

ENSAIOS AERODINÂMICOS EM VÔO DO FOGUETE SUBORBITAL VS-40

André Luiz Pereira, Paulo Moraes Jr.
Centro Técnico Aeroespacial/Instituto de Aeronáutica e Espaço
Divisão de Sistemas Espaciais
12228-904 São José dos Campos-SP, Brasil, E-mail: andrel@iae.cta.br

RESUMO

O VS-40 é um foguete de sondagem de alto desempenho constituído por dois estágios propulsores, sendo desenvolvido pelo Instituto de Aeronáutica e Espaço do Centro Técnico Aeroespacial. A missão principal deste veículo é a de realizar vôos suborbitais de longa duração, para fins de atendimento de experimentos científicos e tecnológicos de microgravidade, e já foi lançado por duas vezes. O projeto aerodinâmico do VS-40 foi realizado utilizando *engineering calculation methods*. Ensaios aerodinâmicos em túnel de vento não foram feitos por limitação orçamentária e de tempo disponível para conclusão do projeto. No vôo do segundo protótipo do VS-40, foram feitas medições de pressões sobre a parte superior do veículo nos regimes de velocidades subsônica, transônica e supersônica, com o objetivo de obter dados para validação dos cálculos realizados. O artigo descreve as técnicas utilizadas para medição e aquisição de dados e discute os resultados obtidos em vôo.

Palavras-chave: Ensaios em vôo, Vôo suborbital, Medição de pressões, Aerodinâmica

1. INTRODUÇÃO

O VS-40, mostrado na figura 1, é um foguete de sondagem de alto desempenho constituído por dois estágios propulsores, desenvolvido pelo IAE-Instituto de Aeronáutica e Espaço do CTA-Centro Técnico Aeroespacial (Boscov, 1995). Este veículo, inicialmente desenvolvido para qualificar em vôo o quarto estágio propulsor do VLS-Veículo Lançador de Satélites (Boscov et all, 1990), já foi lançado por duas vezes. Atualmente objetiva-se qualificá-lo para um desempenho que possibilite um longo tempo de vôo suborbital tornando-o assim bem adequado a realização de experimentos científicos e tecnológicos sob condições de microgravidade.

O projeto aerodinâmico do VS-40, configurado por uma ogiva esférico-cônica, seguida de cilindros de seção circular, os quais formam os dois estágios propulsores, e acrescido de superfícies de estabilização na sua parte posterior, foi realizado utilizando *engineering calculation methods*. Dá-se a denominação "engineering methods" aos métodos de cálculo de resposta rápida, empregados em estimativas preliminares de coeficientes, no presente caso, aerodinâmicos. Tais métodos são baseados em formulações analíticas e/ou semi-empíricas, validados com resultados experimentais, e



Figura 1. Foguete de Sondagem VS40

portanto adequados ao uso para configurações que não exijam o uso de métodos numérico-computacionais mais elaborados. São largamente utilizados e referenciados como "engineering methods".. Ensaio aerodinâmicos em túnel de vento, de baixa e de alta velocidade, não puderam ser considerados tanto por questões de limitação orçamentária como de tempo disponível para conclusão do projeto.

No lançamento e vôo do segundo protótipo do VS-40, ocorrido em abril de 1998, foram feitas medições de pressões sobre a superfície da parte frontal do veículo, coifa (ogiva) e módulo de carga-útil, com o objetivo de obter dados para uma validação dos cálculos realizados com os métodos de engenharia ou mesmo simulações numéricas. As medidas em vôo foram tomadas nos regimes de velocidades subsônica, transônica e supersônica durante a fase de vôo atmosférico.

O presente artigo descreve as técnicas utilizadas para medição e aquisição de dados e discute detalhadamente os resultados obtidos em vôo.

2. PLANO DE MEDIDAS E INSTRUMENTAÇÃO

O plano de medidas em vôo é descrito detalhadamente em (Eleutheriadis, 1996), e considera medidas de pressão na superfície externa da parte alta do veículo, distribuídas conforme segue:

- 8 tomadas de pressão sobre a coifa e
- 5 tomadas de pressão sobre o módulo de carga-útil.

A figura 2 ilustra a distribuição solicitada para os pontos de medida de pressão

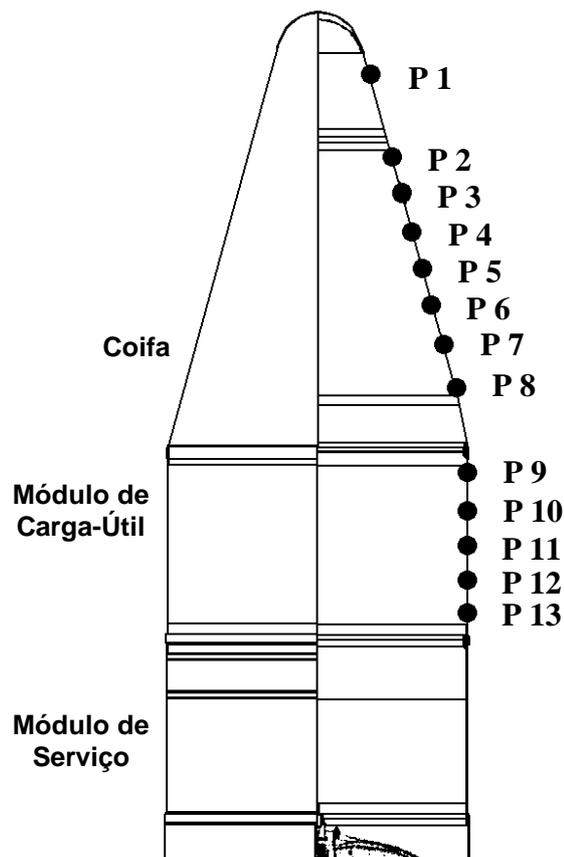


Figura 2. VS 40/ PT02: Localização das tomadas de Pressão.

Para bem especificar os transdutores de pressão utilizados no ensaio em vôo, foi necessário conhecer previamente os níveis de pressão que estariam atuando sobre a superfície do veículo, ao longo de sua trajetória ascendente, figura 3. Assim, considerou-se primeiramente uma trajetória nominal do veículo, determinando-se a altitude e a velocidade em função do tempo de vôo, e com estas as correspondentes pressões atmosféricas a partir de um modelo de uma atmosfera padrão (NASA, 1976), e o número de Mach, que denota a razão da velocidade do veículo sobre a velocidade do som na altitude na qual se encontra.

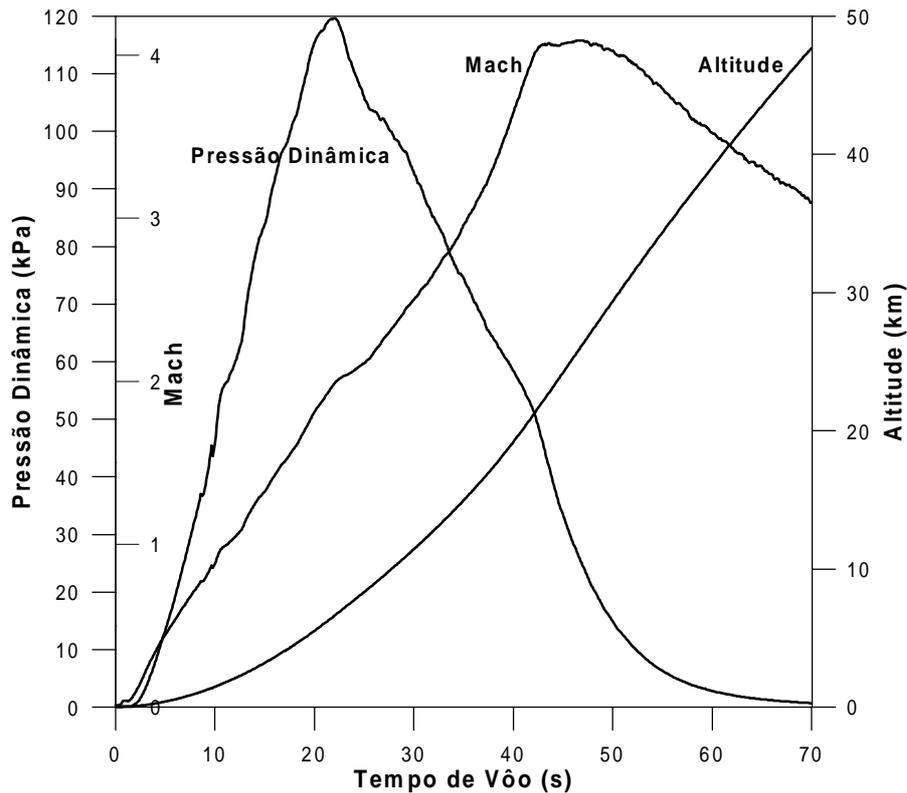


Figura 3. VS 40/ PT02: Parâmetros de Vôo

Para obter-se no entanto os valores esperados de pressão local, i.e sobre a superfície do veículo, fez-se necessário o uso de resultados de cálculos oriundos de simulações numérico-computacionais do escoamento sobre o veículo, para regimes transônico e supersônico, até a condição de máxima pressão dinâmica. A simulação numérico-computacional fez uso de uma formulação viscosa das equações de Navier-Stokes de camadas finas, acrescidas de um modelo de turbulência algébrico do tipo viscosidade de vórtice, apresentada e descrita em (Azevedo, 1996).

Conhecidos os valores a serem esperados, ao longo da trajetória, foram definidos pontos de interesse para as medidas a serem realizadas, de forma a caracterizar o escoamento ao longo de segmentos e junto às mudanças de geometria. Assim, foram especificadas as faixas de medidas para os sensores a serem colocados em cada ponto para a realização do ensaio aerodinâmico em vôo do foguete suborbital VS-40

Os transdutores de pressão utilizados para estas medidas foram do tipo Piezo-resistivo, com uma faixa de medida de 0 a 103,4 kPa (0 a 15 psi). O sinal de saída desses transdutores é linear e apresenta, para uma tensão de excitação de 5 VDC, um valor de 1,088 mV/Pa ou 112,5 mV para fundo de escala. Este sinal é levado a um amplificador que aplicará um ganho de 44,44 vezes, apresentando na saída um sinal na faixa de 0 a 5 V. O sinal amplificado é levado, então, para um Codificador de Telemetria (PCM) e transmitido para a estação de solo por radiofrequência, em Banda S (2275,5 MHz).

Uma vez selecionados os transdutores a serem utilizados, estes foram adquiridos e aferidos. A aferição dos transdutores foi feita no Laboratório de Confiabilidade Metrológica do IFI-Instituto de Fomento e Coordenação Industrial, do CTA-Centro Técnico Aeroespacial, seguindo procedimento próprio do laboratório (Siqueira, 1998). Tal procedimento define os equipamentos a serem utilizados, o processo de aplicação de cargas e a climatização do ambiente onde a aferição é realizada.

O processo de aferição é executado em Balança de Peso Morto, com Conjunto de Massas Padrão, tomando-se os valores de medida em carregamento e descarregamento, para garantir que não haja qualquer imperfeição do elemento sensor que possa provocar desproporcionalidade ou histerese consideráveis. Para ter-se a confiabilidade necessária à aferição, são tomados 10 pontos da escala, sendo: o valor inicial da escala, o fundo da escala e mais 8 pontos intermediários. Dessa forma, tem-se confirmado o coeficiente angular de cada transdutor e confirmada uma precisão melhor que 0,15% do fundo de escala, garantindo a precisão das medidas e irrelevância da propagação do erro sobre os coeficientes daí calculados.

Durante o vôo os dados são transmitidos e recebidos em solo por antena dedicada, esta acoplada ao Radar que monitora o movimento do veículo, armazenados em fita magnética e, concluído o vôo do veículo e aquisição dos dados, convertidos para unidades de engenharia, por modelos matemáticos, e disponibilizados para análise.

3. ANÁLISE DOS DADOS

Uma primeira análise dos dados obtidos mostrou ter havido um problema durante o vôo, interrompendo ou alterando a aquisição dos dados das medidas, 21,3 segundos após o lançamento. Tais alterações puderam ser observadas no *off set* (relevante salto do valor, alterando ou não o comportamento desta) apresentado em algumas das medidas e no comportamento de outras.

Com tal problema, as análises ficaram limitadas à consideração de um valor máximo do número de Mach igual a 1,8. Ainda assim, foi possível fazer-se a análise da passagem do veículo pelo regime transônico, que é de extrema importância para a avaliação de qualquer veículo espacial, bem como do início do regime supersônico.

Considerando a limitação imposta, a análise foi iniciada pelo *set up* (ajuste inicial) das cadeias de medição, pois as medidas de pressão não tiveram um mesmo valor inicial, o que poderia acarretar um mascaramento da distribuição das pressões ao longo do veículo, durante o vôo. Este problema exige um acerto dos valores, a partir da pressão atmosférica externa medida no instante do lançamento. Tal medição é feita 5 minutos antes deste evento.

A partir das pressões encontradas foram calculados os Coeficientes de Pressão (C_p), para cada ponto de medida do veículo e valores desejados do número de Mach.

O coeficiente de pressão C_p é calculado usando-se a equação:

$$C_p = \frac{P_x - P_\infty}{q_\infty} \quad (1)$$

onde

P_x = pressão local (Pa)

P_∞ = pressão atmosférica (Pa)

q_∞ = pressão dinâmica, $= \frac{1}{2} \rho_\infty \cdot V_\infty^2 = \frac{2}{\gamma \cdot M_\infty^2} \left(\frac{P_x}{P_\infty} - 1 \right)$ (Pa)

γ = constante adimensional, $= \frac{c_p}{c_v}$

c_p = calor específico a pressão constante

c_v = calor específico a volume constante

No cálculo da Pressão Dinâmica, ρ é a massa específica do ar, dada em kg/m^3 ; V é a velocidade do veículo, dada em m/s ; M é o Número de Mach e P é a pressão, dada em Pa. O índice subscrito x indica a propriedade tomada no ponto de medida e ∞ indica propriedade tomada no escoamento não perturbado.

A distribuição do coeficiente de pressão C_p é representada sobre um comprimento adimensional, expresso por X/L onde X é a posição do ponto, a partir da ponta da ogiva, e L é o comprimento total do veículo. Isto é feito, tanto na representação dos resultados experimentais como em cálculos e simulações computacionais, permitindo uma similaridade referencial para comparações, desde que seja observada a similaridade geométrica entre as configurações em estudo.

A determinação dos valores do C_p foi feita a partir dos dados obtidos experimentalmente, nos 13 pontos de medidas, da trajetória real do veículo e de valores obtidos de tabelas de atmosfera padrão, para o número de Mach M variando de 0,7 a 1,8.

4. ANÁLISE DOS RESULTADOS

Os resultados obtidos são apresentados a seguir em gráficos, figuras 4, 5 e 6, na forma de distribuição do coeficiente de pressão local ao longo da superfície do segmento superior do veículo, para números de Mach variando de 0,7 a 1,8.

Para o regime de velocidades subsônicas com $0,7 \leq \text{Mach} < 1,0$, figura 4, observa-se dos resultados que o coeficiente de pressão varia acompanhando as características de escoamento sobre cada segmento geométrico da configuração. Portanto, apresenta pequena variação sobre o segmento cônico, forte expansão na junção cone-cilindro, e acentuada recuperação da pressão sobre o segmento cilíndrico. Observa-se também das distribuições apresentadas na figura 4 que para número de Mach igual a 0,8 e 0,9, fenômenos transônicos já se fazem presentes, o que sinaliza a formação de uma região de escoamento supersônico no início do segmento cilíndrico. Esta região supersônica é posteriormente fechada por uma onda de choque de média intensidade. Esta constatação é comprovada pelos valores de $C_p = -0,44$, para $M = 0,8$ e de $C_p = -0,19$, para $M = 0,9$ os quais, sendo alcançados, indicam o estabelecimento de velocidade sônica, $M = 1,0$, sobre a superfície da configuração, nas respectivas posições.

Na figura 5 tem-se a distribuição de pressões para velocidades em regime de baixo supersônico, $1,1 \leq \text{Mach} \leq 1,4$. Embora tenha-se aqui um regime de velocidades transônicas, as distribuições de pressão mostradas não indicam a existência de ondas de choque localizadas, flutuação de pressão, etc., que bem caracterizam tais tipos de escoamento.

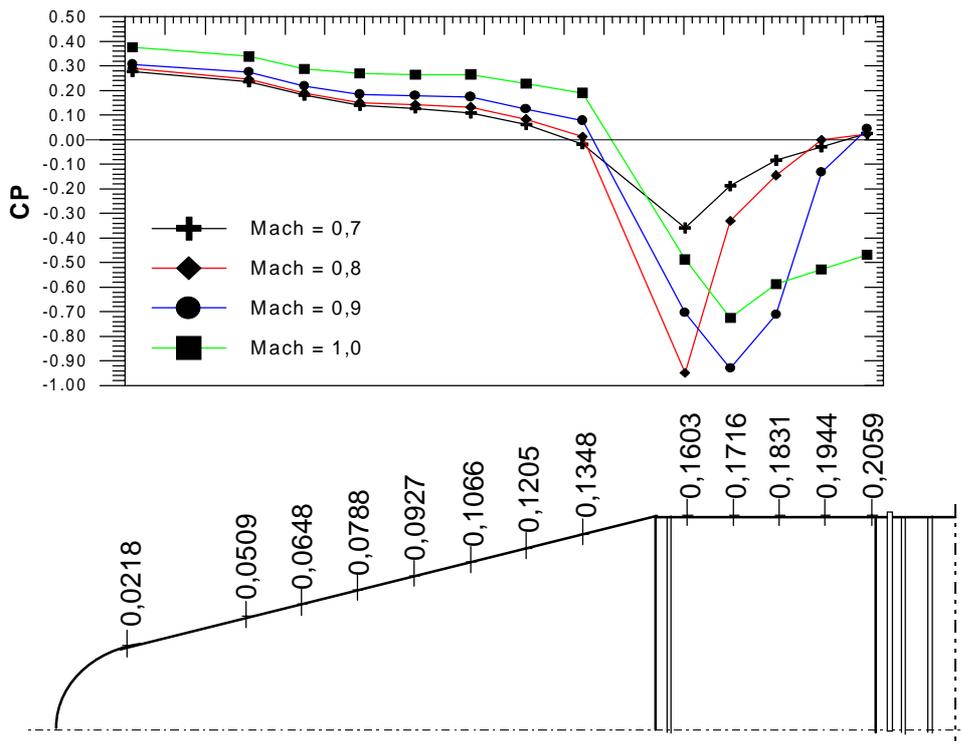


Figura 4. Distribuição do Coeficiente de Pressão para $0,7 \leq \text{Mach} \leq 1,0$.

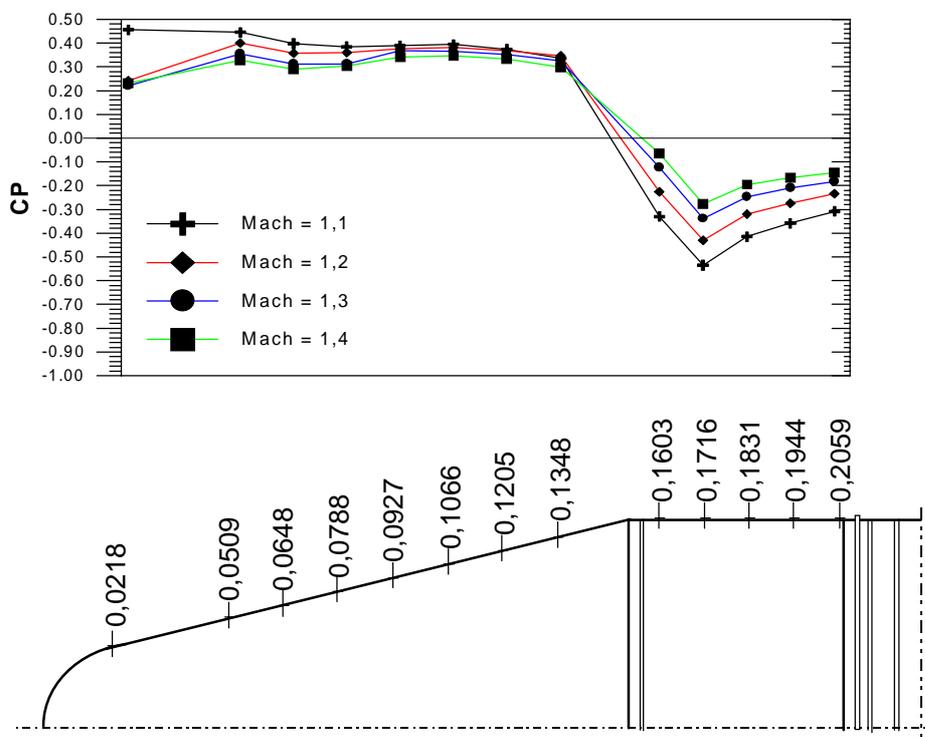


Figura 5. Distribuição do Coeficiente de Pressão para $1,1 \leq \text{Mach} \leq 1,4$.

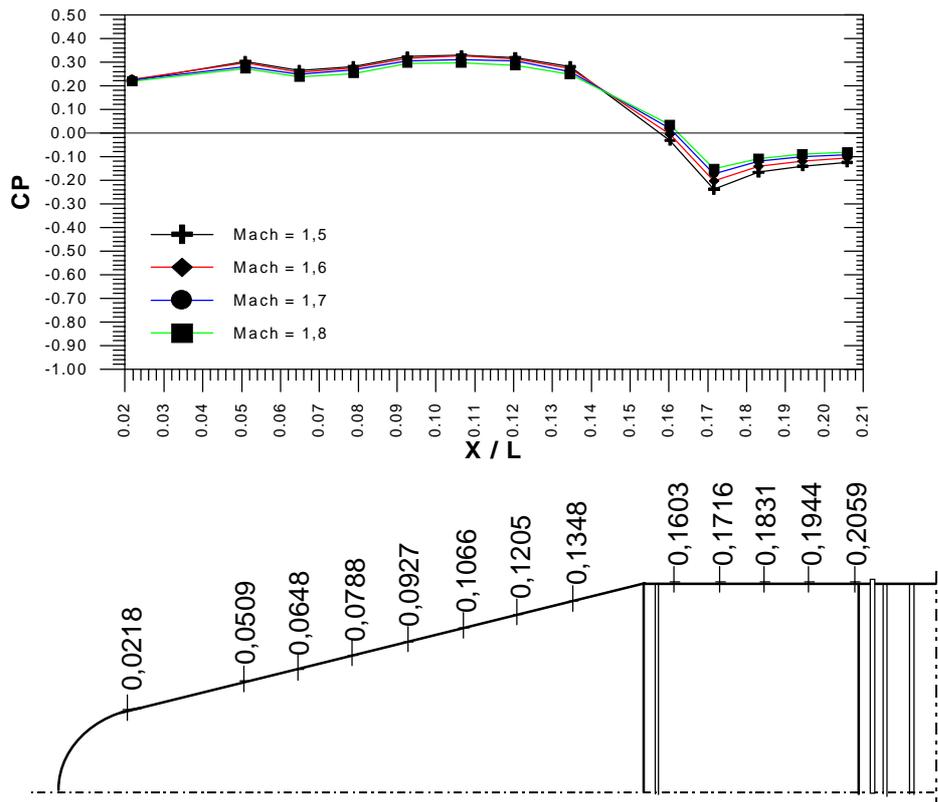


Figura 6. Distribuição do Coeficiente de Pressão para $1,5 \leq \text{Mach} \leq 1,8$.

As distribuições apresentadas na figura 6 denotam escoamentos tipicamente supersônicos. Observa-se uma lenta e gradual recuperação da pressão para valores iguais a da pressão do escoamento não perturbado, embora a recuperação só deva ocorrer, para geometrias similares, a uma distância de 6 a 8 diâmetros da calota esférica, contados a partir do nariz do veículo.

É ainda importante ressaltar que a obtenção detalhada da distribuição de pressões sobre a superfície do veículo não é só de importância para validação de cálculos e simulações numérico-computacionais, mais também encontra aplicação no dimensionamento estrutural dos segmentos do veículo, principalmente quando considerado que sobre sua estrutura (casca), e se não houver equalização entre as pressões externa e do interior da coifa, um alto diferencial de pressão se estabelecerá.

5. CONCLUSÕES

Com o objetivo de adquirir dados para validação de cálculos e de simulações numérico-computacionais de escoamentos de alta velocidade sobre configurações de foguetes de sondagem e de veículos similares, foi feita a aquisição de pressões sobre o segmento superior do foguete de sondagem VS40, durante o vôo do seu segundo protótipo.

As pressões foram adquiridas durante o vôo atmosférico do veículo, em sua trajetória ascendente, nos regimes de velocidades subsônica, transônica e supersônica.

Os resultados mostraram que a técnica e os sensores utilizados para as medidas foram adequados para os regimes de velocidades e condições de vôo. Além de permitir agora a validação de resultados obtidos por meio de cálculos de engenharia ou através de simulações numérico-computacionais, as pressões, distribuídas ao longo do segmento superior do veículo, servirão também para uma mais precisa e detalhada análise estrutural deste segmento. É

importante salientar que o regime de vôo coberto, especificamente no que diz respeito as velocidades transônicas, representa o instante de maior sollicitação estrutural de um foguete de sondagem da classe do VS40.

6. REFERÊNCIAS

- Azevedo, J. L. F. et al., 1996, "Distribuições de Pressão para Segmento Superior do VS-40/PT-02", Nota Técnica NT-115/ASE-N/96, CTA/IAE, São José dos Campos-SP, Brasil, Ago 96
- Boscov, J., 1995, "Les Fusées Sondes pour le Programme Spatial Bresilien", 12th ESA Symposium on Rocket and Balloon Programs & Related Research, Lillehamer, Norway, 458p.
- Boscov, J. , Moraes, P. Jr., et al., 1990, "Development Status of the Brazilian VLS Satellite Launcher Program", 17th International Symposium on Space Technology and Science, Tokyo, Japan.
- Eleutheriadis, A., 1996, "VS-40/PT-02. Plano de Medidas em Vôo", Nota Técnica NT-119/ASE-N/96, CTA/IAE, São José dos Campos-SP, Brasil, Out 96
- NASA, NOAA, USAF, 1976, "U.S. Standard Atmosphere, 1976", NASA, Washington, EUA
- Siqueira, A. J. A., 1998, "Calibração de Transdutores de Pressão", Procedimento Interno PI/FCM-7025, CTA/IFI, São José dos Campos-SP, Brasil, Out 96