

CONEM 2016
CONGRESSO NACIONAL DE
ENGENHARIA MECÂNICA

21-25
AGOSTO DE 2016
FORTALEZA - CEARÁ

ANÁLISE EXPERIMENTAL DA DISTRIBUIÇÃO DE PRESSÃO EM UM MODELO PADRÃO CONE CILINDRO

Layra Mendonça Silva, layramendonca@gmail.com¹
João Batista Pessoa Falcão Filho, jb.falcao filho@gmail.com²
Ana Cristina Avelar, anacristina.avelar@gmail.com²

¹Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA), Pça Marechal Eduardo Gomes, 50, CEP: 12228-901, São José dos Campos, São Paulo, Brasil.

²Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), Pça Marechal Eduardo Gomes, 50, CEP: 12228-904, São José dos Campos, São Paulo, Brasil.

Resumo: O modelo cone cilindro é uma configuração típica de foguetes, mísseis e veículos lançadores. O estudo de fenômenos físicos característicos do escoamento nestes veículos é de extrema importância na faixa transônica devido ao surgimento de fenômenos físicos complexos, como ondas de choques, ondas de expansão e interação onda de choque com a camada limite, laminar ou turbulenta. Este trabalho apresenta uma análise utilizando modelos padrão cone cilindro de 10° de meia abertura com três diferentes razões de bloqueio em relação à área transversal da seção de testes (0,42%, 0,78% e 2,03%), a partir de resultados obtidos no Túnel Transônico Piloto (TTP) da Divisão de Aerodinâmica (ALA) do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE). O TTP é um túnel em escala reduzida 1:8 de um túnel transônico industrial, com uma seção de teste com dimensões 0,25 m x 0,30 m x 0,81 m, com paredes fendidas com razão de área aberta de 5%. Para obtenção da distribuição de pressão sobre a superfície do modelo foi utilizada a técnica da tinta sensível à pressão (PSP) que apresenta excelentes resultados em situações com gradientes de pressão significativos. O modelo foi equipado com faixa de transição para aumentar a similaridade com modelos em larga escala. Por meio de comparação com resultados encontrados em outros túneis de vento, procurou-se comprovar a capacidade da instalação e da metodologia empregada nos ensaios para reproduzir o melhor possível as condições de um escoamento em escala real e voo livre. Os resultados obtidos demonstraram boa concordância com alguns dos resultados teóricos, experimentais e numéricos encontrados na literatura, e possibilitaram a compreensão de alguns fenômenos físicos importantes no regime transônico.

Palavras-chave: escoamento transônico, modelo cone cilindro, tinta PSP, análise experimental, onda de choque.

1. INTRODUÇÃO

Os veículos espaciais da atualidade são resultados de mais de 2000 anos de invenções, experimentos e descobertas. Provavelmente entre 1000 d. C. e 1050 d. C. os foguetes foram inventados, na China (Shearer e Vogt, 2011). Um foguete é basicamente uma máquina que explora a terceira Lei de Newton onde uma força empurra um fluxo de gás constante para fora, atrás do foguete, e uma força de mesma magnitude empurra o foguete na direção oposta, para frente. Em geral um veículo equipado com motor é chamado de foguete. Assim, o chamado motor-foguete é um dispositivo que é movido por um elemento propelente armazenado ou outros meios para criar um jato de gás de alta velocidade.

Os foguetes possuem duas funções principais. Em primeiro lugar, são usados para realizar estudos sobre a atmosfera da Terra, outras partes do sistema solar e no espaço. Quando projetados para transportar instrumentos para lugares superiores à atmosfera, são denominados veículos de sondagem. Quando a finalidade é colocar satélites e naves espaciais em órbita são chamados de veículos lançadores. Desde o início da Era Espacial, caracterizado pelo lançamento bem sucedido do Sputnik I em 4 de outubro de 1957 (Dick, 2008), a maioria dos veículos lançadores usados foram adaptados a partir de mísseis militares, mas o termo “veículo lançador” terminou também se aplicando a carga tripulada como o ônibus espacial (Van Riper, 2004). Em segundo lugar, os foguetes podem ser empregados como componentes de mísseis. A palavra míssil por séculos foi apenas um sinônimo de projétil, agora se refere exclusivamente a um projétil autopropulsionado e independente com alguma forma de sistema de orientação. Os primeiros desses sistemas de orientação foram desenvolvidos na década de 1930, mas o sentido estrito da palavra tornou-se amplamente usado após a Segunda Guerra Mundial. Mísseis são normalmente movidos por motor-foguete,

mas não necessariamente. Mísseis de cruzeiro inventados na década de 1940 e amplamente utilizado desde a década de 1980, são propulsionados total ou parcialmente por turbo reatores que utilizam ar tanto como oxidante como fluido de trabalho (Van Riper, 2004).

A Figura 1 apresenta os principais componentes de um foguete típico: (1) Ogiva: um “tampão” para a extremidade dianteira que tem como objetivo dirigir o escoamento entorno do foguete; (2) Corpo (fuselagem): todas as outras partes do foguete são conectadas à fuselagem ou transportados dentro dela; (3) Sistema de Recuperação: consiste em um paraquedas ligado ao corpo por meio de um cabo de choque elástico que, numa altitude apropriada do voo do foguete, é ejetado e o sistema de recuperação desce o foguete devagar e com segurança até o chão; (4) Trilho guia: conduz o foguete ao longo da haste de lançamento até que ele atinja velocidade suficiente para permitir que as aletas forneçam estabilidade de voo; (5) Aletas: localizadas na extremidade posterior do foguete, servem para estabilizar o foguete em uma trajetória de voo em linha reta; (6) Suporte do motor: projetado para centralizar e manter o motor no tubo do corpo, e também transmite o impulso gerado pelo motor à estrutura.

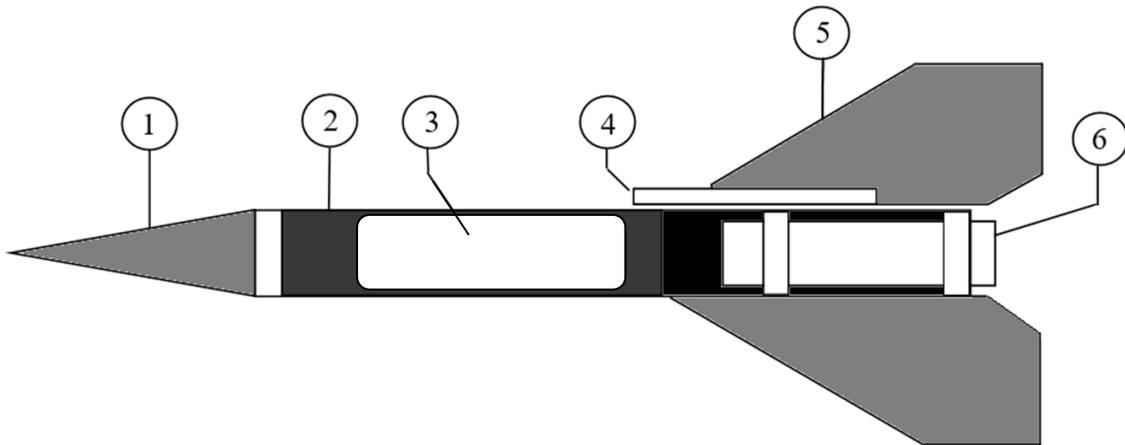


Figura 1. Partes de um foguete típico.

A fim de compreender melhor as características dos escoamentos aos quais os veículos aeroespaciais são submetidos, é conveniente a compreensão dos fenômenos físicos presentes num modelo aerodinâmico simples. Entre os modelos aeroespaciais mais comuns utilizados para avaliar o comportamento no regime transônico, destaca-se o modelo cone cilindro, que foi escolhido devido a suas condições específicas intrínsecas à esta faixa de velocidade, como a existência de quina de expansão, além da facilidade de fabricação.

A Figura 2 apresenta um diagrama do modelo cone cilindro, de superfície axialmente simétrica, definido pelo ângulo de meia abertura do cone δ , o comprimento total L e o diâmetro D . O que caracteriza o veículo é a presença da quina formada no final do trecho cônico, que causa expansão supersônica quando do escoamento livre em regime transônico.

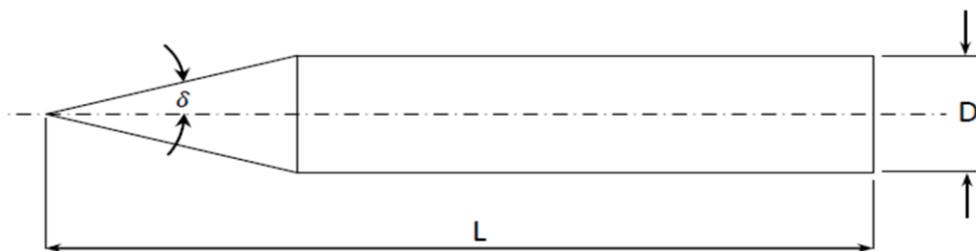


Figura 2. Modelo cone cilindro com seus parâmetros geométricos básicos.

O modelo cone cilindro é amplamente utilizado para investigar as características do escoamento transônico na seção de testes de túneis de vento especialmente para estudos referentes à reflexões de ondas de choque/expansão nas paredes do túnel. Através de dados teóricos e experimentais constatou-se que modelos cone cilindro são extremamente sensíveis na faixa de número de Mach logo abaixo de 1 e na faixa supersônica. Esta sensibilidade é devido à mudança abrupta no escoamento em torno da quina causando forte expansão seguida de onda de choque, as quais podem se propagar às paredes, resultando em reflexões indesejáveis, mesmo em seções de testes com paredes fendidas. Em alguns casos o túnel não é capaz de produzir dados livres de interferência para modelos cone cilindro na faixa transônica (Goethert, 2007).

O presente trabalho apresenta os resultados experimentais obtidos de distribuição de pressão sobre dois modelos cone cilindro com ângulo de meia abertura do cone $\delta = 10^\circ$ com três razões de bloqueio (0,42%, 0,78% e 2,03%) e com faixa de transição. Os valores da distribuição de pressão sobre o modelo para números de Mach do escoamento não perturbado de 0,95 e 1,08 são comparados com os dados obtidos dos túneis *Marshall Space Flight Center* (MSFC) 14-

inch Trisonic Wind Tunnel (TWT) e Arnold Engineering Development Center (AEDC) 16-foot transonic Wind Tunnel (16T), como apresentados por Davis e Graham (1973). Além disso, as comparações incluem os dados sem a utilização da faixa de transição e de simulação numérica como relatados por Falcão Filho *et al.* (2014).

A partir dessas comparações são discutidas eventuais discrepâncias e o efeito da variação do número de Reynolds em relação à variação das dimensões dos modelos.

2. SIMILARIDADE

Soluções analíticas ou numéricas nem sempre são possíveis de se obter e, portanto, experimentos em túnel de vento utilizando modelos são indicados. Quando não é possível realizá-los em um protótipo em escala real, modelos em escala reduzida são utilizados. Para que estes testes reproduzam dados confiáveis é necessário que eles possam fornecer parâmetros físicos de interesse, como a distribuição de cargas dinâmicas sobre o veículo, o que é feito por meio de uma correta transposição do efeito de escalas entre o modelo e o protótipo em tamanho real (Fox, 2014).

A maioria dos fenômenos em Mecânica dos Fluidos apresenta dependência complexa de parâmetros geométricos e do escoamento. Partindo desta premissa, qualquer teste tem como objetivo satisfazer condições chamadas de similaridade. A primeira condição é a similaridade geométrica que pode ser definida pela relação constante do parâmetro de comprimento entre todos os pontos correspondentes do campo de escoamento. A similaridade cinemática exige que os regimes de escoamento sejam os mesmos para modelo e protótipo, estendendo o conceito para a inclusão do parâmetro de tempo. O padrão de linhas de corrente ao redor do modelo deve ser igual por um fator de escala àquele em torno do protótipo. As linhas de corrente são formadas por fronteiras sólidas, portanto, escoamentos cinematicamente semelhantes devem ser também geometricamente semelhantes (Çengel e Ghajar, 2012).

Os testes também devem ter condições estabelecidas de forma que todas as forças importantes estejam relacionadas por fator de escala entre os escoamentos do protótipo e do modelo. Isto porque, quando dois escoamentos têm distribuição de força tais que tipos idênticos de forças são paralelos e relacionam-se em módulo por um fator constante em todos os pontos correspondentes, então os dois escoamentos são dinamicamente semelhantes (Çengel e Ghajar, 2012). Pela definição, diferentes escoamentos são similares dinamicamente se: (a) o padrão das linhas de corrente é geometricamente similar; (b) se as distribuições de V/V_∞ , p/p_∞ , T/T_∞ etc., através do campo de escoamento, são as mesmas quando plotadas em comparação a coordenadas comuns adimensionais (Anderson, 2007).

Os requisitos para semelhança dinâmica são mais restritivos, pois deve-se ter a garantia de forças semelhantes num conjunto de escoamentos cinematicamente semelhantes. A similaridade completa exige que também os grupos adimensionais governantes de um fenômeno de escoamento, ou seja, os grupos adimensionais do modelo tenham o mesmo valor que os do protótipo.

Ao se expressar as equações selecionadas para resolução de determinado problema em termos de parâmetros físicos característicos, surgem termos adimensionais relevantes para a análise de similaridade, seguindo-se o procedimento do Teorema π de Buckingham. Dois conjuntos de equações que tenham os mesmos números adimensionais terão a mesma solução numérica (Çengel e Ghajar, 2012).

Para muitas aplicações aeronáuticas em regime permanente e escoamento compressível, dois parâmetros adimensionais de similaridade são dominantes. O número de Reynolds (Re), que relaciona as forças de inércia com as forças viscosas, e o número de Mach (M), que relaciona as forças de inércia com as forças elásticas e que são definidos pelas Eqs. (1) e (2).

$$Re \equiv \frac{\rho V l}{\mu} \quad (1)$$

$$M \equiv \frac{V}{a} \quad (2)$$

onde ρ é a densidade, V a velocidade, l o comprimento característico, μ a viscosidade dinâmica e a a velocidade do som no meio.

Portanto, para muitos problemas de interesse, pode-se dizer que escoamentos com os mesmos números de Reynolds e Mach são similares, e conseqüentemente os coeficientes de sustentação, arrasto e momento serão os mesmos, tanto para o modelo como para o protótipo (Anderson, 2007).

O que acontece na prática é que se consegue reproduzir o número de Mach, mas o número de Reynolds se torna muito difícil para modelos pequenos. Por exemplo, se um modelo tem dimensão 10 vezes menor do que o protótipo, o número de Reynolds diminui 10 vezes (ver Eq. (1)). Para que o número de Reynolds seja igual ao do protótipo, pode-se alterar outros parâmetros. Não é possível alterar l pois o tamanho do modelo está definido; não é possível alterar V pois isto variaria o número de Mach (ver Eq. (2)). Assim, é possível aumentar a densidade ρ em 10 vezes para igualar o número de Reynolds. Isto equivale a aumentar a pressão interna no túnel em 10 vezes. Em geral túneis de vento transônicos são pressurizados por este motivo, mas as taxas de pressurização são, em geral, muito menores. Há alguns túneis com altas taxas de pressurização como o VDT (*Variable Density Wind Tunnel*) da NASA, com capacidade de até 20 atm (Anderson, 2007). Alguns túneis modernos, além de aumentar a pressão, reduzem a viscosidade dinâmica, o

denominador da Eq. (1), por meio de injeção de nitrogênio líquido para aumento do número de Reynolds, como o ETW (*European Transonic Wind Tunnel*) (Walter, 2004).

No caso de não ser possível reproduzir o número de Reynolds, a pressurização do túnel auxilia para permitir a variação deste parâmetro e obter algum tipo de extrapolação de parâmetros para a condição do número de Reynolds do voo real.

Outras ideias são empregadas no sentido de reproduzir da melhor maneira possível o escoamento no protótipo. Por exemplo, em geral, no protótipo a transição para o regime turbulento da camada limite ocorre numa posição longitudinal bem antes do que nos modelos reduzidos. Neste caso utiliza-se faixa de transição que provoca a mudança do escoamento de laminar para turbulento, em geral, localizada entre 5% a 10% do comprimento do modelo. Como as comparações foram realizadas com modelos de dimensões maiores em túneis maiores, optou-se pelo emprego de faixa de transição com 2 mm de largura nos três modelos utilizados, por meio de aplicação de grãos de Carborundum com GRIT 120 (aproximadamente 0.1 mm de diâmetro) sobre uma faixa de esmalte em torno do cone (Pope e Goin, 1978).

3. APARATO EXPERIMENTAL

3.1. Túnel Transônico Piloto (TTP)

O Túnel Transônico Piloto (TTP) é um túnel em escala 1:8 de um túnel transônico industrial acionado por um compressor axial contínuo de dois estágios de 830 kW de potência e rotação máxima de 7600 RPM que, combinado com o sistema de injeção, funciona intermitentemente durante 30 segundos para estender o envelope de operação. As dimensões da seção de testes são de 0,30 m x 0,25 m x 0,81 m e suas paredes possuem 12 fendas com 5% de razão de área aberta. A Figura 3 (a) mostra parte do circuito aerodinâmico do túnel, com as tubulações que conecta o circuito com os sistemas auxiliares de pressão e umidade. O túnel possui controles automáticos de velocidade, pressão, temperatura e umidade, em relação ao escoamento na seção de testes. O compressor axial combinado com o sistema de injeção de massa é suficiente para fornecer à seção de testes do túnel a velocidade máxima até número de Mach 1,3. Com os sistemas de controle automáticos é possível estabelecer condições estáveis em termos velocidade, pressão e temperatura de estagnação. Estes ajustes permitem estabelecer valores para os números de Mach e de Reynolds na seção de testes, para melhor reproduzir as condições de voo (Goffert, 2012).

A Figura 3 (b) mostra o envelope de operação do TTP em termos dos números de Reynolds e de Mach, para uma corda típica definida como 10% da raiz quadrada da área da seção de testes, ou 27,4 mm. O envelope de operação em relação aos números de Mach e de Reynolds pode ser atingido respectivamente por meio dos controles da rotação do compressor e da pressão total.

Pelo fato do túnel ser piloto, ele incorpora algumas limitações, em particular, a pressurização do circuito é restrita à faixa de 0,5 bar a 1,2 bar. Na Figura 3 (b) observa-se a curva de limite superior relativa à pressão máxima de 1,2 bar, relacionada à limitação estrutural da carcaça do túnel, que apresenta o valor máximo aproximado para o número de Reynolds de 0,5 milhões, para a corda típica. A curva de limite inferior, relacionada à pressão de 0,5 bar, corresponde à limitação do sistema de extração de massa da câmara plena. De acordo com Da Mata (2013), veículos espaciais atingem números de Reynolds muito superiores a 1 milhão, como por exemplo, o Veículo Lançador de Microsatélite do IAE, o VLM-1, que atinge número de Reynolds de 20 milhões a número de Mach 0,9. Mesmo assim, para geometrias ditas simples, os resultados encontrados na prática são bons, como se mostrarão no presente trabalho.

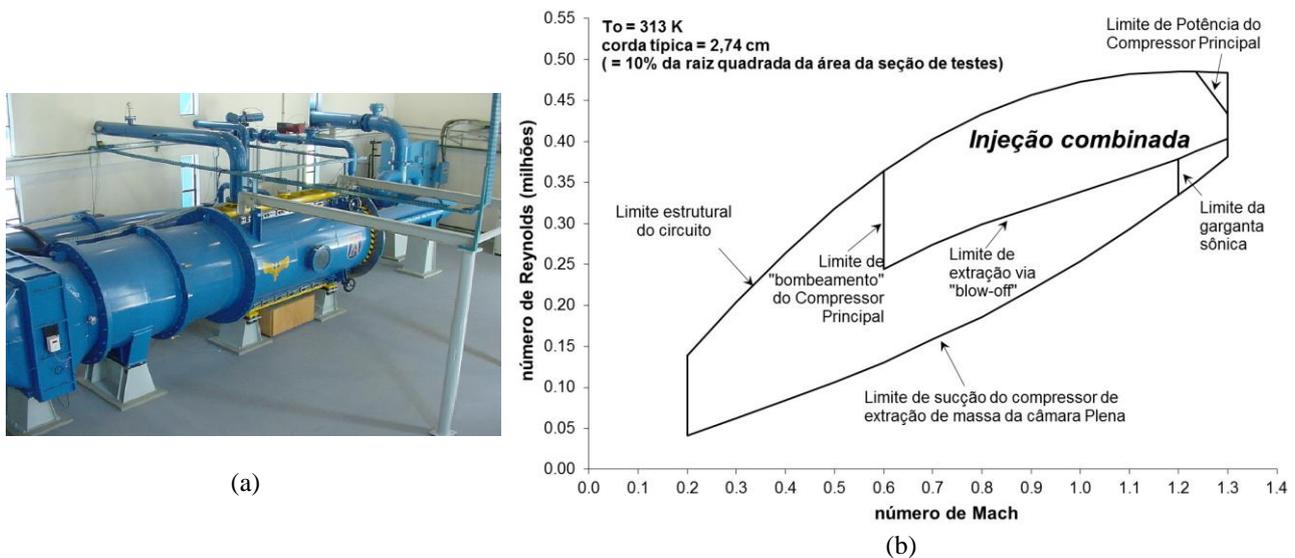


Figura 3. (a) Vista parcial do circuito aerodinâmico do TTP – Túnel Transônico Piloto, e (b) Envelope de operação TTP (Falcão Filho *et al.*, 2009).

3.2. Tinta Sensível a Pressão (PSP)

O princípio de funcionamento da técnica PSP baseia-se na desativação da luminescência pelo do oxigênio. De forma simplificada, este fenômeno pode ser explicado da seguinte forma: quando excitadas por uma fonte luminosa, certas moléculas especiais, chamadas luminóforos, passam para um estado excitado e podem dissipar a energia adquirida na forma de energia vibracional transmitida a moléculas de oxigênio, ao invés de emitir fótons. Assim, a luminescência destas moléculas é inversamente proporcional à concentração de oxigênio, o que pode ser relacionado à pressão do ar sobre a superfície do modelo através da equação de Stern-Volmer (Liu e Sullivan, 2005).

Um sistema PSP é composto de dispositivos de iluminação, sistemas de aquisição de imagens e sistemas de processamento. Os sistemas de iluminação devem ser capazes de emitir luz em frequências bem definidas, de forma a excitar os luminóforos adequadamente. Normalmente, são utilizadas lâmpadas LED (Light Emitting Diode) ou Lasers. A superfície do modelo é pintada com a tinta PSP e curada em uma estufa. Em seguida o modelo é instalado na seção de testes do túnel de vento. Embora existam diversas abordagens para a técnica, em geral adquirem-se imagens numa condição de referência (wind off) e sob as condições de interesse (wind on). Estas imagens são comparadas e processadas de acordo com uma curva de calibração para se obter um mapeamento de pressão. As câmeras utilizadas para experimentos em regime estacionário normalmente são do tipo Charge Coupled Device (CCD).

A Figura 4 mostra os principais componentes e ligações do sistema PSP utilizado. A fonte de excitação das moléculas luminescentes presentes na tinta PSP é o LED LM2X-DM-400, da Innovative Scientific Solutions, Inc. (ISSI), que emite ondas com comprimentos referentes ao ultravioleta. A aquisição das imagens foi feita por uma câmera científica do tipo CCD PCO.1600, 14 bit com 1600 x 1200 pixels de resolução com uma lente Nikon lens $f\#$ 2.8 with focal length of 35mm. A sincronização o sistema de iluminação, sistema de aquisição de imagens e o computador foi realizada por um gerador de pulso Quantum Composer 9600+.

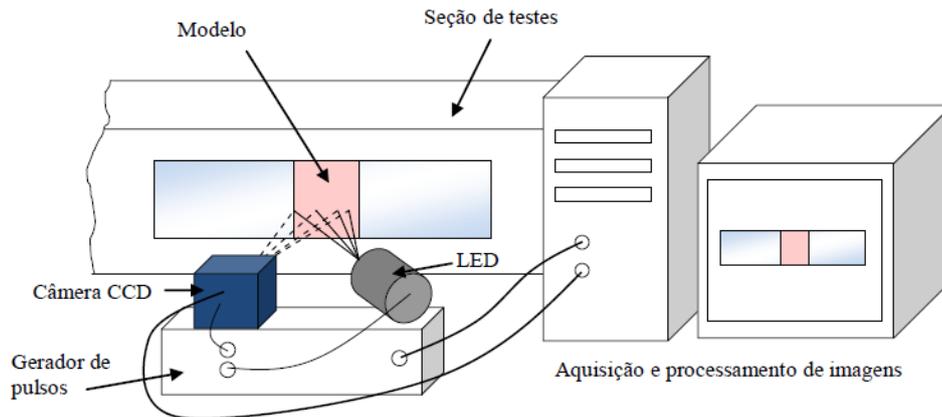


Figura 4. Aparato experimental da técnica PSP (Goffert *et al.*, 2012).

O microcomputador além de controlar o gerador de pulso tem função de adquirir e armazenar as imagens. A redução de dados tem como objetivo as medições de pressão por meio das intensidades luminosas. Os programas utilizados para aquisição e redução de dados são respectivamente ProImage e OMS Acquire PCO.1600 Life, ambos fornecidos pela empresa Americana Innovative Scientific Solutions Incorporated (ISSI).

3.3. Modelos Cone Cilindro

Os modelos cone cilindro utilizados nos experimentos têm suas características geométricas apresentadas na Tab.1. A razão de bloqueio é tomada como a razão da área da seção transversal do modelo com ângulo de ataque nulo pela área transversal da seção de testes. Os modelos 1, 2 e 3 foram fabricados com alumínio e projetados para fixação em suporte tipo *sting*, mas apenas o modelo 2 apresenta acoplamento a uma balança interna multicomponentes para medidas de esforços. A escolha de três modelos com razões de bloqueio diferentes tem como objetivo variar o número de Reynolds considerando as limitações apresentadas anteriormente, e observar questões relativas a interferência das paredes.

Tabela 1. Características geométricas dos modelos cone cilindro empregados nos experimentos.

	Diâmetro (mm)	Comprimento (mm)	Esbelteza (comprimento/diâmetro)	Área transversal (mm ²)	Razão de Bloqueio (%)
Modelo 1	20,0	170	8,50	314	0,42
Modelo 2	27,3	222	8,13	585	0,78
Modelo 3	44,0	290	6,59	1520	2,03

4. RESULTADOS

As configurações dos experimentos realizados no TTP estão apresentadas na Tabela 2, com os principais parâmetros do túnel relativos à seção de testes: modelo, número de Mach com desvio padrão temporal, número de Reynolds em função do diâmetro e razão de bloqueio do modelo em relação à área da seção transversal. Os resultados estão apresentados em termos da razão p/p_0 (pressão local pela pressão total no túnel) ao longo do modelo. Os dados foram comparados com os resultados experimentais dos túneis *Marshall Space Flight Center (MSFC) 14-inch Trisonic Wind Tunnel (TWT)* e *Arnold Engineering Development Center (AEDC) 16-foot transonic Wind Tunnel (16T)*, relatados por Davis e Graham (1973) e Goethert (1961). Falcão Filho *et al.* (2014) obteve resultados a partir de simulações numéricas utilizando o pacote computacional FLUENT®, que foram utilizados na comparação. Nas simulações as dimensões adotadas foram as mesmas do modelo 2 para uma malha sem a presença das paredes: escoamento livre.

Tabela 2. Configuração dos experimentos realizados no TTP.

Experimento	Modelo	Número de Mach	Número de Reynolds	Razão de Bloqueio (%)
1	Modelo 1	$0,9556 \pm 0,0007$	176.244	0,42
2	Modelo 1	$1,0922 \pm 0,0016$	170.638	0,42
3	Modelo 2	$0,9508 \pm 0,0008$	240.653	0,78
4	Modelo 2	$1,0866 \pm 0,0005$	240.177	0,78
5	Modelo 3	$0,9383 \pm 0,0014$	383.011	2,03
6	Modelo 3	$1,0864 \pm 0,0018$	370.319	2,03

De acordo com Liepmann e Roshko (1957), para escoamento subsônico conforme o número de M_∞ aumenta, um sistema de ondas de expansão seguido por onda de choque aparece próximo à quina, depois do cone. A onda de choque principal (próxima à normal) cresce e se move a jusante à medida que M_∞ se aproxima de 1.0.

A Figura 5 (a) apresenta o campo de pressão sobre o modelo 1 (razão de bloqueio 0,42%) para o experimento 1, com velocidade na entrada da seção de testes dada por M_∞ igual a 0,9556. Pode ser observado pelos níveis de pressão a formação de uma região de expansão a partir da quina do modelo.

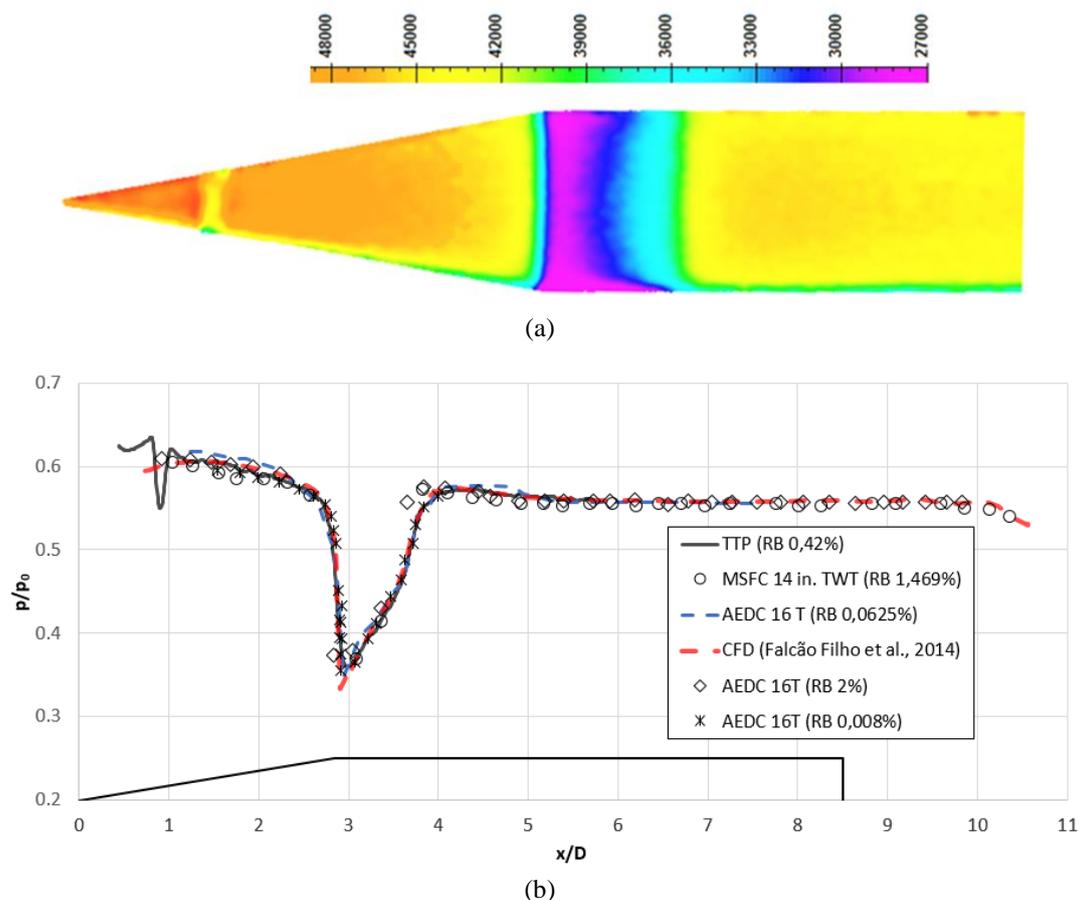


Figura 5. Resultados obtidos com o modelo 1 (razão de bloqueio RB 0,42%), no experimento 1, para as condições de M_∞ igual a 0,9556: (a) pressão estática sobre a superfície do modelo utilizando a técnica PSP, (b) comparações dos resultados experimentais e de simulação numérica (CFD) da distribuição de pressão.

Ainda na Fig. 5 (a), depois da região de expansão a pressão aumenta gradualmente. Observa-se também que o resultado mostrou alguma discrepância na distribuição de cores no limite inferior da imagem, o que indica possivelmente algum problema de inclinação da câmera. Entretanto, a distribuição de pressão adotada foi obtida na região central do modelo, que apresenta uma distribuição vertical razoavelmente constante, como era de se esperar devido à característica axissimétrica com ângulo de ataque nulo. Pode-se observar o efeito causado pela faixa de transição na parte inicial do cone. A faixa de transição é de algum modo intrusiva, fazendo aumentar ligeiramente a pressão antes da mesma, forçando o escoamento acelerar localmente para contorna-la. Entretanto, seu efeito deve ser analisado de forma global, pela produção do efeito de um escoamento turbulento.

Na Figura 5 (b) é mostrada a distribuição de pressão na linha central do modelo, na direção longitudinal, para o presente experimento. A linha cheia na cor preta denota os resultados dos experimentos realizados no TTP, os círculos correspondem aos dados do túnel MSFC 14in TWT e a linha tracejada em azul ao túnel AEDC 16T, ambos relatados em Davis e Graham (1973). Os pontos representados por losangos e asteriscos são relativos ao túnel AEDC 16T, como reportados por Goethert (1961). A curva tracejada vermelha denominada CFD (*Computational Fluid Dynamics*) refere-se aos resultados de simulação numérica obtidos por Falcão Filho *et al.* (2014).

A curva obtida pela técnica PSP na Fig. 5 (b) apresenta excelente concordância com os demais resultados. Os dados que apresentam menor concordância foram àqueles obtidos em um túnel de pequenas dimensões e em um túnel grande com modelo com dimensões maiores. Ou seja, o TTP, com dimensões relativamente pequenas, apresentou excelente concordância com resultados obtidos em túneis de grandes dimensões. As perturbações observadas em aproximadamente $x/D = 1$ na curva experimental do TTP corresponde ao efeito causado pela faixa de transição sobre o modelo, que representou apenas um efeito local, vindo a curva de pressão se estabilizar logo a seguir.

A Figura 6 (a) apresenta o campo de pressão sobre o modelo 1 (razão de bloqueio 0,42%) para o experimento 2, com velocidade na entrada da seção de testes dada por M_∞ igual a 1,0922. Pode-se observar a mesma região de expansão localizada na quina do modelo como visto para o experimento 1. Pelo padrão de cores, após a expansão, a pressão não consegue ser reestabelecida rapidamente, subindo muito lentamente para o valor relativo à pressão não perturbada. A perturbação da faixa de transição se faz presente aqui, com mais intensidade.

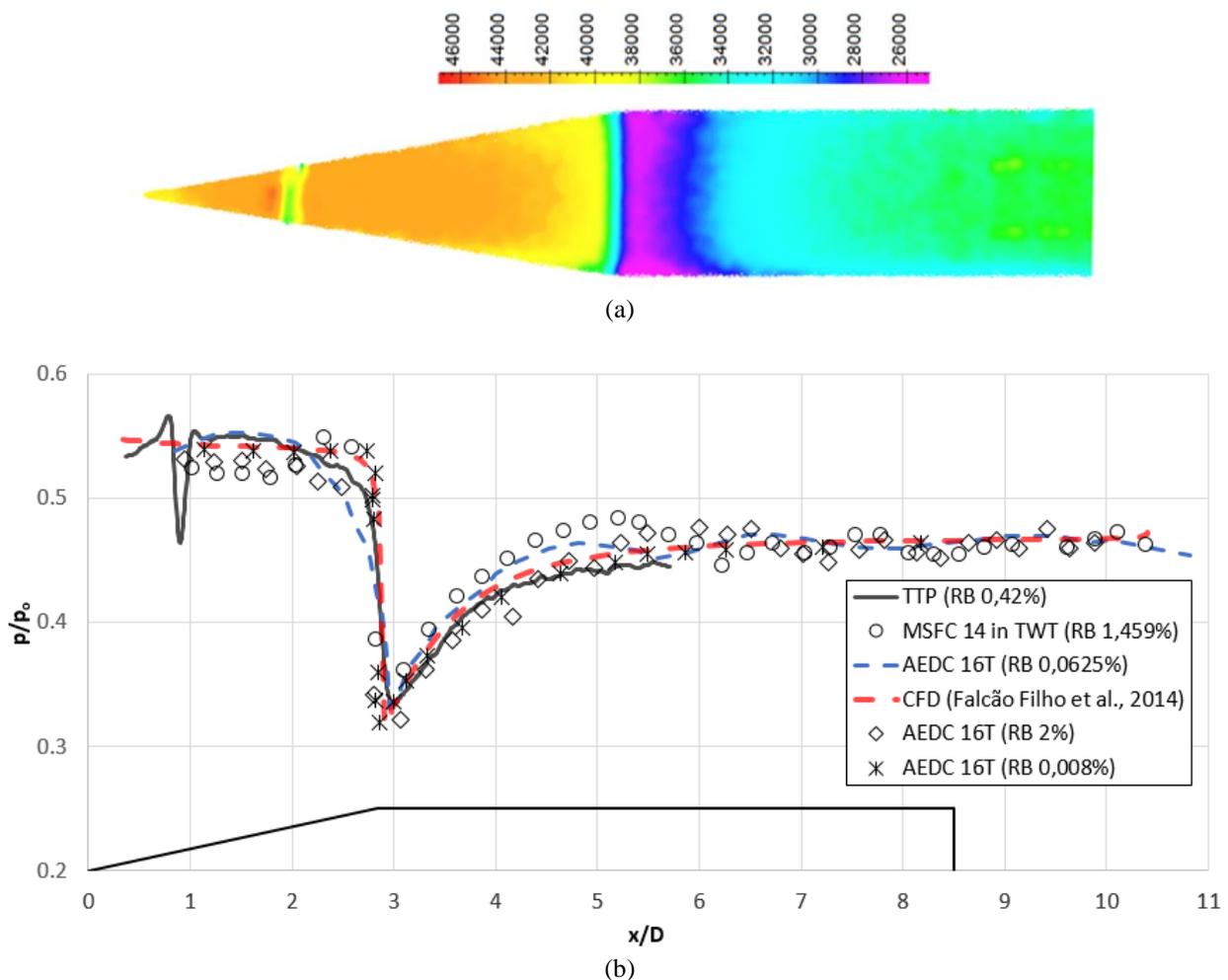


Figura 6. Resultados obtidos com o modelo 1 (razão de bloqueio RB 0,42%), no experimento 2, para as condições de M_∞ igual a 1,0922: (a) pressão estática sobre a superfície do modelo utilizando a técnica PSP, (b) comparações dos resultados experimentais e de simulação numérica (CFD) da distribuição de pressão.

A Figura 6 (b) mostra o gráfico comparativo da distribuição de pressão na linha central do modelo, na direção longitudinal. O resultado obtido no TTP com a técnica PSP apresentou boa concordância com os demais resultados na região de expansão. Entretanto, na região do cone e após a expansão os resultados apresentaram alguma discrepância. Os resultados no TTP acompanharam bem os resultados com pontos em asterisco, representando um túnel grande com razão de bloqueio pequena, e com o cálculo numérico. É comum observar alguma discrepância de parâmetros longitudinalmente na seção de testes para ensaios com número de Mach próximo e acima de 1, isto porque as reflexões que surgem no modelo são dificilmente canceladas completamente nas paredes do túnel. As ondulações observadas a partir da posição $x/D = 5$ são possivelmente de reflexões de ondas de choque e expansão nas paredes da seção de testes.

A Figura 7 (a) apresenta o campo de pressão sobre o modelo 2 (razão de bloqueio 0,78%) para o experimento 3, com velocidade na entrada da seção de testes dada por M_∞ igual a 0,9508. O padrão observado é o encontrado na Fig. 5 para o modelo 1 (razão de bloqueio 0,42%) indicando que o aumento da razão de bloqueio não causou interferência maior nas paredes do túnel. O efeito na parte inferior do modelo não foi aqui observado, devendo a câmara ter tido melhor posicionamento.

A Figura 7 (b) mostra comparação de resultados da distribuição de pressão na linha central do modelo, na direção longitudinal. O modelo 2 tem uma tomada de pressão na ogiva com a finalidade de confirmar os resultados obtidos pela técnica PSP. No gráfico a medida de tomada de pressão está indicada por um losango preenchido de cor preta (em aproximadamente $x/D = 1,5$) e mostra que a curva obtida pela técnica PSP apresenta boa concordância não apenas com a tomada de pressão, como também com todas as curvas referentes aos ensaios experimentais e à simulação numérica. É notável a ausência de oscilações a partir de $x/D = 5$, indicando que as ondas de expansão e choque surgidas no modelo não foram refletidas nas paredes da seção de testes, só observadas em alguns resultados para número de Mach 1,0922. Embora não apareça na imagem PSP (Fig. 7 (a)), este modelo 2 é formado de 3 peças, com uma junção intermediária em aproximadamente $x/D = 4$, onde se percebe uma pequena perturbação na curva de pressão do TTP (Fig. 7 (b)), mesmo se tratando de uma simples junção de partes, denotando sensibilidade na técnica PSP.

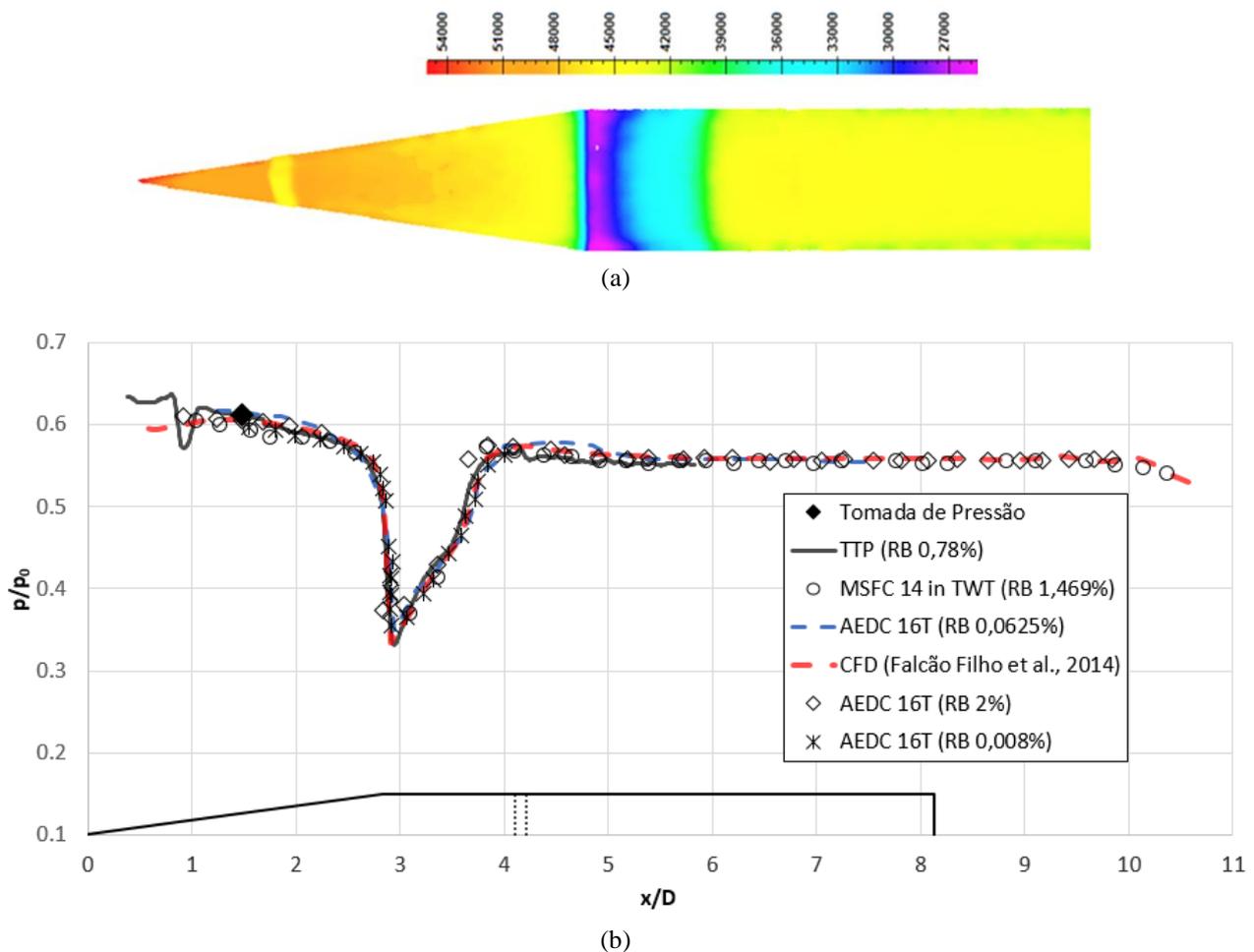


Figura 7. Resultados obtidos com o modelo 2 (razão de bloqueio RB 0,78%), no experimento 3, para as condições de M_∞ igual a 0,9508: (a) pressão estática sobre a superfície do modelo utilizando a técnica PSP, (b) comparações dos resultados experimentais e de simulação numérica (CFD) da distribuição de pressão.

A Figura 8 (a) apresenta o campo de pressão para o modelo 2 (razão de bloqueio 0,78%), para o experimento 4, com velocidade dada na entrada da seção de testes dada pelo número de Mach 1,0866, onde a região de expansão aparece mais definida, seguida de um aumento de pressão longo e gradual até atingir a pressão não perturbada p_∞ .

A Figura 8 (b) mostra comparação de resultados da distribuição de pressão na linha central do modelo, na direção longitudinal, onde se percebe, novamente, que a concordância não é tão boa entre eles, por ser supersônico, como foi discutido anteriormente. Na região do cone os resultados obtidos no TTP foram superiores, entretanto, foi bem caracterizada a expansão, $x/D \sim 3$, e a região de compressão até ao final. Quando comparado o resultado do TTP com o resultado com razão de bloqueio bem menor que do ensaio no TTP, que presume-se ser mais realista, acompanhando muito bem também a simulação numérica. De um modo geral as curvas apresentam boa concordância na parte final.

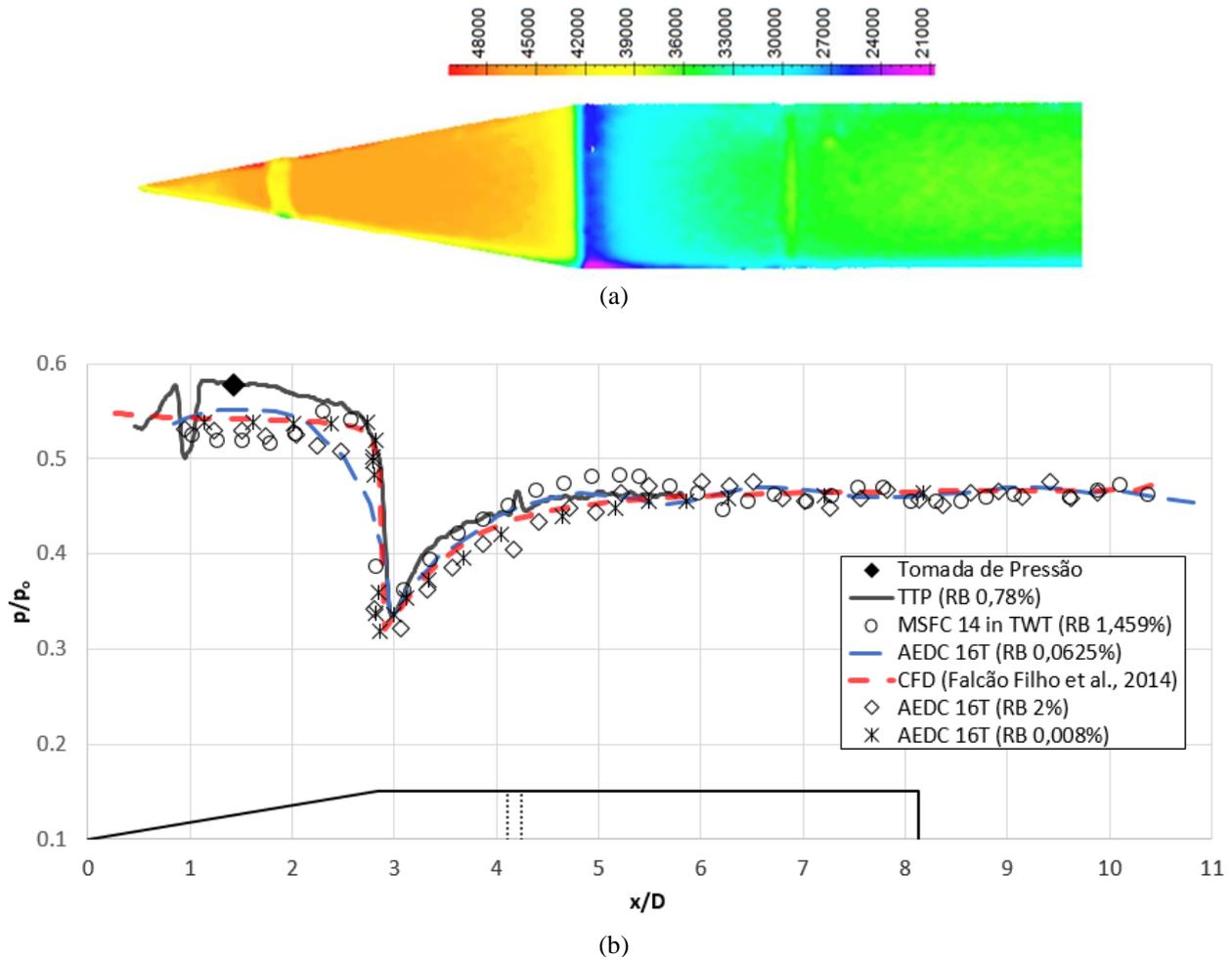


Figura 8. Resultados obtidos com o modelo 2 (razão de bloqueio RB 0,78%), no experimento 4, para as condições de M_∞ igual a 1,0866: (a) pressão estática sobre a superfície do modelo utilizando a técnica PSP, (b) comparações dos resultados experimentais e de simulação numérica (CFD) da distribuição de pressão.

São apresentados agora os resultados obtidos apenas dos experimentos realizados no TTP, para os três modelos com razões de bloqueio 0,42%, 0,78% e 2,03%, comparando-os entre si e com o resultado obtido com a simulação numérica.

Na Figura 9 a comparação é feita para número de Mach 0,95. A faixa de transição para os modelos não coincidiu, como pode ser visto pela perturbação inicial nas curvas de pressão. Isto porque a posição escolhida para sua colocação nos modelos 1, 2 e 3 foi de 10% do comprimento do modelo e como a esbelteza foi diferente entre os modelos, 8,50, 8,13 e 6,59 (ver Tab. 1), as posições adimensionais da colocação da faixa foram bem próximas para os modelos 1 e 2, mas para o modelo 3 a faixa foi posicionada mais próxima à ponta do modelo. Como a faixa de transição nos três modelos foram geradas da mesma forma e com as mesmas dimensões, seu efeito intrusivo, perturbação na pressão, foi mais significativo para o menor modelo e menos relevante para o maior modelo.

De um modo geral os resultados com os modelos 1 e 2 foram praticamente coincidentes, sendo o resultado do modelo 3 ligeiramente diferente, no cone até a expansão, embora a pressão mínima praticamente coincidiu com a pressão obtida através da simulação numérica apenas para o modelo 2. Com o modelo 3 não se atingiu a mesma pressão mínima provavelmente devido ao número de Mach obtido neste experimento ter sido inferior ao valor obtido com o modelo 2 (0,9383 para 0,9508 segundo Tab. 2). Por outro lado, isto não explica a razão do modelo 1 não ter atingido

este valor, mesmo que o número de Mach tenha sido o maior de todos (0,9556 ver Tab. 2). Mas pode haver outro motivo que é a pior resolução devido à dimensão do modelo. Este ponto será investigado posteriormente.

É muito interessante como a onda de choque após a expansão se modifica à medida que a dimensão do modelo aumenta, indicando que, à medida em que o número de Reynolds aumenta, o regime turbulento no local está mais definido e, conseqüentemente, o choque não ocorre mais em dois passos, como observado em choques em forma de lambda para camada limite laminar, mas ocorre perpendicularmente à parede do modelo. Este aspecto é muito importante porque a faixa de transição foi colocada nos três modelos para ter-se um comportamento turbulento em toda a região a partir da faixa. Entretanto, observa-se que no caso da interação onda de choque / camada limite, possivelmente há outros fatos que impedem um perfeito funcionamento da faixa. Uma possível explicação para o fato é que, na expansão forte sofrida após o cone haveria uma região com efeito de relaminarização do escoamento pela grande aceleração, forte gradiente favorável, que tende a estabilizar a camada limite. Desta forma, o efeito da faixa de transição não se estende através desta região. Este é um assunto para ainda ser aprofundado futuramente.

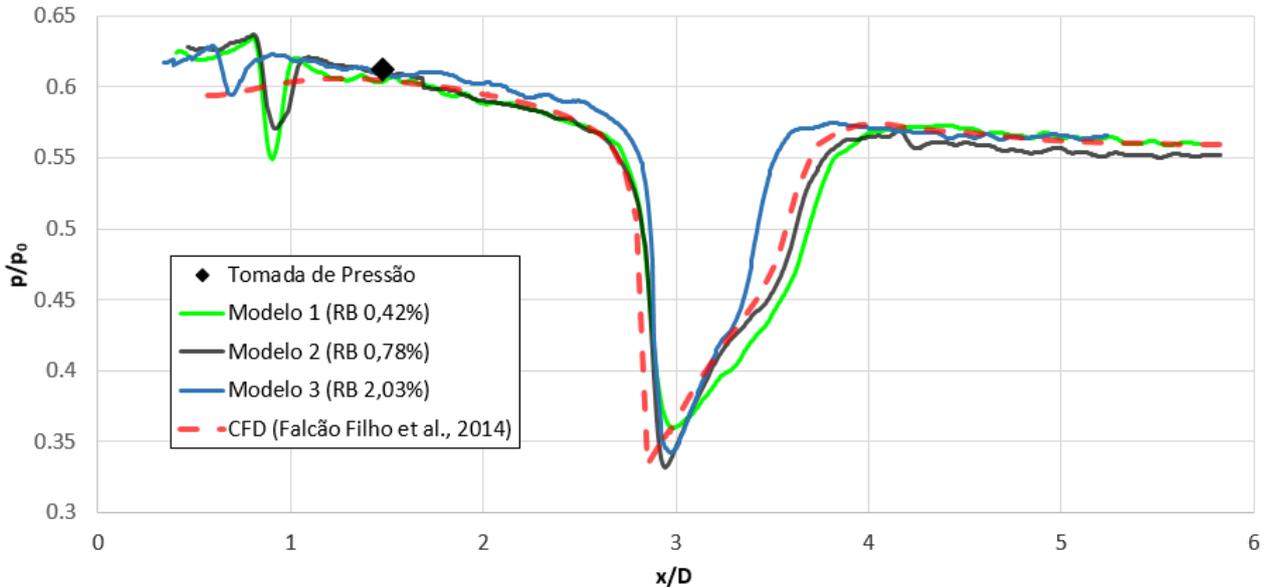


Figura 9. Resultados obtidos com os modelos 1, 2 e 3 no TTP para M_∞ da ordem de 0,95, e da simulação numérica para a configuração do modelo 2 em escoamento livre.

Este fato é bem ilustrado na sequência de imagens da Fig. 10 (Van Dyke, 1982), onde se percebe a mudança do pé da onda de choque em forma de lambda (com aumento de pressão em duas etapas) para o choque normal único. Os números de Reynolds na posição do choque na Fig. 9 para os três modelos foram 0,62, 0,84 e 1,34 milhões que confirma se tratar da mesma situação, com passagem do regime laminar para o turbulento, mas que ainda não se configura completamente o regime turbulento, como se pode verificar na Fig. 9 pela subida da pressão bastante sutil em 2 etapas. Fato curioso é que a simulação numérica, que considerou o modelo 2 num escoamento livre, e que naturalmente já prevê um regime turbulento pleno, se aproximou mais do resultado obtido com o modelo 1.

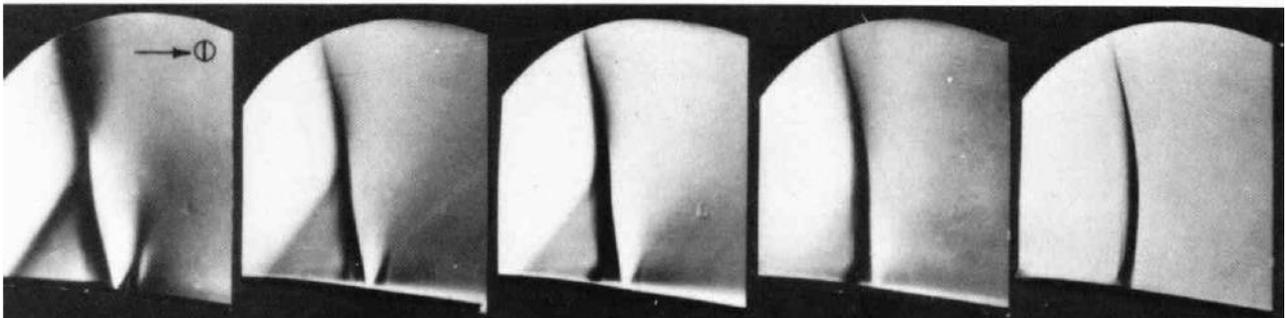


Figura 10. Sequência de imagens *Schlieren*, escoamento sobre placa curva para número de Mach 1,2, variando o número de Reynolds de 1,32 a 2,68 milhões, onde se verifica mudança do regime laminar para turbulento antes da onda de choque, fazendo desaparecer a perna oblíqua do choque lambda (extraído de Van Dyke, 1982).

Para número de Mach aproximadamente 1,1 os resultados para os modelos e a simulação numérica estão apresentados na Fig. 11. Para este caso os resultados já apresentaram discrepâncias tanto no cone quando na compressão

após a expansão até a recuperação da pressão. Nesta velocidade a intrusividade da faixa de transição se faz mais evidente e, para o modelo menor representou uma perturbação na pressão da ordem de 18% do valor médio local.

Os resultados parecem indicar algum problema de nível de pressão que pode ter sido ou por estabelecimento do número de Mach ou o ajuste de pressão no túnel para os três experimentos. Por outro lado, como visto nas Figs. 6 e 8, também houve discordância do mesmo tipo ou da mesma ordem quando das comparações incluindo outros túneis com modelos com outras razões de bloqueio.

Novamente aqui percebe-se que a simulação numérica concorda melhor com o resultado obtido com o modelo 1 enquanto os experimentos com os modelos 2 e 3 são mais coincidentes. Tanto na Fig. 9 quanto na Fig. 11, o resultado com o modelo 2 na região de compressão após a expansão apresentou oscilação que pode estar associada ao uso de filtragem de sinal.

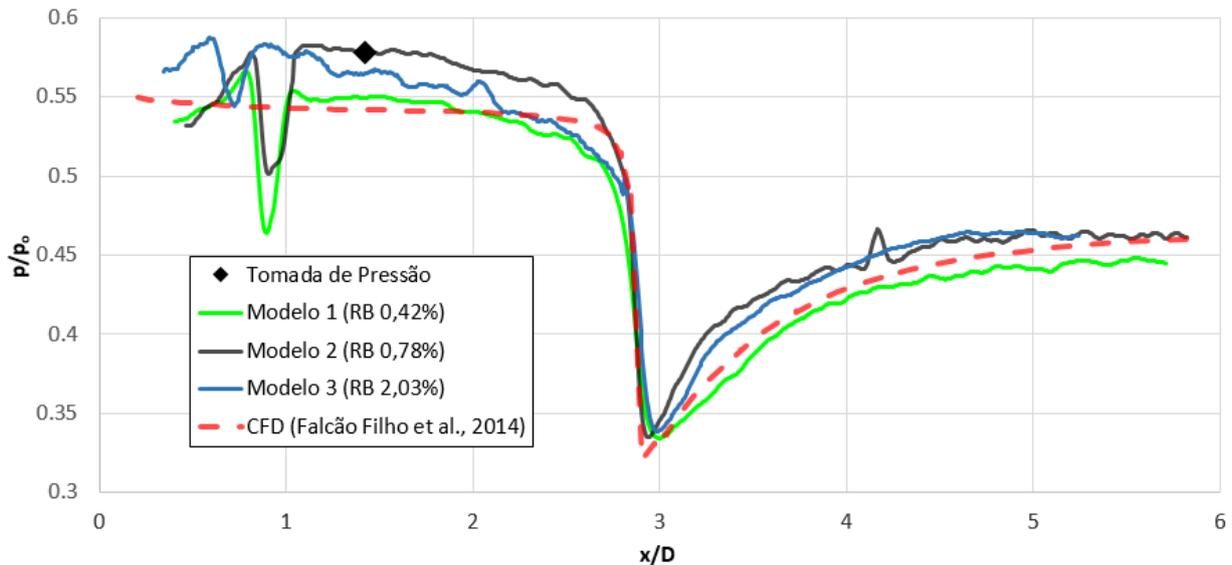


Figura 10. Resultados obtidos com os modelos 1, 2 e 3 no TTP para M_∞ da ordem de 1,10, e da simulação numérica para a configuração do modelo 2 em escoamento livre.

5. CONCLUSÕES

Neste trabalho foi apresentada uma análise experimental com modelos cone cilindro com três razões de bloqueio diferentes (0,42%, 0,78% e 2,03%). As medições foram realizadas no Túnel Transônico Piloto (TTP) do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE) para o regime de velocidade transônica utilizando a técnica sensível a pressão (PSP). Para o modelo 2 (razão de bloqueio 0,78%) uma tomada de pressão foi instalada na ogiva a fim de comparar as medidas obtidas pelo PSP e ser utilizada para corrigir possível erro de nível de pressão na curva.

Os resultados apresentados para número de Mach Nominal 0,95 estiveram plenamente de acordo com os resultados experimentais dos túneis *Marshall Space Flight Center (MSFC) 14-inch Trisonic Wind Tunnel (TWT)* e *Arnold Engineering Development Center (AEDC) 16-foot transonic Wind Tunnel (16T)* para modelos cone cilindro de 10° de meia abertura com diferentes razões de bloqueio. Os resultados obtidos também apresentam coerência com os resultados das simulações numéricas apresentadas por Falcão Filho *et al.* (2014). Para o modelo 2 as curvas obtidas pela técnica PSP demonstraram confiabilidade na metodologia adotada nos experimentos.

A distribuição de pressão obtida para o número de Mach Nominal igual a 1,1 também apresenta boa concordância quando comparada com resultados experimentais dos túneis acima citados e com os resultados obtidos a partir de simulação numérica, embora para o que para número de Mach igual a 0,95 tenha apresentado melhor concordância.

Diante dos resultados apresentados conclui-se que além do emprego correto das metodologias aqui apresentadas, com a utilização da faixa de transição e o emprego da técnica PSP, o TTP demonstra boa confiabilidade nos ensaios realizados na instalação, podendo ser comparados com túneis de vento altamente confiáveis localizados em importantes centros de pesquisa.

6. AGRADECIMENTOS

Os autores gostariam de agradecer a Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior (CAPES) através do projeto num. 20 Edital Pró-Estratégia 50/2011. O terceiro autor agradece também o CNPq através dos processos 308829/2015-8, Produtividade em Desenvolvimento Tecnológico e Extensão Inovadora – DT 2015, e 402233/2013-1.

7. REFERÊNCIAS

- Anderson, J. D. Jr., 2007, *Fundamentals of Aerodynamics*, 4th Edition, McGraw-Hill International Edition.
- Çengel, Y. A., Ghajar, A. J., 2012, *Transferência de Calor e Massa – uma abordagem prática*, Quarta Edição, McGraw-Hill.
- Da Mata, H. O., 2013, “Procedimento Experimental para Análise Aerodinâmica do Veículo Lançador de Microsatélite VLM-1,” Trabalho de Graduação, Instituto de Aeronáutica e Espaço, Divisão de Aeronáutica.
- Davis, J. W. and Graham, R. F., 1973, “Wind-Tunnel Wall Interference Effects for 20° Cone-Cylinder,” *Journal of Spacecraft*, Vol. 10, No. 10, October, 1973, pp 671-678.
- Dick, S. J., 2008, “Remembering the Space Age,” NASA publication, NASA SP-2008-4703, History Division, Washington, D. C.
- Falcão Filho, J. B. P., Avelar, A. C., Reis, M. L. C. C., 2009, “Historical Review and Future Perspectives for the PTT - IAE Pilot Transonic Wind Tunnel,” *Journal of Aerospace and Technology and Management*, ISSN 1984-9648, Vol. 1, No. 1, Jan-Jun 2009.
- Fox, R. W., 2014, *Introdução à Mecânica dos Fluidos*, Oitava Edição, GEN – Grupo Editorial Nacional, LTC – Livros Técnicos e Científicos Editora Ltda.
- Goffert, B., 2012, “Análise Numérica e Experimental de Escoamento Transônico sobre o Aerofólio NACA 0012 no Túnel Transônico Piloto do IAE,” Tese de Mestrado, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, Departamento de Aeronáutica.
- Liu, T., Sullivan, J.P., “Pressure and Temperature Sensitive Paints”, Springer-Verlag, New York, 2005.
- Pope, A., Goin, K. L., 1978, *High-Speed Wind Tunnel Testing*, John Wiley & Sons, Inc.
- Shearer, D. A., Vogt, G. L., 2011, “Rockets Educator’s Guide with Activities in Science, Technology, Engineering and Mathematics,” NASA publication, Editor Maury Solomon, Product Number EG-2011-11-223-KSC.
- Van Dyke, M., 1982, *An Album of Fluid Motion*, The Parabolic Press, Stanford, California, Department of Mechanical Engineering, Stanford University.
- Van Riper, A. B., 2004, “Rockets and Missiles:” from the series *The Life Story of a Technology*, Greenwood Press.
- Walter, U., 2004, “ETW – User Guide”, Revision A, Report N. ETW/D/95001/A, ETW-GmbH.

8. RESPONSABILIDADE AUTORAL

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo do material impresso incluído no seu trabalho.

EXPERIMENTAL ANALYSIS OF PRESSURE DISTRIBUTION ON A CONE-CYLINDER STANDARD MODEL

Layra Mendonça Silva, layramendonca@gmail.com¹
João Batista Pessoa Falcão Filho, jb.falcao filho@gmail.com²
Ana Cristina Avelar, anacristina.avelar@gmail.com²

¹Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA), Pça Marechal Eduardo Gomes, 50, CEP: 12228-901, São José dos Campos, São Paulo, Brasil.

²Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), Pça Marechal Eduardo Gomes, 50, CEP: 12228-904, São José dos Campos, São Paulo, Brasil.

Abstract. *The cone-cylinder model is a typical configuration of rockets, missiles and sounding vehicles. The study of physical phenomena characteristic of the flow in such vehicles is of extreme importance in the transonic regime, due to the existence of complexities, as shock-waves, expansion waves and the interaction between the shock-wave with the boundary-layer, which can be laminar or turbulent. This work shows results by using the cone-cylinder standard models with half angle of 10°, and with different blockage ratios related to the cross area of the test section (0.42%, 0.78% and 2.03%), obtained in the Pilot Transonic Wind Tunnel (TTP) from the Aerodynamic Division (ALA) of the Institute of Aeronautics and Space (IAE). TTP is scaled-down 1:8 from an industrial transonic facility, with a test section with dimensions 0.25 m x 0.30 m x 0.81 m, and with slotted walls with open area ratio of 5%. To acquire the pressure distribution over the model surface it was used the Pressure Sensitive Paint technique (PSP), which has excellent results in situations with high-pressure gradients. The model was prepared with transition strip to improve the similarity with large scaled models. By comparisons with results from other wind tunnels, it was pursued to prove the capacity of the installation, and of the methodology used, to reproduce the best possible way the conditions of a flow in a real scale at free flight. The results demonstrated good agreement with the theoretical and experimental results found in the literature.*

Keywords: *transonic flow, cone-cylinder model, PSP paint, experimental analysis, shock-wave.*