



VI CONGRESSO NACIONAL DE ENGENHARIA MECÂNICA  
VI NATIONAL CONGRESS OF MECHANICAL ENGINEERING  
18 a 21 de agosto de 2010 – Campina Grande – Paraíba - Brasil  
August 18 – 21, 2010 – Campina Grande – Paraíba – Brazil

## ANÁLISE NUMÉRICA BIDIMENSIONAL DO ESCOAMENTO EM MODELO DE VEÍCULO DE SONDAGEM

Maycol Marcondes Vargas, myl\_vargas@hotmail.com<sup>1</sup>  
João Batista Pessoa Falcão Filho, jb.falcao@ig.com.br<sup>2</sup>

<sup>1</sup>UNITAU – Universidade de Taubaté, Rua Daniel Danelli s/n, Jardim Morumbi, Taubaté, 12060-440

<sup>2</sup>Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA), Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), Divisão de Aerodinâmica (ALA), Pça. Marechal Eduardo Gomes, 50, CEP: 12228-904, São José dos Campos, São Paulo

**Resumo:** Atualmente está sendo realizada uma campanha de ensaios aeronáuticos com o veículo de sondagem Sonda III no Túnel Transônico Piloto (TTP) do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE) para investigação dos parâmetros aerodinâmicos do veículo. É bastante comum, e de grande importância, o uso de cálculos teóricos em apoio na compreensão dos resultados experimentais. Através de análises comparativas podem ser determinadas as regiões sobre o modelo que apresentem maiores gradientes de propriedades, identificando a existência de ondas de choque/expansão etc. A previsão do campo de escoamento é de grande importância, inicialmente, para a determinação das regiões nas quais serão concentradas as tomadas de pressão no modelo, e depois, para se estimar os principais parâmetros de controle do túnel, desde a especificação inicial dos ensaios, como também durante os ajustes na operação do túnel empregados visando a um melhor gerenciamento da sequência de ensaios. Assim, foi empregado um código numérico para a resolução das Equações de Euler, desenvolvido em diferenças finitas centradas, num algoritmo implícito ADI (“Alternating Direction Implicit”), aplicado a um sistema de coordenadas curvilíneas generalizadas bidimensional, com marcha no tempo usando aproximação de Euler de primeira ordem. O código baseia-se no algoritmo diagonal proposto por Pulliam e Chaussee fazendo uso de viscosidade artificial espectral que lhe garante boa capacidade na captura das ondas de choque. O trabalho descreve as principais características do código empregado (discretização, malha computacional, condições iniciais e de contorno) e os principais testes empregados para os procedimentos de verificação e de validação. Finalmente, são apresentados os resultados obtidos para o modelo do Sonda III, na faixa de velocidade de número de Mach 0,8 a 1,4, com ângulos de ataque variando de 0 a 10 graus. A análise dos resultados aponta para as principais regiões de interesse, em termos de gradiente de pressão e da presença de ondas de choque/expansão, para orientar a colocação de tomadas de pressão sobre a superfície do modelo a ser ensaiado no túnel de vento.

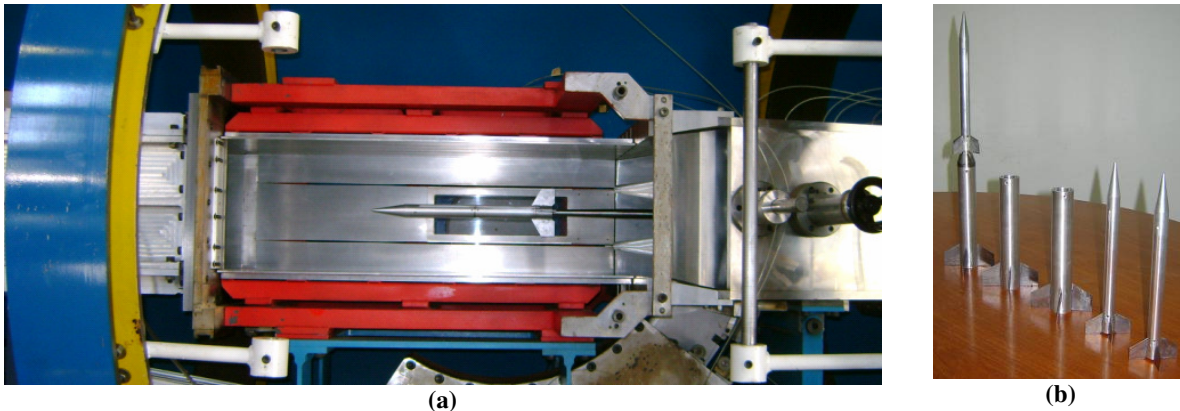
**Palavras-chave:** Equações de Euler; Cálculo Numérico; Veículo de Sondagem; Escoamento Transônico

### 1. INTRODUÇÃO

É cada vez mais necessária a utilização de resultados obtidos em códigos desenvolvidos em CFD (sigla em inglês para “Computational Fluid Dynamics”), que são ferramentas de apoio à pesquisa na área aeronáutica, otimizando a realização de experimentos, com redução de tempo e custo. Kutler (1985) já liderava um grupo de pesquisa da NASA (“National Aeronautics and Space Administration”) no desenvolvimento de programas computacionais para a simulação numérica do escoamento real em torno de veículos aeroespaciais. Já era apontada a relevância do uso de CFD comparado com os métodos analíticos e a experimentação, embora houvesse grandes desafios a serem vencidos, que continuam a chamar a atenção da comunidade científica hoje: geração de malhas, modelagem da turbulência, capacidade de computação e metodologias de solução. A Embraer pode ser citada como exemplo dessa evolução natural do uso de CFD no desenvolvimento de seus projetos (Resende, 2004) que começou com o EMB-110 Bandeirante a empregar métodos empíricos na investigação teórica. Passou-se por uma evolução contínua dos projetos e das ferramentas de cálculo computacional, até chegar à família dos jatos EMBRAER 170, para os quais vários métodos específicos foram empregados a cada parte analisada da aeronave: método de Euler multi-componente com correção devido à presença da camada limite para análise e projeto da configuração do perfil transônico, método potencial 3D para análise da asa, método dos painéis 3D para o projeto do pylon/nacele, “slat” e flapes, e método 3D Euler/Navier Stokes para análise do conjunto asa-pylon-nacele e para o projeto do “winglet”. Na área de espaço, o IAE tem desenvolvido trabalhos significativos em CFD em seus projetos, desde há muito tempo, como é o caso de Azevedo (1988), que investigou a estabilidade aeroelástica de um veículo de lançamento típico em vôo transônico utilizando aproximação de camada fina para as equações RANS (“Reynolds-Averaged Navier-Stokes”) com uso de modelo algébrico de turbulência de Baldwin e Lomax – modelo algébrico em duas regiões (Anderson *et al.*, 1984).

Presente em todo esse período de evolução das aplicações em CFD, destacam-se ainda as análises de situações em escoamento confinado, por exemplo em túneis de vento, que são utilizadas como apoio nas investigações dos fenômenos físicos e nas correções de parâmetros medidos. Murman (1972) apresentou um método para determinação dos efeitos de interferência devido às paredes da seção de testes de túneis sobre as características de sustentação em perfis transônicos, aplicando-o ao perfil NACA 0012. König *et al.* (2008) estudaram a redução de arrasto devido ao controle de protuberâncias sobre perfis, por meio de experimentos no Túnel Transônico de Göttingen e de resultados de cálculos numéricos em CFD do escoamento na seção de testes do túnel, visando determinar a influência da presença das paredes sobre o desempenho das protuberâncias.

O TTP (Túnel Transônico Piloto) do IAE (Instituto de Aeronáutica e Espaço) está realizando, durante os anos de 2007 a 2010, uma campanha de ensaios com o veículo de sondagem Sonda III – veículo de pesquisa com 2 estágios e de grande representatividade em testes de micro-gravidade. O conhecimento experimental de suas principais características aerodinâmicas será obtido utilizando-se modelos com diversas configurações possíveis de montagem. A Figura 1 (a) mostra o modelo do segundo estágio em escala 1:11 instalado na seção de testes do TTP durante a realização dos ensaios de medidas de parâmetros aerodinâmicos, nos quais variou-se o ângulo de ataque de  $-10^\circ$  a  $+10^\circ$  e o número de Mach, de 0,3 a 1,0. A Figura 1 (b) mostra o modelo completo em escala 1:20, com possibilidade de montagem para diversas configurações de ângulo das empenas do primeiro e do segundo estágios.



**Figura 1. (a) Modelo do segundo estágio do Sonda III instalado na seção de testes do TTP; (b) Modelo completo do Sonda III para diversas configurações de ângulo das empenas do primeiro e segundo estágios ( $0^\circ$ ,  $2,5^\circ$  e  $5^\circ$ ).**

O TTP é um túnel em circuito convencional fechado, pressurizado de 0,5 bar a 1,2 bar, com faixa de número de Mach de 0,2 a 1,3. Sua seção de testes tem área de  $0,30\text{ m} \times 0,25\text{ m}$ , e os modelos do segundo estágio e completo, em suas escalas, apresentam razão de bloqueio de 0,81%. O túnel, acionado continuamente por um compressor principal de dois estágios com 830 kW de potência, tem controles automáticos de velocidade, pressão de estagnação, temperatura de estagnação e umidade, garantindo o correto ajuste dos números de Mach e de Reynolds na seção de testes. Além disso, o túnel opera intermitentemente com um sistema de injeção que opera em ação combinada com o compressor principal, estendendo o envelope operacional com a mesma potência instalada (Falcão Filho e Mello, 2002).

Durante a campanha de ensaios, modelos com tomadas de pressão também serão empregados para investigação do escoamento em torno do mesmo, em regiões de maior interesse. Essas tomadas são ligadas por meio de tubos plásticos capilares aos sensores de pressão que estão localizados fora do circuito do túnel, e que transmitem os sinais elétricos a um micro-computador que monitora as leituras. Dependendo do número de tomadas a serem utilizadas, a preparação desses modelos pode ser uma tarefa muito difícil. Assim, faz-se uso de simulação numérica em CFD para determinação das regiões de maior interesse para a colocação das tomadas de pressão, otimizando o projeto e a fabricação dos modelos. Procurou-se definir as regiões sobre o modelo nas quais sejam observados os maiores gradientes de pressão para todas as faixas de número de Mach e ângulos de ataque a serem utilizadas nos experimentos em túnel.

Tem sido desenvolvido no TTP uma linha de pesquisa para cálculos em CFD para apoiar as atividades do túnel, otimizando o planejamento de execução dos ensaios, como também auxiliando na compreensão dos fenômenos físicos presentes e sugerindo correções aos efeitos presentes na seção de testes, como a presença das paredes, “sting” etc. Para isto, a simulação através das Equações de Euler é adequada, permitindo a determinação dessas regiões com precisão e com baixo custo computacional. O presente trabalho mostra as principais características do código empregado, os detalhes da aplicação ao modelo completo do veículo de sondagem Sonda III (malha empregada e condições de contorno) e os principais resultados com as definições das regiões para colocação das tomadas de pressão.

## 2. MODELO MATEMÁTICO – SIMULAÇÃO NUMÉRICA

As Equações de Euler escritas em coordenadas curvilíneas generalizadas no campo bidimensional, e na forma conservativa, são dadas na forma matricial por (Anderson *et al.*, 1984)

$$\frac{\partial Q}{\partial \tau} + \frac{\partial E}{\partial \xi} + \frac{\partial F}{\partial \eta} = 0, \quad (1)$$

e, o vetor de variáveis conservadas é dado por

$$Q = J^{-1} [\rho \quad \rho u \quad \rho v \quad e], \quad (2)$$

onde  $\rho$  é a massa específica,  $u$  e  $v$  são as componentes cartesianas de velocidade e  $e$  é a energia total. Os vetores de fluxo não viscosos são expressos por

$$E = J^{-1} \begin{bmatrix} \rho U \\ \rho u U + p \xi_x \\ \rho v U + p \xi_y \\ (e + p)U - p \xi_t \end{bmatrix}, \quad (3)$$

$$F = J^{-1} \begin{bmatrix} \rho V \\ \rho u V + p \eta_x \\ \rho v V + p \eta_y \\ (e + p)V - p \eta_t \end{bmatrix}, \quad (4)$$

onde  $p$  é a pressão estática. Adotando-se a hipótese do gás perfeito, onde  $\gamma$  é a razão entre os calores específicos a pressão constante e a volume constante, a pressão pode ser expressa por

$$p = \rho (\gamma - 1) \left[ \frac{e}{\rho} - \frac{1}{2}(u^2 + v^2) \right]. \quad (5)$$

O sistema de coordenadas curvilíneas generalizadas é definido tal que  $\xi$  é a direção longitudinal e  $\eta$  a direção transversal, representadas no código desenvolvido pelos índices  $i$  e  $j$ , respectivamente. Este sistema de coordenadas é obtido do sistema cartesiano  $(x, y)$  por meio das relações:

$$\tau = t, \quad (6)$$

$$\xi = \xi(t, x, y), \quad (7)$$

$$\eta = \eta(t, x, y), \quad (8)$$

cujo jacobiano da transformação é dado por

$$J = (x_\xi y_\eta - x_\eta y_\xi)^{-1}. \quad (9)$$

Os componentes contravariantes de velocidade são definidos por:

$$U = \xi_t + \xi_x u + \xi_y v, \quad (10)$$

$$V = \eta_t + \eta_x u + \eta_y v. \quad (11)$$

## 2.1. Implementação Numérica

O código desenvolvido foi obtido a partir do método implícito de fatorização aproximada em direções alternadas (ADI – “Alternating Direction Implicit”) proposto por Beam e Warming (1978), cujas derivadas espaciais são aproximadas por esquema centrado de segunda ordem de precisão, e a marcha no tempo pelo método de Euler implícito de primeira ordem de precisão. Visando o aperfeiçoamento, com redução do custo computacional, o código foi adaptado para seguir o algoritmo diagonal de Pulliam e Chaussee (1981), cuja modificação mantém as características de estabilidade e exatidão para aplicações em regime permanente. Normalmente os esquemas centrados são estáveis somente com o uso de dissipação artificial, mas isto dificulta a captura de descontinuidades no escoamento, como ondas de choques, especialmente com uso de esquemas de dissipação artificial simples, com ocorrência de oscilações antes e

depois da passagem pelo choque. Para obter uma melhor precisão na captura do choque, utilizou-se uma estratégia de dissipação artificial não linear mais sofisticada, baseada no raio espectral (Pulliam, 1986, Mello, 1984, Falcão Filho e Ortega, 2008). Observou-se que o desempenho do código na captura do choque foi praticamente como o observado em esquemas “upwind”.

## 2.2. Verificação e Validação do Código

Os procedimentos de verificação e validação dos códigos em CFD têm passado por sucessivos melhoramentos nas últimas 4 décadas. O grande ganho no assunto tem sido uma compreensão mais definida e a distinção entre os procedimentos de verificação, que está associada à idéia de garantir que as equações estejam sendo resolvidas corretamente, e de validação, associada à idéia de garantir que estejam sendo resolvidas as equações corretas para o problema físico. Um trabalho destacado no assunto é o de Oberkampf e Trucano (2002) que aponta meios para determinar a ordem do método e traz uma descrição detalhada dos principais trabalhos desenvolvidos até à época. Mais recentemente, a ASME (2008) (“American Society of Mechanical Engineering”) elaborou um guia para servir de orientação nos procedimentos de verificação e validação de códigos em CFD. O conceito de que não é possível ter-se um código verificado e validado para uma classe de problemas é algo relativamente novo na comunidade científica, que constata agora a necessidade de se obter valores numéricos que garantam a qualidade das soluções obtidas, dentro de uma dada precisão, para cada problema em particular (Roache, 2009).

Com esta motivação, alguns procedimentos de verificação para a simulação numérica do escoamento sobre o Sonda III foram realizados, como a determinação da ordem do método e a análise de refinamento da malha. A determinação da ordem de precisão da solução numérica é fundamental para a confiabilidade dos resultados obtidos. Pode-se avaliá-la pela comparação dos erros de duas simulações, utilizando malhas com diferentes resoluções, em relação a uma solução analítica (exata). Quando não é possível obter a solução exata, pode-se empregar a solução numérica com refinamento reconhecidamente suficiente. Para cada malha ( $h$ ), calcula-se o erro ( $err$ ) em pontos do domínio empregando a expressão:

$$err(h) = | \text{valor exato} - \text{valor numérico encontrado} | . \quad (12)$$

A partir dos erros relativos a duas malhas com diferentes espaçamentos,  $h_1$  e  $h_2$ , a expressão que fornece a ordem do método é dada por (Oberkampf e Trucano, 2002):

$$O = \log \left[ \frac{err(h_1)}{err(h_2)} \right] / \log \left[ \frac{h_1}{h_2} \right] . \quad (13)$$

Como o método adotado no código empregado, em princípio, é de ordem de precisão espacial 2, isto significa que, se ao aumentar o refinamento da malha reduzindo-se o espaçamento em 2 vezes, por exemplo, os erros nas mesmas posições deverão apresentar redução de 4 vezes.

Alguns procedimentos de validação também foram executados. Uma vez que o código numérico disponível foi desenvolvido para o campo bidimensional e o Sonda III tem geometria eminentemente tridimensional, foi realizada uma simulação com o míssil de pesquisa da NACA, o RM-10 (“Research Missile”), para o qual tem-se resultados experimentais em túnel de vento (no campo tridimensional) (Luidens e Simon, 1950, Perkins *et al.*, 1951). Desta forma foi possível estimar o erro cometido na avaliação dos gradientes de pressão entre as aproximações bidimensional (numérica) e tridimensional (experimental). Embora os erros encontrados tenham sido relativamente grandes, considera-se que esta aproximação atende a aplicação final pretendida com o código, que é a definição das regiões de maiores gradientes para alocação das tomadas de pressão.

## 2.3. Colocação do Problema

O cálculo numérico foi aplicado ao modelo real do Sonda III completo na condição de escoamento livre, mas com a presença do “sting” de fixação. Esta condição inicial representa o primeiro passo na aproximação para o problema do modelo instalado na seção de testes do TTP, com a influência das paredes semi-abertas do túnel com fluxo de massa através das mesmas, que será objeto de desenvolvimentos futuros. As condições da velocidade do escoamento livre vão desde a faixa disponível para ensaios no TTP, números de Mach de 0,2 a 1,3, chegando a valores acima desses, até número de Mach 1,4, com o propósito de verificar se há uma variação expressiva nas regiões de interesse, uma vez que o modelo pode vir a ser ensaiado em outro túnel. Os ângulos de ataque investigados foram até 10°.

### 2.3.1. Malha Computacional

A partir do desenho de projeto do modelo do Sonda III completo, que tem comprimento total de 0,39 m (Fig. 2) com escala de 1/20 do veículo real, foi elaborada uma malha bidimensional em diferenças finitas, composta por duas partes, justapostas na linha de centro do modelo. Por se tratar de aproximação bidimensional, não foram representadas

na malha as aletas diretoras, instaladas na parte traseira e na região de acoplamento entre o primeiro e o segundo estágios, nem os trilhos de cablagens presentes no segundo estágio. A geometria do bico da ogiva, que apresenta um raio de contorno muito pequeno (1/22 do diâmetro do segundo estágio), também foi simplificada por trechos retos, não causando impacto expressivo na distribuição de pressões ao longo da fuselagem do modelo, e assim evitou-se aumentar a complexidade da malha, com um acúmulo de pontos muito grande na linha de centro do modelo.

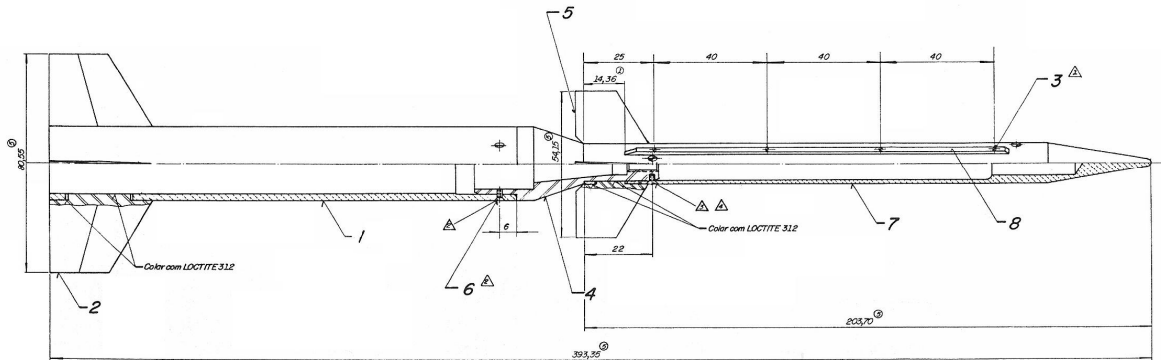


Figura 2. Desenho de conjunto do modelo do Sonda III completo, em escala 1/20 do veículo real.

A malha elaborada representa o modelo do Sonda III no escoamento livre. Numa simulação futura pretende-se representar as paredes da seção de testes do túnel, com a peculiar característica de extração de massa através das mesmas. A Figura 3 mostra a malha completa com  $440 \times 70$  pontos e detalhes de algumas regiões importantes. Houve uma concentração maior de pontos nas proximidades das fronteiras sólidas e nas regiões onde se esperam os maiores gradientes de propriedades: na região da ogiva, na seção de transição entre o primeiro e o segundo estágios, e no acoplamento do modelo com o “sting”, com o propósito de melhorar a precisão do cálculo. Na direção transversal, o primeiro ponto de cálculo está a  $1,4 \times 10^{-3}$  m da fronteira sólida, com alongamento de malha de 5%. Na direção longitudinal, a menor distância entre pontos foi de  $1,6 \times 10^{-3}$  m, com alongamentos entre 5% e 11% nas regiões da ogiva, seção de transição e traseira do modelo. Na traseira do modelo foi adotada outra simplificação na malha desenvolvida. A montagem do modelo no túnel é tal que a fronteira traseira faz um ângulo reto com o alinhamento do “sting”, mas na malha desenvolvida este ângulo foi de 23°. Foi adotada esta aproximação por não causar grande influência nas regiões sobre o modelo e simplificar a elaboração da malha.

Além desta malha, foram geradas outras, com mais pontos ou com menos pontos, e também com a fronteira externa mais distante, a fim de se observar a influência do refinamento de malha e a influência da fronteira com condições do escoamento livre, durante o procedimento de verificação (item 2.2).

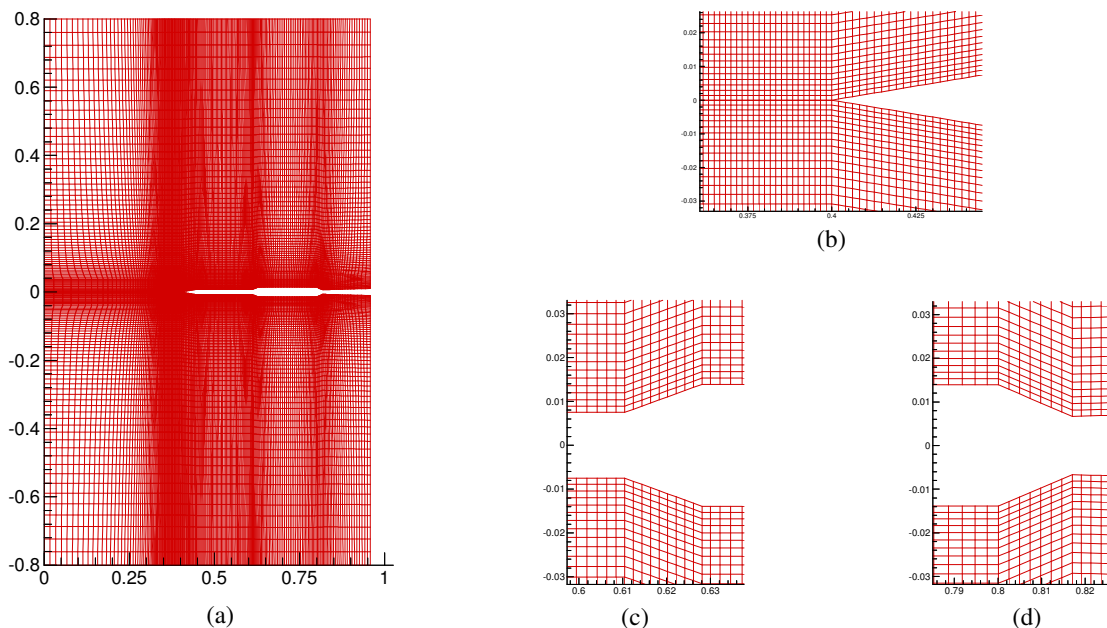
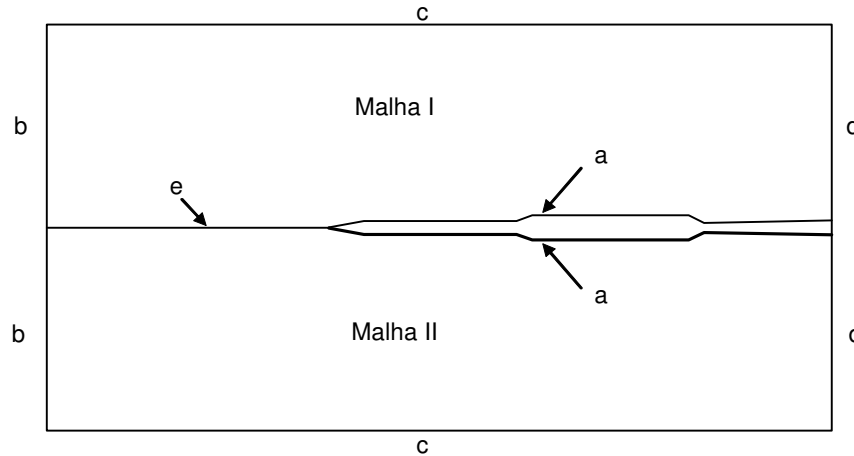


Figura 3. Malha utilizada: (a) as duas malhas acopladas com  $440 \times 70$  pontos; (b) detalhe da ogiva; (c) detalhe da seção de transição; (d) detalhe da parte traseira.

### 2.3.2. Condições de Contorno e Iniciais

Nas malhas utilizadas foram empregadas as mesmas aproximações para regiões com as mesmas características, que estão destacadas na Fig. 4. Sobre as fronteiras sólidas (a), foi imposta a condição de escorregamento, devido às características do escoamento de Euler, com extrapolação da temperatura para o primeiro ponto de cálculo (condição de parede adiabática) e extrapolação da pressão. As condições na fronteira de entrada (b) foram impostas pelas do escoamento livre, dadas para cada caso estudado. Nas fronteiras extremas (c), acima e abaixo, distantes do modelo e na fronteira de saída (d) foram extrapoladas as condições por ordem zero (condição parabólica). A linha de simetria do modelo (e), nos pontos do escoamento antes da ogiva, corresponde a regiões de fronteiras nas duas malhas justapostas. Estes pontos foram calculados considerando-se a média entre os pontos vizinhos (superior e inferior). Esta aproximação é boa quando se tem um bom refinamento de malha na região.



**Figura 4. Esquema do campo computacional, com duas malhas, com destaque para as condições de contorno nas fronteiras: (a) fronteira sólida; (b) entrada; (c) fronteira distante; (d) saída; (e) fronteira comum às malhas.**

## 3. RESULTADOS

São apresentados alguns dos resultados mais importantes relativos aos procedimentos de verificação e validação do código para a análise do Sonda III e relativos às configurações do próprio modelo do veículo na configuração completa, com variações do número de Mach e ângulo de ataque.

### 3.1. Verificação: Refinamento da Malha – Determinação da Ordem do Método

Trabalhou-se com 6 malhas com refinamentos progressivos para o Sonda III, com  $220 \times 35$ ,  $332 \times 53$ ,  $440 \times 70$ ,  $664 \times 105$ ,  $878 \times 139$ ,  $984 \times 159$  pontos. As Figuras 5 e 6 mostram os resultados encontrados em termos das distribuições do coeficiente de pressão ( $c_p$ ) sobre o veículo Sonda III, nas partes superior e inferior, respectivamente, para estas seis malhas, para uma determinada condição do escoamento: número de Mach de 1,4 para o escoamento não perturbado e ângulo de ataque de  $4^\circ$ .

Embora possa observar-se nas duas figuras uma clara tendência para a solução “assintótica”, é notório que as soluções não estão perfeitamente seguindo uma tendência monotônica, principalmente para as malhas com maior refinamento, principalmente na Fig. 5 (parte superior do veículo). Na Fig. 6 a tendência para a solução “assintótica” já fica um pouco mais clara, devido aos maiores valores de  $c_p$  numa região mais extensa. O problema de não se ter uma tendência tão clara nas malhas mais finas, pode ter sido causado devido ao processo empírico de geração das malhas algébricas, a partir da malha original com  $440 \times 70$  pontos.

Para a presente análise, o resultado da malha mais fina foi considerado como solução “exata”, para aplicar o procedimento apresentado no item 2.2, para verificação da ordem do método, por meio das Eqs. (12) e (13). É importante destacar que já se vêem bem definidas as regiões de gradientes em todas as malhas, praticamente com as mesmas extensões, independente do refinamento, exceto o resultado da malha mais grossa, o qual não acompanha a tendência das demais. Felizmente, a malha originalmente proposta com  $440 \times 70$  pontos já apresenta uma distribuição bastante próxima da solução “exata”, sendo o processo de cálculo da ordem de poucos minutos num micro-computador Acer Intel Core 2Duo 2GHz, 3GB RAM, enquanto que, para a malha mais fina, este tempo foi de cerca de 5 horas.

As Figuras 5 e 6 ainda mostram, em linhas tracejadas verticais, as posições escolhidas para o cálculo da ordem do método. A escolha foi baseada no fato dos trechos apresentarem maior amplitude de valores.

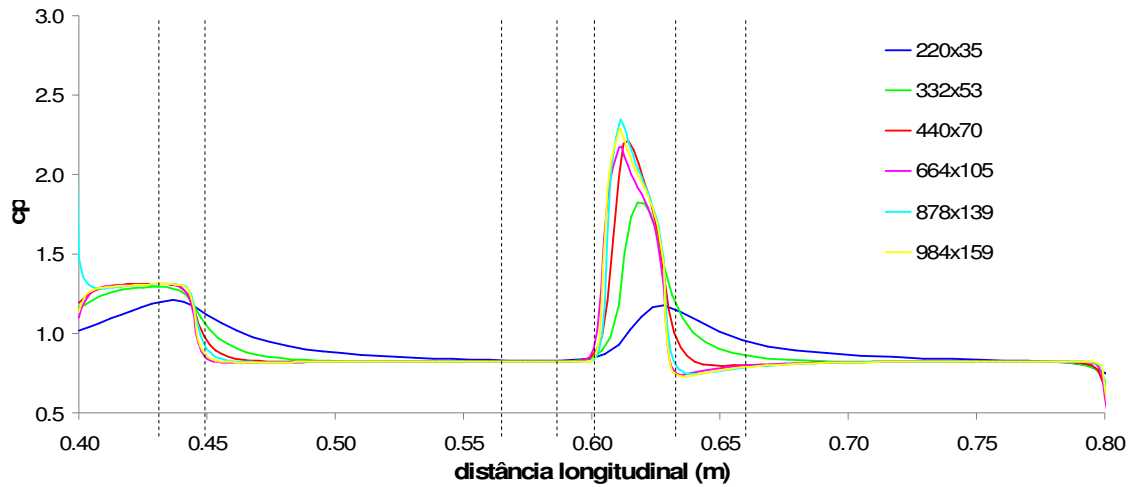


Figura 5. Distribuição do coeficiente de pressão sobre a parte superior do veículo Sonda III para 6 malhas.

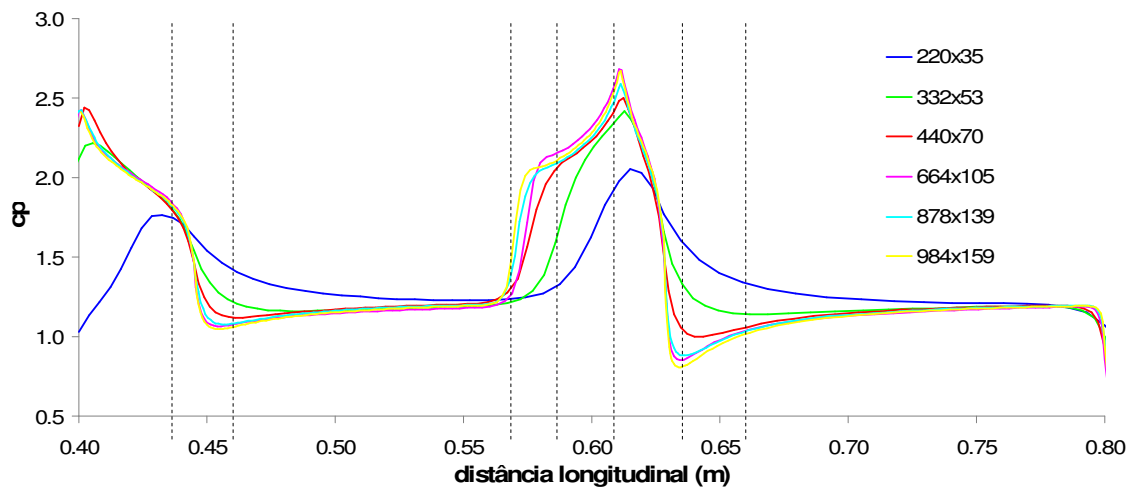


Figura 6. Distribuição do coeficiente de pressão sobre a parte inferior do veículo Sonda III para 6 malhas.

A Tabela 1 mostra os valores calculados para a ordem do método, segundo a Eq. (13), a partir dos valores encontrados em relação à malha mais fina ( $984 \times 159$  pontos) de duas a duas malhas, com as médias simples a partir dos mesmos. Há variações nos valores encontrados para cada ponto e para cada par de malhas, o que é comum nesses tipos de avaliações, embora as médias obtidas para as comparações verifiquem razoavelmente a ordem do método.

Tabela 1. Valores da ordem do método calculados a partir da comparação de duas a duas malhas, para os pontos escolhidos na parte inferior do veículo, conforme destacados por linhas tracejadas na Fig. 6.

Ponto	220x35 e 440x70	332x53 e 664x105	440x70 e 878x139	220x35 e 664x105	332x53 e 878x159
1	0,85	2,57	1,66	1,79	1,46
2	1,75	2,30	1,49	1,96	1,75
3	0,79	2,97	3,00	1,58	2,62
4	2,12	1,08	0,91	1,56	1,38
5	0,90	2,48	1,24	2,03	0,78
6	1,31	2,06	1,77	1,57	1,90
7	2,66	1,40	1,76	1,48	2,96
<b>Média</b>	<b>1,48</b>	<b>2,12</b>	<b>1,69</b>	<b>1,71</b>	<b>1,84</b>

### 3.2. Validação: Míssel RM-10 – Comparação com a Literatura

Como não há ainda resultados experimentais para o Sonda III, pretendeu-se validar os resultados obtidos, principalmente em relação ao possível erro cometido pelo emprego da presente simulação bidimensional de um problema que é eminentemente tridimensional – o escoamento em torno do Sonda III. Para isto, foram comparados o resultado experimental obtido na literatura para o míssil RM-10 (Luidens e Simon, 1950, Perkins *et al.*, 1951) com o resultado de uma simulação bidimensional. A situação analisada foi para número de Mach 1,52 e ângulo de ataque nulo.

A Figura 7 mostra uma comparação desses resultados, na qual fica clara a grande dificuldade da utilização da abordagem bidimensional num problema eminentemente tridimensional, como era esperado (Anderson *et al.*, 1984). O erro na avaliação de  $c_p$  chega a cerca de 3,4 vezes na região da ogiva. A avaliação da distância até o ponto de inversão do valor de  $c_p$  teve um erro de cerca de 25% do comprimento do veículo.

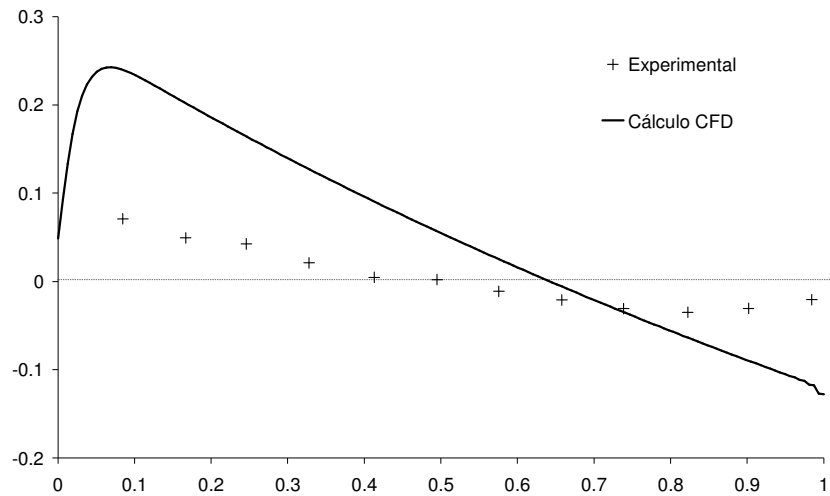


Figura 7. Distribuição de  $c_p$  sobre o míssil RM-10, com ângulo de ataque nulo.

### 3.3. Sonda III

Foram simuladas várias situações de escoamento em torno do Sonda III, desde número de Mach do escoamento não perturbado ( $M_\infty$ ) de 0,6 até 1,4, variando o ângulo de ataque ( $\alpha$ ) de zero até  $10^\circ$ . Em todos os casos foi empregada a malha originalmente elaborada, com  $440 \times 70$  pontos. Três dos casos mais representativos dos fenômenos físicos presentes foram selecionados.

No primeiro caso, o número de Mach é de 0,6 e ângulo de ataque nulo. A Figura 8 mostra o campo de número de Mach, no qual podem ser vistas as regiões de desaceleração e de aceleração, azul e vermelha, respectivamente, e que são praticamente simétricas, como era de se esperar para ângulo de ataque nulo. A Figura 9 mostra o campo de pressão, para o qual verificou-se valor máximo de 1,14, no início da seção de transição, e mínimo de 0,84, após a expansão da seção de transição – os valores de pressão são adimensionalizados em relação à pressão no escoamento não perturbado.

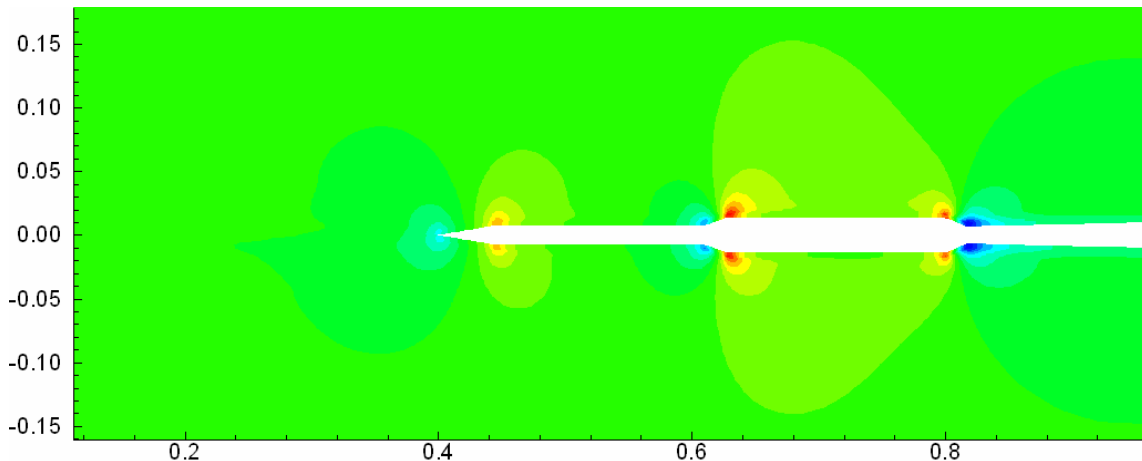


Figura 8. Campo de número de Mach, para  $M_\infty = 0,6$  e  $\alpha = 0^\circ$ .



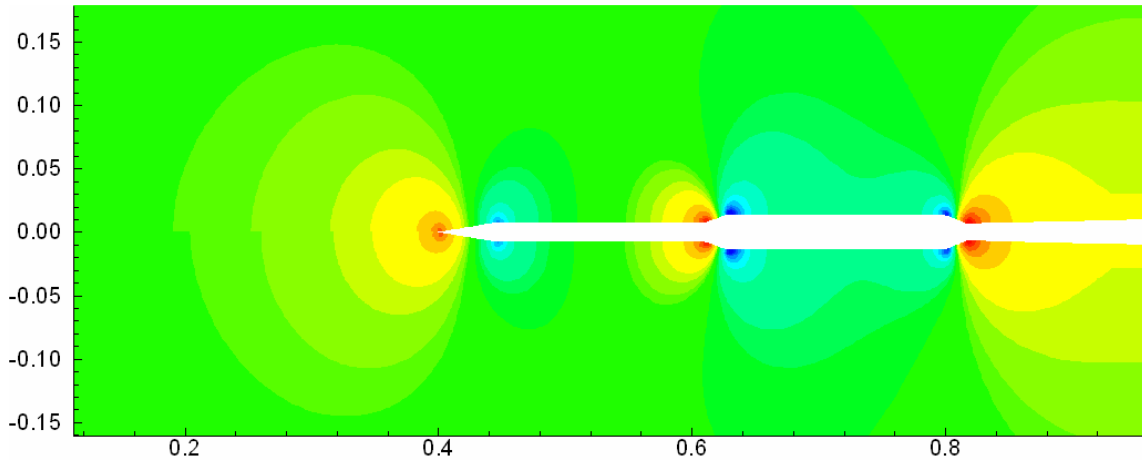


Figura 9. Campo de pressão, para  $M_\infty = 0,6$  e  $\alpha = 0^\circ$ .

A Figura 10 mostra os campos de número de Mach e de pressão para o segundo caso selecionado, com número de Mach do escoamento não perturbado de 0,8 e ângulo de ataque de  $8^\circ$ . Já se percebe aqui uma grande aceleração do escoamento na parte superior do veículo, com ocorrência de complexa formação de ondas de choque interagentes, com participação da seção de transição do modelo. A pressão máxima com valor de 1,55 ocorreu na região da estagnação na ogiva, e a mínima com valor de 0,33, na região após a expansão do segundo estágio – os valores de pressão são adimensionalizados pela pressão do escoamento não perturbado. Vê-se também que as formações de ondas de pressão se estendem fortemente na direção transversal por quase um comprimento do modelo (0,40 m). Para o ensaio no TTP, com altura da seção de testes de 0,25 m, isto deve ser tratado pelo uso da extração de massa pelas paredes do túnel, de maneira a diminuir (ou eliminar) os efeitos de reflexão da onda de choque sobre o modelo. Entretanto, entende-se que os valores encontrados são muito superiores aos que ocorreriam com o veículo real, com geometria tridimensional, como foi destacado no item 3.2.

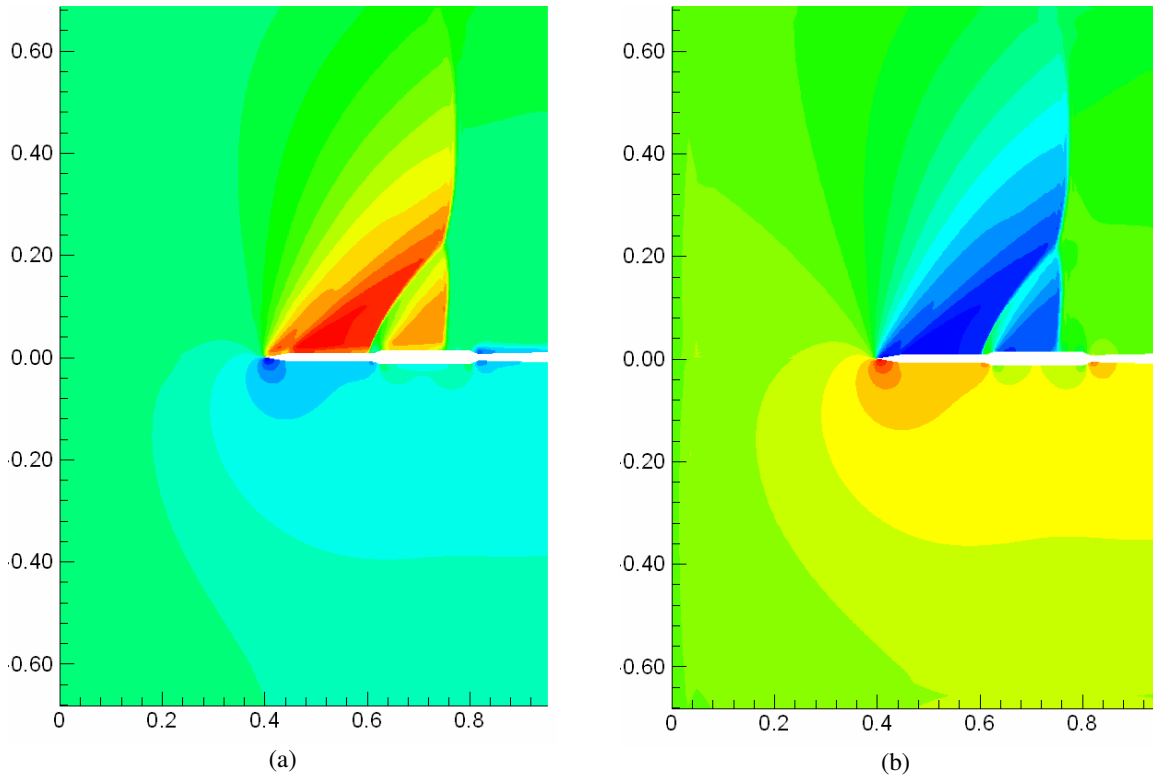


Figura 10. Campos de número de Mach (a) e de pressão (b), para  $M_\infty = 0,8$  e  $\alpha = 8^\circ$ .

A Figura 11 mostra os campos de número de Mach e de pressão para o terceiro caso selecionado, com número de Mach do escoamento não perturbado de 1,2 e ângulo de ataque de  $10^\circ$ . Observa-se uma onda de choque destacada, que deve se refletir numa grande perda de carga para o sistema propulsor do túnel. Fica evidente na figura o efeito exagerado da análise bidimensional, impedindo uma comunicação entre os escoamentos sobre e sob o veículo, o que ocorre na análise tridimensional abrandando os efeitos das ondas de compressão formadas.

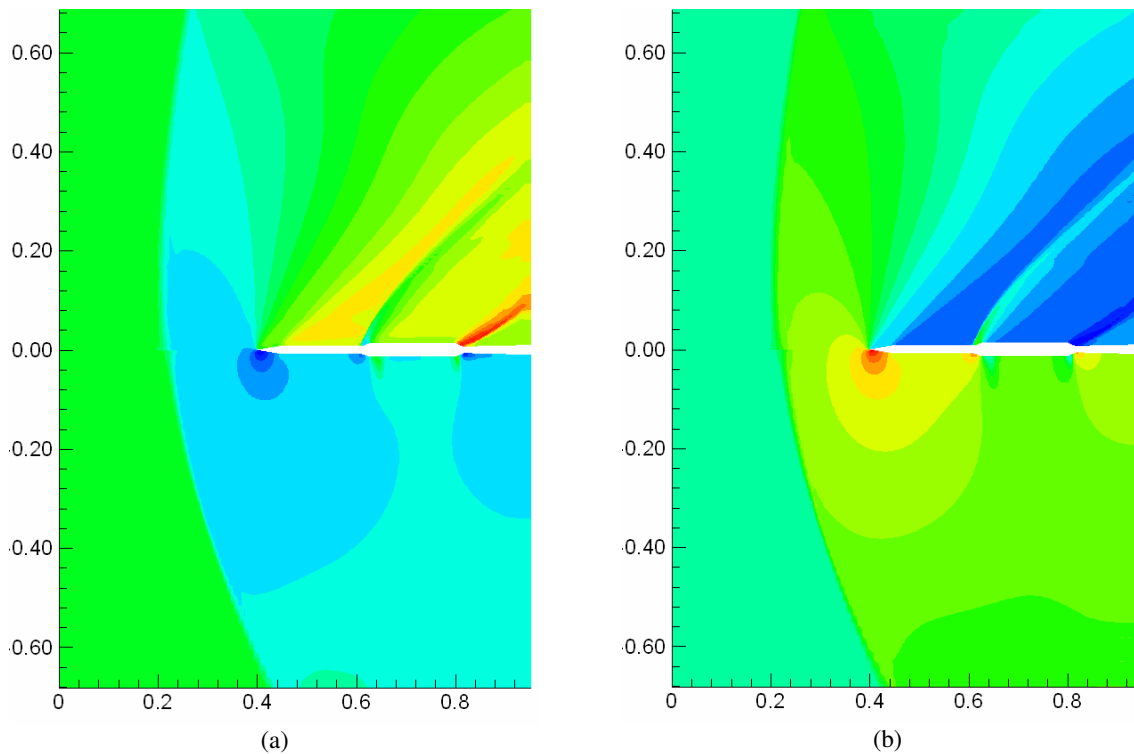


Figura 11. Campos de número de Mach (a) e de pressão (b), para  $M_\infty = 1,2$  e  $\alpha = 10^\circ$ .

#### 4. CONCLUSÕES

Uma simulação numérica do escoamento sobre o veículo Sonda III em modelo bidimensional foi realizada, tendo sido obtidas soluções para várias configurações de número de Mach, de 0,6 a 1,4, e para ângulos de ataque até  $10^\circ$ , utilizando código desenvolvido na Divisão de Aerodinâmica do IAE. Desta forma foi possível identificar as principais regiões com grandes variações de pressão que ajudam a definir a colocação de tomadas de pressão para os ensaios pretendidos no túnel. Para isto foram apresentadas as características da malha empregada e as condições de contorno aplicadas ao problema.

Além disso, foi realizado procedimento de verificação do código para a solução do problema, com análise de refinamento de malha, com uso de 6 malhas com refinamentos crescentes, e determinação da ordem do método (segunda ordem).

Contudo, observou-se com o estudo do escoamento com o míssil RM-10, para o qual há dados experimentais na literatura, que a abordagem bidimensional para veículo com geometria eminentemente tridimensional se mostrou um tanto deficiente, causando erros grandes na avaliação das propriedades. Este fato indica que é possível melhorar a qualidade dos resultados com uma abordagem tridimensional para o problema. Mesmo assim, os resultados foram suficientes para identificar as regiões de altos gradientes para auxiliar na especificação das regiões para colocação das tomadas de pressão.

Finalmente, foram observados os campos de propriedades que apontaram para a necessidade de uma investigação mais precisa para determinar a intensidade das ondas de choque produzidas, as quais percorrem um trajeto crítico, atingindo as paredes da seção de testes do túnel.

#### 5. AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem à AEB (Agência Espacial Brasileira), ao DCTA (Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial) e ao IAE (Instituto de Aeronáutica e Espaço), pela viabilização deste trabalho, e ao CNPq – processo nº 119242-2009-5 pelo auxílio de bolsa PIBIC.

## **6. REFERÊNCIAS**

- Anderson, D. A., Tannehill, J. C., Pletcher, R. H., 1984, "Computational Fluid Mechanics and Heat Transfer," Hemisphere Publishing Corp., 599 p.
- ASME, 2008, "ANSI Standard V&V 20 ASME Guide on Verification and Validation in Computational Fluid Dynamics and Heat Transfer", Committee PTC-61 (submetido).
- Azevedo, J. L. F., 1988, "Transonic Aeroelastic Analysis of Launch Vehicle Configurations," Tese de Doutorado, Stanford University, California, USA, 155 p.
- Beam, R. M., Warming, R. F., 1978, "An Implicit Factored Scheme for the Compressible Navier Stokes Equations", AIAA Journal, Vol. 16, nº4, pp. 393-402.
- Falcão Filho, J. B. P., Mello, O. A. F., 2002, "Descrição Técnica do Túnel Transônico Piloto do Centro Técnico Aeroespacial," Anais do 9th Brazilian Congress of Thermal Engineering and Sciences, Caxambu-MG.
- Falcão Filho, J. B. P., Ortega, M. A., 2008, "Numerical Study of the Injection Process in a Transonic Wind Tunnel. The Numerical Details," Computers and Fluids, Vol. 37, Issue 10, pp. 1276-1308. Disponível na internet: [www.sciencedirect.com](http://www.sciencedirect.com). DOI: 10.1016/j.compfluid.2007.10.015.
- König, B., Pätzold, M., Lutz, T., Krämer, E., Rosemann, H., Richter, K., Uhlemann, H., 2008, "Numerical and Experimental Validation of Three-Dimensional Shock Control Bumps," Anais do 4th Flow Control Conference of AIAA, Seattle, Washington.
- Kutler, P., 1985, "A Perspective of Theoretical and Applied Computational Fluid Dynamics," AIAA Journal, Vol. 23, No. 3, pp. 328-341.
- Luidens, R. W., Simon, P. C., 1950, "Aerodynamic Characteristics of NACA RM-10 Missile in 8- by 6-foot Supersonic Wind Tunnel at Mach Numbers from 1.49 to 1.98, I – Presentation and Analysis of Pressure Measurements (Stabilizing Fins Removed)," NACA RM-E50D10.
- Mello, O. A. F., 1994, "An Improved Hybrid Navier-Stokes: Full-Potential Method for Computation of Unsteady Compressible Viscous Flows", Tese de Doutorado, Georgia Institute of Technology, Atlanta, USA, 142 p.
- Murman, E. M., 1972, "Computation of Wall Effects in Ventilated Transonic Wind Tunnels," Anais do 7th Aerodynamic Testing Conference of AIAA, Palo Alto, California.
- Oberkampf, W. L., Trucano, T. G., 2002, "Verification and Validation in Computational Fluid Dynamics," Progress in Aerospace Sciences, Vol. 38, pp. 209-272.
- Perkins, W. E., Gowen, F. E., Jorgensen, L. H., 1951, "Aerodynamics Characteristics of the NACA RM-10 Research Missile in the Ames 1- by 3-Foot Supersonic Wind Tunnel, No. 2 – Pressure and Force Measurements at Mach Numbers of 1.52 and 1.98," NACA RM-A51G13.
- Pulliam, T. H., 1986, "Artificial Dissipation Models for the Euler Equations", AIAA Journal, Vol. 24, nº12, pp. 1931-1940.
- Pulliam, T. H., Chaussee, D. S., 1981, "A Diagonal Form of an Implicit Aproximate-Factorization Algorithm", Journal of Computational Physics, Vol. 39, pp. 347-363.
- Resende, O. C., 2004, "The Evolution of the Aerodynamic Design Tools and Transport Aircraft Wings at Embraer," Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering, Vol. XXVI, No. 4, pp. 379-390.
- Roache, P. J., 2009, "Fundamentals of Verification and Validation," Hermosa Publishers, Socorro, New Mexico, <http://www.hermosa-pub.com/hermosa>.

## **7. DIREITOS AUTORAIS**

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



**VI CONGRESSO NACIONAL DE ENGENHARIA MECÂNICA**  
**VI NATIONAL CONGRESS OF MECHANICAL ENGINEERING**  
**18 a 21 de agosto de 2010 – Campina Grande – Paraíba - Brasil**  
*August 18 – 21, 2010 – Campina Grande – Paraíba – Brazil*

## **TWO-DIMENSIONAL NUMERICAL ANALYSIS OF FLOW OVER A SOUNDING VEHICLE**

**Maycol Marcondes Vargas, myl\_vargas@hotmail.com<sup>1</sup>**  
**João Batista Pessoa Falcão Filho, jb.falcao@ig.com.br<sup>2</sup>**

<sup>1</sup>UNITAU – Universidade de Taubaté, Rua Daniel Danelli s/n, Jardim Morumbi, Taubaté, 12060-440

<sup>2</sup>Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA), Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), Divisão de Aerodinâmica (ALA), Pça. Marechal Eduardo Gomes, 50, CEP: 12228-904, São José dos Campos, São Paulo

**Resumo:** *An aeronautical campaign is now being executed with the sounding vehicle Sonda III in the Pilot Transonic Tunnel (TTP) from the Institute of Aeronautics and Space (IAE), in order to investigate its aerodynamic characteristics. It is very common and very important to use the theoretical calculations as a helpful tool to understand the experimental results through comparisons which allow to determine regions of high properties gradients over the model, existence of shock/expansion waves, etc. To figure out the flow field it is very useful firstly to determine the regions where to locate pressure taps over the model and later to estimate the main parameters of the tunnel control. These tasks are related to the initial tests specification and also during the campaign, to obtain a better management during the tests. In this aim, it was used a numerical code for resolution of the well known Euler Equations. The code was developed in finite central differences, in an ADI (Alternating Direction Implicit) algorithm, applied to a two-dimensional generalized curvilinear system of coordinates, with time march using first order Euler scheme. It was based in the diagonal algorithm proposed by Pulliam and Chaussee, and uses spectral artificial viscosity, that guarantees good characteristics to capture shock waves. This work describes the main code characteristics, computational mesh utilized, initial and boundary conditions, and main tests applied to the code as verification and validations procedures. Finally, it is presented the main results for the model Sonda III, in the Mach number range from 0.8 to 1.4, with attack angles varying from 0 to 10 degrees. An analysis of the results indicates the main regions, in terms of pressure gradient and shock/expansion waves, to guide a future location of pressure taps over the model to be tested in tunnel.*

**Palavras-chave:** *Euler Equations; Numerical Calculation; Sounding Vehicle; Transonic Flow*

The authors are the only responsible for the printed material included in this paper.