Scanner, Pressure Systems, ESP-16BP*) denominados *A*, *B* e *C* (figuras 6 e 7). Os módulos *A* e *B* possuem 16 canais de leitura cada e o módulo *C* possui 32 canais, sendo dois destes canais utilizados para medições de pressão estática do escoamento livre, p_∞ , e pressão total do escoamento, p_0 . A aquisição dos dados foi realizada na Sala de Controle do TTP.

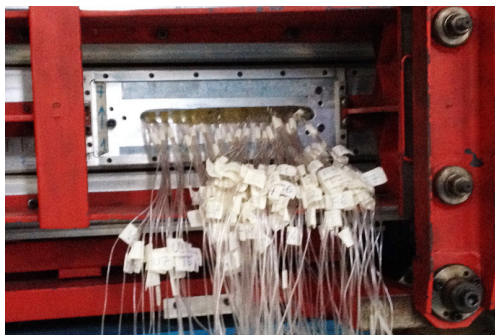


Figura 6: Tubulação das tomadas de pressão.



Figura 7: Módulos de leitura de pressão.

2.3 Modelagem matemática

Apresenta-se nesta seção a modelagem matemática dos parâmetros estimados: número de Mach, M , e coeficiente de pressão, $-C_p$. A metodologia empregada para a avaliação das incertezas associadas ao número de Mach, u_M , e ao coeficiente de pressão, u_{-C_p} , também é apresentada. Os dados são referentes ao ensaio com velocidades correspondentes aos números de Mach 0.75, 0.90 e 1.10 na seção de testes.

Foram utilizadas as equações (1) e (2) a seguir para avaliar os resultados das medições por tomada de pressão.

Número de Mach (M):

$$M^2 = \frac{2}{\gamma - 1} \left[\left(\frac{p_0}{p} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right] \quad (1)$$

onde:

M = número de Mach, o qual é a raiz quadrada positiva da equação (4);

γ = relação de calor específico, igual a 1,4 para o gás perfeito;

p_0 = pressão total;

p = pressão estática local.

Coefficiente de Pressão ($-C_p$):

$$-C_p = \frac{p_\infty - p}{\frac{1}{2} \rho_\infty M_\infty^2} \quad (2)$$

onde:

p = pressão estática lida na superfície do modelo;

p_∞ = pressão estática do escoamento livre;

M_∞ = número de Mach do escoamento livre.

Caso a pressão estática na tomada do modelo, p , seja maior do que a pressão estática do escoamento não perturbado, p_∞ , o valor do coeficiente de pressão, $-C_p$, será negativo.

Também foram calculadas as respectivas incertezas de número de Mach, u_M , e do coeficiente de pressão, u_{-C_p} , de acordo com a Lei da Propagação de Incerteza. O valor da incerteza da medição é a raiz quadrada positiva da expressão a seguir (BIPM/JCGM 100, 2008):

$$u^2(y) = \sum_{i=1}^N \left(\frac{\partial y}{\partial x_i} \right)^2 u^2(x_i) \quad (3)$$

onde:

y : grandeza de saída;

x_i : grandezas de entrada;

$u(x_i)$: incerteza combinada na estimativa da grandeza de entrada.

Aplicando (3) nas equações (1) e (2) resulta em:

$$u_M^2 = \left(\frac{0.7154285}{M} \right)^2 \left[\frac{1}{p^2} \left(\frac{p}{p_0} \right)^{1.428571} u_{p_0}^2 + \left(\frac{-p_0}{p^2} \right)^2 \left(\frac{p}{p_0} \right)^{1.428571} u_p^2 \right] \quad (4)$$

$$u_{C_p}^2 = \left(\frac{-1}{\frac{\gamma}{2} p_\infty M_\infty^2} \right)^2 u_p^2 + \left(\frac{p}{\frac{\gamma}{2} p_\infty^2 M_\infty^2} \right)^2 u_{p_\infty}^2 + \left(\frac{2(p_\infty - p)}{\frac{\gamma}{2} p_\infty M_\infty^3} \right)^2 u_{M_\infty}^2 \quad (5)$$

onde as incertezas nas grandezas de entrada são obtidas a partir da avaliação dos valores médios, \bar{x} , e desvios padrão, S , dos sinais temporais de pressão, utilizando as equações (6) e (7):

Valor médio (\bar{x}):

$$\bar{x} = \frac{\sum_{i=1}^n x_i}{n} \quad (6)$$

onde:

n : número de observações. Para $M = 0.75, 0.90$ e 1.10 , $n = 181, 86$ e 91 observações, respectivamente.

Desvio padrão amostral (S):

$$S = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2}{n-1}} \quad (7)$$

3. Resultados e discussões

A redução de dados englobou todos os regimes de escoamento cobertos pelo ensaio. Para fins deste relatório, os resultados se referem aos dados experimentais do regime de escoamento com números de Mach nominal iguais a 0.75, 0.90 e 1.10.

A distribuição do número de Mach ao longo da superfície do modelo é apresentada na figura 8. As barras de incerteza do número de Mach também estão representadas. Um desenho esquemático do veículo foi acrescentado para facilitar a visualização do posicionamento das

tomadas de pressão, conforme identificado na figura 5a. Neste ensaio, os resultados são referentes a 20 estações porque as tomadas de pressão das estações S e U não foram consideradas por limitação de número de canais na instrumentação. A direção do vento é da esquerda para a direita. Seguindo a direção do vento na figura 8, após a região de inter-estágio observou-se um acréscimo de velocidade. Este fenômeno foi observado na estação G.

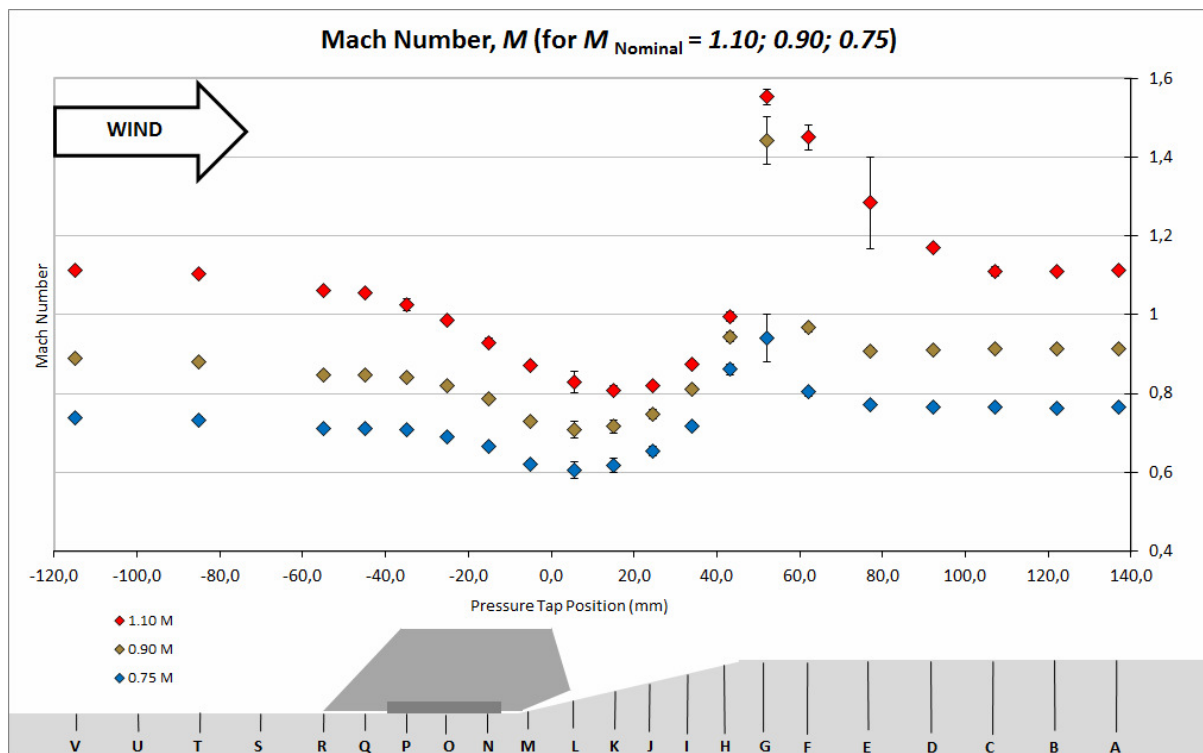


Figura 8: Distribuição do número de Mach ao longo da superfície do modelo Sonda III para $M = 0.75$, $M = 0.90$ e $M = 1.10$.

Os resultados deste acréscimo de velocidade para $M = 0.90$ e 1.10 também podem ser observados nas representações tridimensionais do escoamento, como mostrado na figura 9. Os dados experimentais foram interpolados para construir a figura. Os nós da malha representam os valores de número de Mach estimados nas tomadas de pressão.

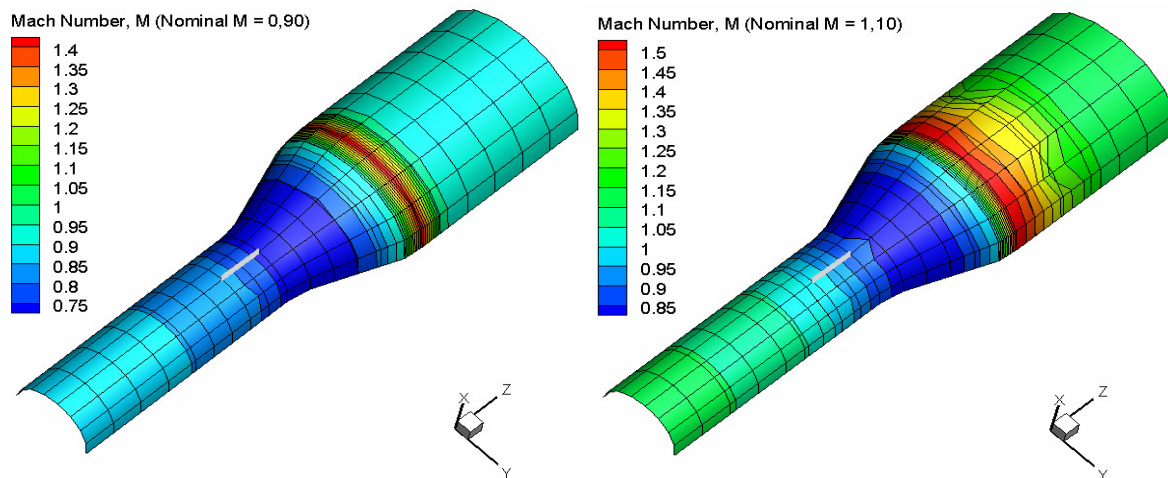


Figura 9: Representação tridimensional do número de Mach para os regimes 0.90 e 1.10.

Os coeficientes de pressão, $-C_p$, são apresentados na figura 10. Uma onda de expansão foi observada após a região inter-estágios na estação G, indicada pela diminuição na pressão estática, p , resultando em valores positivos do coeficiente de pressão, $-C_p$ (equação 2). Nas estações seguintes, F, E, D, C, B e A, nota-se decréscimo no valor de $-C_p$ indicando aumento da pressão local e a ocorrência de um choque. Nota-se que o choque ocorre antes no regime $M = 0.90$, quando se compara com o Mach nominal 1,10.

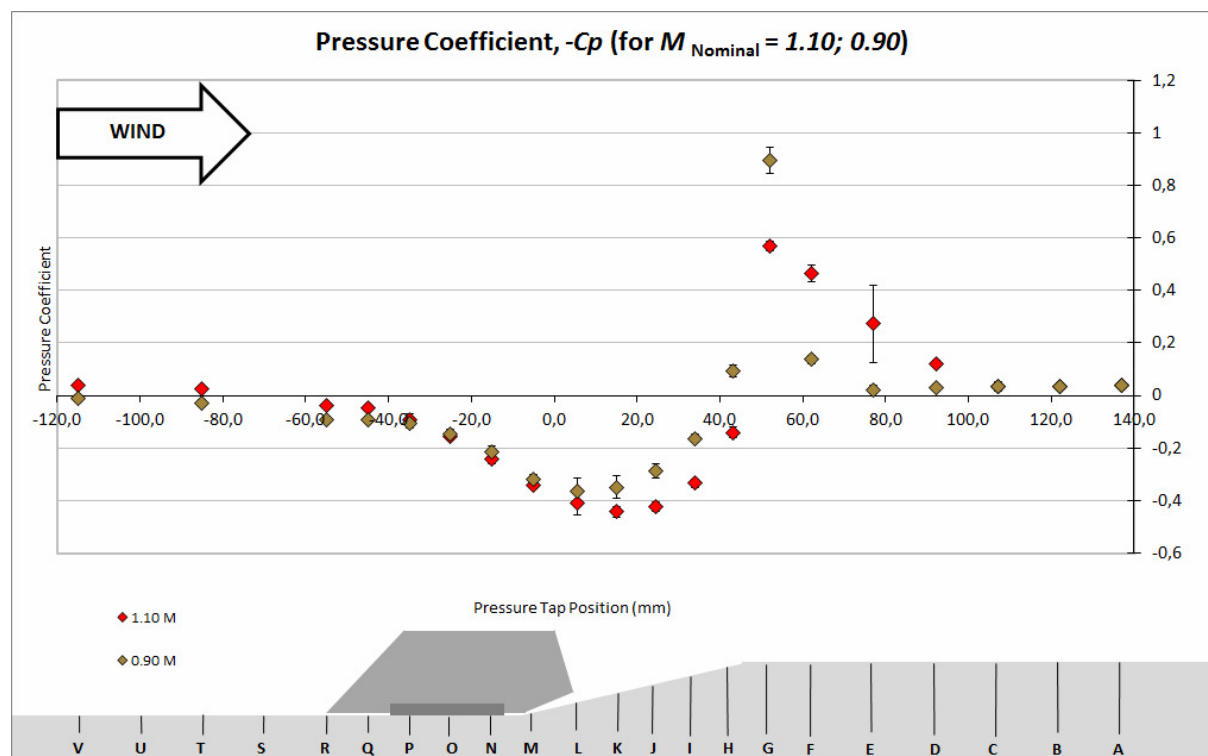


Figura 10: Coeficiente de pressão nas estações de pressão para números de Mach 0.90 e 1.10.



4. Conclusões

O escoamento em torno do veículo de sondagem Sonda III foi observado com base em ensaios de meia-maquete realizados no túnel de vento transônico TTP. Os parâmetros do escoamento medidos foram pressão estática na superfície do modelo, pressão estática do escoamento não perturbado e pressão total. Gráficos de distribuição de número de Mach e de coeficientes de pressão foram apresentados e analisados. Os resultados para regimes 0.90 e 1.10 sugerem a presença de ondas de choque e de expansão a jusante do tronco de cone.

5. Divulgação dos Resultados

Artigo relativo a esse trabalho foi aceito no XXI IMEKO WORLD CONGRESS, que ocorrerá em Praga, República Tcheca, no período de 30 de Agosto a 04 de Setembro de 2015. Título do trabalho: “Analysis of pressure distribution on the Sonda III vehicle in transonic regime”. Autores: Maria Luísa Collucci da Costa Reis, João Batista Pessoa Falcão Filho, Edson Basso e Jonathan da Costa Dorce.

Referências

- ANDERSON Jr, J. D. *Introduction to Flight*, 3rd ed, McGraw-Hill, 892 pp, 1989.
- FALCÃO Filho, J. B. P.; MELLO, O. A. F. *Descrição Técnica do Túnel Transônico Piloto do Centro Tecnológico Aeroespacial*, in Proceedings of ENCIT 2002.
- BIPM/JCGM 100:2008, Evaluation of measurement data – Guide to the expression of uncertainty in measurement (GUM 1995 with minor corrections), 2008.