

# VALIDAÇÃO DE CÓDIGO CHIMERA TRIDIMENSIONAL COM APLICAÇÕES PARA O VLS

**Edson Basso**

**Alexandre Pequeno Antunes**

Instituto Tecnológico de Aeronáutica, Centro Técnico Aeroespacial, CTA/ITA/IEA,  
12228-900, São José dos Campos, SP, Brasil. E-mail: [basso@iae.cta.br](mailto:basso@iae.cta.br), [alex@iae.cta.br](mailto:alex@iae.cta.br)

**João Luiz F. Azevedo**

Instituto de Aeronáutica e Espaço, Centro Técnico Aeroespacial, CTA/IAE/ASE-N,  
12228-904, São José dos Campos, SP, Brasil. E-mail: [azevedo@iae.cta.br](mailto:azevedo@iae.cta.br)

## Resumo

No presente trabalho são apresentadas simulações do escoamento aerodinâmico sobre o primeiro Veículo Lançador de Satélites brasileiro, VLS, durante o voo de seu primeiro estágio. Para o cálculo das propriedades dentro do domínio computacional utiliza-se a técnica Chimera, a qual é baseada em malhas estruturadas de múltiplos blocos sobrepostos. A presente abordagem é baseada na solução das equações de Euler tridimensionais em coordenadas curvilíneas generalizadas. O método de diferenças finitas é aplicado nestas equações, utilizando uma discretização espacial centrada. Nestas equações são adicionados termos de dissipação artificial baseados em um modelo escalar não isotrópico. O processo de marcha no tempo é realizado através de um esquema de Runge-Kutta de cinco estágios e segunda ordem de precisão. Os resultados foram validados utilizando-se dados experimentais de ensaios em túnel de vento disponíveis para o VLS.

**Palavras-chave:** Técnica multibloco, Chimera, VLS, Diferenças finitas, Validação.

## 1 Introdução

No presente trabalho são apresentados os resultados obtidos de simulações do escoamento aerodinâmico sobre a configuração do primeiro veículo lançador de satélites brasileiro, VLS. Este trabalho está inserido no esforço de desenvolvimento de ferramentas computacionais necessárias para simular escoamentos aerodinâmicos em geometrias aeroespaciais, especialmente aquelas relacionadas com o sistema VLS (Azevedo, Menezes & Fico, 1995, Azevedo, Menezes & Fico, 1996, Azevedo, Strauss & Ferrari, 1997, Strauss & Azevedo, 1999). O VLS apresenta uma configuração geométrica muito complexa, a qual é constituída de quatro foguetes laterais em torno de um corpo central (Azevedo & Buonomo, 1999). Os quatro foguetes laterais são dispostos simetricamente em torno do corpo central compondo o primeiro estágio do veículo. A geração de malhas para simulação do escoamento durante o voo do primeiro estágio pode ser um processo muito laborioso tanto para a abordagem estruturada como para a não estruturada.

Atualmente, ambas as abordagens para a geração de malha são utilizadas pelo grupo de trabalho, porém os resultados que serão aqui apresentados são relativos à abordagem estruturada. Malhas multiblocos justapostas foram utilizadas nas tentativas iniciais para discretização

da configuração completa do VLS. Entretanto, dentro do contexto da utilização destas técnicas, não foi possível gerar malhas de qualidade suficiente para que se conseguisse obter resultados satisfatórios nas simulações. Isto levou, portanto, à busca de uma outra forma de abordagem do problema. Uma vez que o grupo de trabalho obteve experiência suficiente com o uso de malhas estruturadas aplicadas a veículos lançadores (Azevedo, Zdravistch & Silva, 1991, Azevedo & Buonomo, 1999), o próximo passo na tentativa de se obter malhas com a qualidade desejada foi a utilização de uma abordagem Chimera. O código para a simulação do escoamento sobre o VLS com a abordagem multibloco foi obtido pela continuação do desenvolvimento de um código já disponível para simulações em bloco único (Bigarelli, Mello & Azevedo, 1999). O código de bloco único baseia-se em uma formulação tridimensional de Euler e foi validado usando-se dados experimentais do VLS e outros foguetes de sondagem desenvolvidos no Instituto de Aeronáutica e Espaço, IAE (Bigarelli, Mello & Azevedo, 1999). No presente caso, a técnica de malhas multibloco sobrepostas ou Chimera (Wang & Yang, 1994, Wang, Buning & Benek, 1995), é usada para simular escoamentos sobre o VLS completo. Esta técnica provê a capacidade de se utilizar malhas estruturadas para a discretização do domínio de cálculo para configurações realisticamente complexas. Além disto, a abordagem Chimera permite um refinamento de malha comparável àquele atingido em malhas não estruturadas.

## 2 Formulação Teórica

Assume-se que o escoamento de interesse no presente trabalho pode ser representado pelas equações de Euler em três dimensões. Estas equações podem ser escritas em forma conservativa para um sistema de coordenadas curvilíneas gerais como

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

onde  $\bar{Q}$  é o vetor de variáveis conservadas, definido como

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

Nestas equações,  $\rho$  é a densidade,  $u, v, w$  são as componentes cartesianas da velocidade e  $e$  é a energia total por unidade de volume. Os vetores de fluxo não viscosos são representados por  $\bar{E}$ ,  $\bar{F}$  e  $\bar{G}$ . O jacobiano da transformação,  $J$ , é representado por

$$J = (x_\xi y_\eta z_\zeta + x_\eta y_\zeta z_\xi + x_\zeta y_\xi z_\eta - x_\xi y_\zeta z_\eta - x_\eta y_\xi z_\zeta - x_\zeta y_\eta z_\xi)^{-1}. \quad (3)$$

Expressões para os vetores de fluxo não viscosos podem ser encontrados em Vieira *et al.* (1998), juntamente com outras referências. A pressão pode ser obtida da equação de estado para um gás perfeito como

$$p = (\gamma - 1) \left[ e - \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2 + w^2) \right]. \quad (4)$$

Uma adimensionalização (Pulliam & Steger, 1980) adequada para as equações governantes, Eqs. 1, é utilizada. Em particular, os valores das propriedades do escoamento são adimensionalizados com respeito às quantidades de escoamento não perturbado, como descrito em Pulliam & Steger (1980).

As equações governantes foram discretizadas em um contexto de diferenças finitas em malhas estruturadas de hexaedros, as quais se conformam aos corpos do domínio computacional. Uma vez que um esquema de diferenças centradas para discretização espacial está sendo usado, termos de dissipação artificial devem ser adicionados a formulação no sentido de controlar instabilidades não lineares. Os termos de dissipação artificial aqui usados são baseados no modelo escalar de Turkel e Vatsa (1994), sendo que este modelo é não linear e não isotrópico, com o escalonamento

dos operadores de dissipação artificial em cada direção coordenada ponderados pelos correspondentes raios espectrais das matrizes jacobianas de fluxo. Na presente implementação, o operador de resíduo é definido como

$$RHS_{i,j,k}^n = -\Delta t(\delta_\xi E_{i,j,k}^n + \delta_\eta F_{i,j,k}^n + \delta_\zeta G_{i,j,k}^n). \quad (5)$$

Aqui, os termos  $\delta_\xi$ ,  $\delta_\eta$ , e  $\delta_\zeta$  representam os operadores de diferença centrada de ponto meio nas direções  $\xi$ ,  $\eta$  e  $\zeta$ , respectivamente. Os vetores de fluxo numérico são definidos como

$$\begin{aligned} E_{i\pm 1/2,j,k} &= \frac{1}{2}(\bar{E}_{i,j,k} + \bar{E}_{i+1,j,k}) - d_{i\pm 1/2,j,k}, \\ F_{i,j\pm 1/2,k} &= \frac{1}{2}(\bar{F}_{i,j,k} + \bar{F}_{i,j+1,k}) - d_{i,j\pm 1/2,k}, \\ G_{i,j,k\pm 1/2} &= \frac{1}{2}(\bar{G}_{i,j,k} + \bar{G}_{i,j,k+1}) - d_{i,j,k\pm 1/2}. \end{aligned} \quad (6)$$

Os operadores de dissipação artificial,  $d_{i\pm 1/2,j,k}$ ,  $d_{i,j\pm 1/2,k}$  e  $d_{i,j,k\pm 1/2}$  são definidos precisamente como em Turkel & Vatsa (1994).

Sendo soluções de estado estacionário o maior interesse do presente estudo, um procedimento de passo no tempo variável para aceleração de convergência foi implementado (Azevedo, Zdravistch & Silva, 1991). O processo de marcha no tempo é baseado num algoritmo de Runge-Kutta de 5 estágios e segunda ordem de precisão (Jameson, Schmidt & Turkel, 1981), onde

$$\begin{aligned} \bar{Q}_i^{(0)} &= \bar{Q}_i^n, \\ \bar{Q}_i^{(l)} &= \bar{Q}_i^{(0)} - \alpha_l RHS^{(l-1)}, \quad l = 1, \dots, 5, \alpha_1 = \frac{1}{4}, \alpha_2 = \frac{1}{6}, \alpha_3 = \frac{3}{8}, \alpha_4 = \frac{1}{2}, \alpha_5 = 1, \\ \bar{Q}_i^{n+1} &= \bar{Q}_i^{(5)}. \end{aligned} \quad (7)$$

Deve-se enfatizar que apenas o operador convectivo dentro do termo  $RHS$  da Eq. 7 é realmente avaliado em cada passo no tempo. Os termos de dissipação artificial são avaliados no primeiro e segundo estágios do processo de marcha no tempo. Pode ser mostrado que isto provê amortecimento suficiente para manter a estabilidade não linear (Jameson, Schmidt & Turkel, 1981) e, por outro lado, leva a um esquema numérico mais eficiente. As condições de contorno utilizadas no presente trabalho são semelhantes àquelas descritas em Yagua & Azevedo (1999).

### 3 Técnica Chimera

A distribuição de pontos sobre o domínio físico no qual o escoamento é calculado é sempre um aspecto crítico para o sucesso destes cálculos. A distribuição de pontos deve ser suficientemente bem balanceada para cobrir todo o campo do escoamento, evitando regiões pouco refinadas. Por outro lado, pontos devem ser aglomerados em regiões nas quais fenômenos, tais como expansões e ondas de choque ocorrem, sem exceder desta forma os recursos computacionais. As malhas computacionais usadas em cada um dos blocos no presente trabalho foram geradas por métodos algébricos. Para a configuração completa do VLS, foram geradas cinco malhas, uma para cada corpo. A Fig. 1 mostra a malha para o corpo central do foguete. Detalhes desta malha na região frontal do veículo são mostrados na Fig. 2.

Deve-se enfatizar que, embora o presente trabalho concentre-se principalmente na solução das equações de Euler, algumas destas malhas tem uma grande concentração de pontos nas proximidades das paredes sólidas. Este refinamento se deve às tentativas de captura do choque e suas reflexões nas regiões próximas aos propulsores laterais. Outro importante aspecto é a necessidade de se ter um número de pontos suficiente entre a superfície lateral dos propulsores laterais e o corpo central do foguete para se obter um comportamento adequado do processo de “cavar buracos” característico da abordagem Chimera. Neste processo, pontos de ambas as malhas são eliminados do conjunto de pontos ativos de cada malha por estarem fora da região de interesse do escoamento ou para evitar uma região de sobreposição muito grande.

Este processo é realizado com muito cuidado de forma a permitir a existência de uma área de interpolação entre pontos de malhas adjacentes. A existência de um grande número de pontos nestas áreas sobrepostas produz um aumento na precisão da informação trocada através das malhas. As trocas de informações entre cada ponto de fronteira interior das malhas são realizadas utilizando-se um procedimento de interpolação trilinear.

O código que realiza atualmente o processo de “cavar buracos” é uma ferramenta desenvolvida pelo próprio grupo. No caso das malhas do VLS, o código realiza uma eliminação lógica dos pontos da malha que se encontram no interior de outros corpos e, desta forma, fora do domínio de cálculo. O processo de solução do escoamento essencialmente segue os seguintes passos:

1. Uma condição inicial é imposta em todas as malhas;
2. Uma ordem de operação através de todas as malhas é definida;
3. O resíduo é calculado na primeira malha;
4. Uma nova solução é calculada para os pontos interiores da primeira malha;
5. Condições de contorno são atualizadas para a primeira malha;
6. Pontos dispostos na fronteira do buraco são atualizados em todas as malhas, as quais possuem alguma região sobreposta a primeira malha;
7. O processo é reiniciado no passo 3 para a próxima malha.

Este processo é repetido até que todas as malhas tenham atingido a nova solução no tempo  $(n + 1)\Delta t$ . Logo após, a convergência da solução é testada. Se o critério de convergência não é atingido, o processo é reiniciado a partir do passo três.

## 4 Resultados e Discussões

Os resultados aqui apresentados referem-se ao escoamento sobre o VLS durante o vôo de seu primeiro estágio. Os resultados específicos aqui incluídos são relativos ao caso de número de Mach de escoamento livre igual a 2 e ângulo de ataque igual a zero. Além do mais, como o tempo de vôo em baixa atmosfera para estes lançadores de satélite é muito pequeno e como o veículo está em velocidade supersônica durante a maior parte do seu vôo, parece apropriado selecionar uma condição de vôo supersônica para a presente discussão. Desta forma, o propósito do presente trabalho é mais voltado a descrição da capacidade implementada, ao invés de demonstrar os detalhes do escoamento aerodinâmico sobre o VLS. No regime supersônico de velocidade muitos aspectos interessantes da tecnologia multibloco podem ser observados e analisados, tais como a comunicação de informação através da fronteira interna entre os blocos, sendo que existem descontinuidades das propriedades do escoamento. Deve-se observar que algumas simulações 3-D, utilizando a técnica Chimera, já foram realizadas pelo grupo (Yagua & Azevedo, 1999), mas estas consideraram apenas geometrias bastante simples. No presente caso, uma configuração complexa e bastante realística está sendo considerada, a qual traz a evidência de que é possível o uso desta capacidade para atividades práticas de projeto de veículos lançadores.

O domínio de cálculo da configuração completa foi dividido em cinco malhas. A malha que discretiza o domínio computacional em torno do corpo central utiliza  $120 \times 65 \times 33$  pontos nas direções  $\xi$ ,  $\eta$  e  $\zeta$ , respectivamente. Quatro malhas idênticas foram utilizadas para os foguetes laterais, as quais apresentam  $120 \times 36 \times 33$  pontos nas direções longitudinal, normal e circunferencial, ou nas direções  $\xi$ ,  $\eta$  e  $\zeta$ , respectivamente. Desde que apenas condições de escoamento sem ângulo de ataque foram considerados até então, poderia estar sendo usado apenas meia malha e impor condições de simetria no plano de arfagem para a presente simulação. Entretanto, esta metodologia não foi adotada aqui e está sendo representado o veículo (VLS) completo. Além disso, como pode ser observado na Fig. 3, a parte traseira do veículo foi simplificada para as simulações aqui apresentadas. Esta simplificação foi realizada pois experiências prévias (Azevedo, Strauss & Ferrari, 1997)(Strauss & Azevedo, 1999) com escoamentos na região

traseira de veículos lançadores demonstrou a necessidade de uma formulação viscosa turbulenta para a captura adequada dos fenômenos relevantes nesta região.

A Fig. 4 apresenta uma visão tridimensional do conjunto de malhas do VLS, mostrando as malhas nas superfícies dos cinco corpos e um plano longitudinal para a malha do corpo central, juntamente com o plano inferior para o mesmo componente.

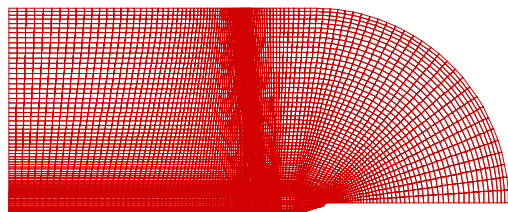


Figura 1: Malha computacional do corpo central.

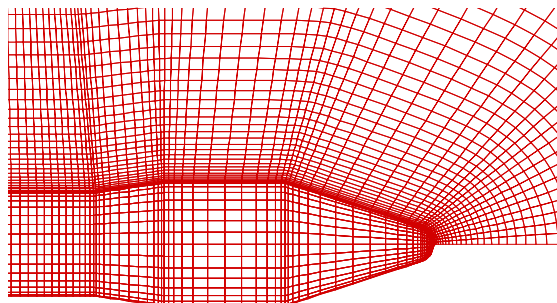


Figura 2: Detalhe da malha do corpo central na região da coifa do veículo.

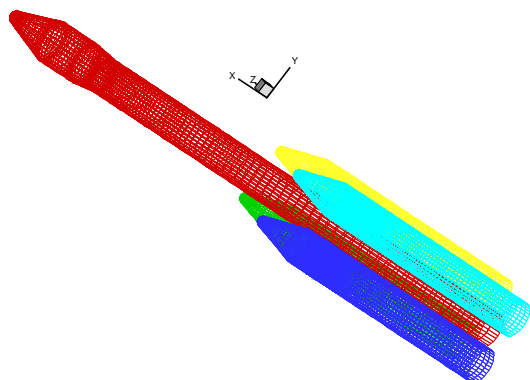


Figura 3: Detalhe da malha do VLS sobre as superfícies dos foguetes.

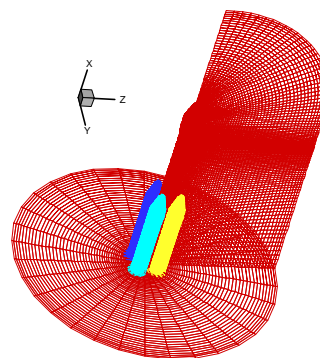


Figura 4: Vista tridimensional da malha do sistema VLS.

A Fig. 5 exhibe uma vista tridimensional da malha do corpo central, indicando os buracos criados nesta malha para acomodar os foguetes laterais. Um detalhe da Fig. 5, mostrando a malha próximo ao plano longitudinal de saída, é representado na Fig. 6. Um controle da distribuição de pontos para todas as malhas foi exercitado de modo a garantir uma boa concentração de pontos próximo às paredes sólidas. Outro fator importante é a concentração de pontos em regiões de sobreposição. É importante garantir uma concentração suficiente de pontos nestas regiões de modo a minimizar os erros do processo de interpolação (Wang, Buning & Benek, 1995) entre as várias malhas.

Os contornos de número de Mach ao longo das paredes do corpo do veículo podem ser vistos na Fig. 7. Uma forte compressão no escoamento ocorre na área frontal do foguete, indicando regiões de estagnação do escoamento, como pode ser visto na Fig. 7.

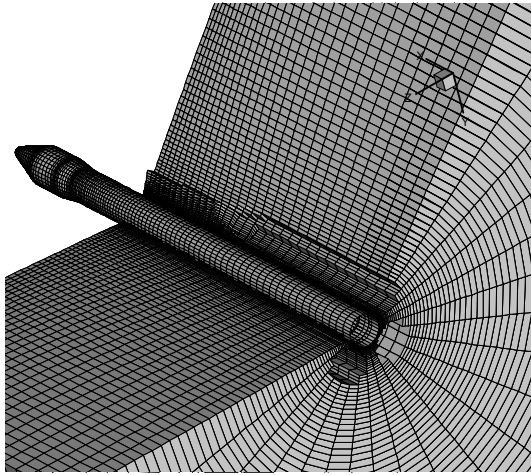


Figura 5: Malha computacional do VLS após o processo de “cavar buracos” numa visão tridimensional.

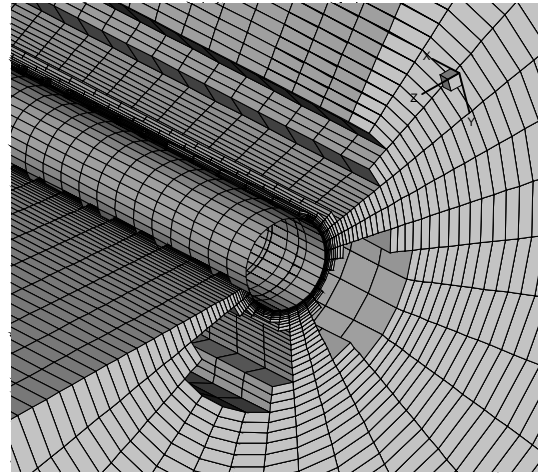


Figura 6: Detalhe da malha computacional na região posterior do VLS após o processo de “cavar buracos” numa visão tridimensional.

Uma análise detalhada da Fig. 7 pode também indicar que a extensão da região de baixa velocidade é maior na coifa do corpo central do que nas coifas dos foguetes laterais. Também se pode ver na Fig. 7 uma região de baixa velocidade ao longo da parede do corpo central, bem como a jusante das coifas dos foguetes laterais. Esta região está associada com as ondas de choque destacadas dos foguetes laterais, as quais convergem para o corpo central criando uma região de alta pressão e baixa velocidade. Esta região de alta pressão causa um desvio nas linhas de corrente para longe dos foguetes laterais. A Fig. 8 exibe os contornos de número de Mach ao longo da superfície do corpo central e dos foguetes laterais. Várias regiões afetadas pelo choque destacado dos propulsores laterais podem ser vistas na Fig. 8. Além do mais, pode-se claramente ver que a solução ao longo de cada um dos propulsores laterais é simétrica, como esperado para o caso onde o ângulo de ataque é zero.

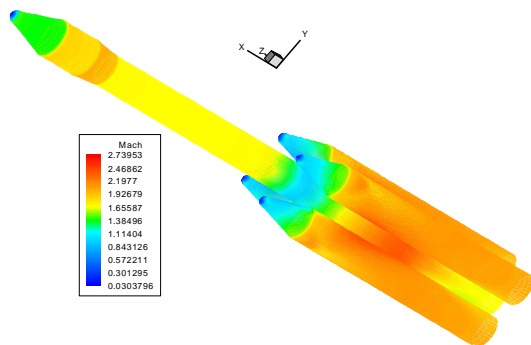


Figura 7: Contornos de número de Mach na superfície do VLS para número de Mach do escoamento livre igual a 2,0 e zero grau de ângulo de ataque.

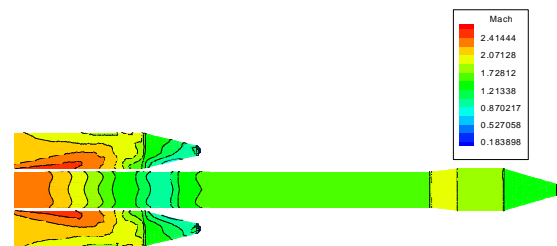


Figura 8: Contornos de número de Mach para a superfície do corpo central e dois foguetes laterais opostos ( $M_{\infty} = 2,0$  e  $\alpha = 0^{\circ}$ ).

Uma visualização da solução no campo e a solução sobre os corpos está representada na Fig. 9. Esta figura indica claramente um choque destacado à frente do veículo, uma expansão que ocorre na região frontal da intersecção do cone cilíndrico, uma região de expansão ao longo da coifa, e uma região de compressão à frente dos foguetes laterais. Deve-se também observar que existe um choque formado na intersecção da seção cônica com o cilindro traseiro, sobre o corpo central, devido à existência do canto de compressão na geometria do veículo. A complexidade

do escoamento nas regiões dos foguetes laterais pode ser observada na Fig. 9. Deve-se notar, entretanto, que a resolução da malha ainda não é adequada para a captura das reflexões dos choques entre o corpo central e os propulsores laterais.

Uma das razões para a seleção deste caso teste foi a existência de dados experimentais para esta condição de vôo. Estes dados experimentais e detalhes dos testes em túnel de vento são descritos em Moraes & Neto (1990). A Fig. 10 exibe uma comparação entre a distribuição do coeficiente de pressão calculado,  $C_p$ , ao longo do corpo central do veículo e os dados experimentais. Neste caso, um plano longitudinal que contém o corpo central e o eixo de dois foguetes laterais foi selecionado para comparação. Em outras palavras, a comparação está indicando a concordância entre os dados para o plano do corpo central correspondente ao corte indicado na Fig. 9. Pode-se observar que a concordância na parte frontal do veículo é muito boa. A concordância na região traseira, especialmente onde existe uma proximidade entre o corpo central e os foguetes laterais, não é tão boa. Entretanto, alguns aspectos dos resultados na região à jusante do veículo podem ser explicados e merecem maiores comentários. Primeiramente, deve-se observar que dados experimentais indicam a reflexão do choque destacado dos propulsores laterais na posição  $x/L$  aproximadamente igual a 0,6. Como previamente discutido, a resolução da malha não estava adequada o suficiente para capturar este fenômeno nos cálculos numéricos. A perceptível diferença entre os resultados a jusante da posição  $x/L \cong 0,92$  deve-se ao fato que o bocal do motor do corpo central não ter sido modelado nos cálculos presentes, apesar de estar presente no modelo do túnel de vento. Existe também uma grande diferença na distribuição de  $C_p$  na região  $0,75 < x/L < 0,90$ . Neste ponto os autores estão atribuindo esta diferença a falta de resolução da malha computacional nesta região. Estudos do refinamento de malha estão atualmente sendo executados de modo a se tentar resolver estas dificuldades.

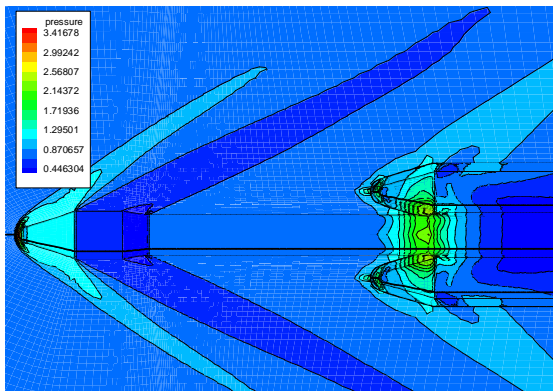


Figura 9: Contornos de pressão para um plano longitudinal com a presença de dois foguetes laterais ( $M_\infty = 2,0$  e  $\alpha = 0^\circ$ ).

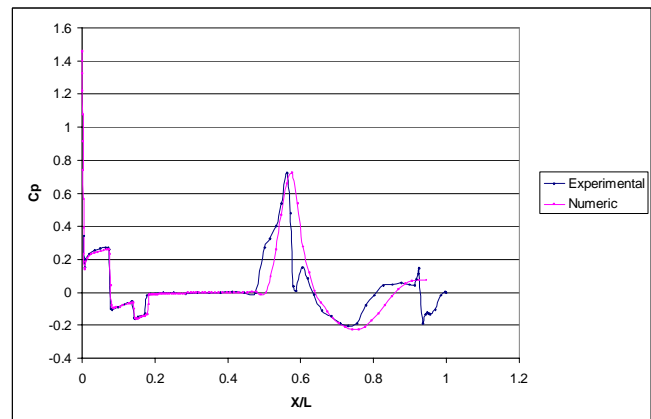


Figura 10: Comparação entre a distribuição do coeficiente de pressão calculado e experimental sobre a superfície do corpo central ( $M_\infty = 2,0$  e  $\alpha = 0^\circ$ ).

## 5 Comentários Finais

O trabalho apresentou resultados para simulações do escoamento sobre a configuração completa do primeiro Veículo Lançador de Satélites brasileiro, VLS, durante o vôo de seu primeiro estágio, utilizando a formulação de Euler tridimensional. Pelo conhecimento dos autores, esta é a primeira vez que uma simulação tão acurada e detalhada para o escoamento sobre o VLS foi realizada e apresentada. Um código multibloco estruturado foi implementado usando a abordagem Chimera para lidar com geometrias com configurações complexas. Um esquema de diferenças centradas, mais a adição de termos de dissipação artificial, foi utilizado na discretização espacial, e um esquema explícito de Runge-Kutta foi usado para a marcha no tempo. Detalhes

do processo de criação de buracos e outros aspectos da implementação da abordagem Chimera foram discutidos no trabalho. O procedimento implementado foi aplicado para simulação do escoamento em velocidades supersônicas para a configuração do voo do primeiro estágio do VLS, sendo que para o presente trabalho foram simulados escoamentos para  $M_\infty = 2$  e ângulo de ataque nulo. A concordância com os dados experimentais é muito boa nas porções frontais do veículo, mas claramente existe a falta de refinamento da malha para uma melhor resolução do campo de escoamento nas regiões traseiras do veículo. Não houve aparente degradação da qualidade da solução do escoamento devido ao fato de existirem ondas de choque atravessando fronteiras entre malhas sobrepostas.

## 6 Agradecimentos

O presente trabalho recebeu suporte parcial do Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico, CNPq, através do Projeto Integrado de Pesquisa No. 522413/96-0. Suporte adicional foi recebido do CNPq em termos de bolsa de estudos de pós-graduação para o primeiro e segundo autores. Os autores também estão em débito com o NACAD-COPPE/UFRJ, o qual providenciou os recursos computacionais usados nas presentes simulações.

## 7 Referências

- Azevedo, J.L.F., 1990, “Euler Solution of Transonic Nozzle Flows,” Anais do III Encontro Nacional de Ciências Térmicas, Itapema, SC, Vol. 1, pp. 243-248.
- Azevedo, J.L.F., and Buonomo, C.A., 1999, “Axisymmetric Turbulent Simulations of Launch Vehicle Forebody Flows,” AIAA Paper No. 99-3528, 30<sup>th</sup> AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, Norfolk, VA.
- Azevedo, J.L.F., Menezes, J.C.L., and Fico, N.G.C.R., Jr., 1995, “An Assessment of Boundary Layer Properties for Transonic and Supersonic Flows over the VLS,” AIAA Paper No. 95-1769-CP, Proceedings of the 13<sup>th</sup> AIAA Applied Aerodynamics Conference, Part 1, San Diego, CA, pp. 41-51.
- Azevedo, J.L.F., Menezes, J.C.L., and Fico, N.G.C.R., Jr., 1996, “Accurate Turbulent Calculations of Transonic Launch Vehicle Flows,” AIAA Paper 96-2484-CP, Proceedings of the 14<sup>th</sup> AIAA Applied Aerodynamics Conference, Part 2, New Orleans, pp. 841-851.
- Azevedo, J.L.F., Strauss, D., and Ferrari, M.A.S., 1997, “Viscous Multiblock Simulations of Axisymmetric Launch Vehicle Flows,” AIAA Paper No. 97-2300-CP, Proceedings of the 15<sup>th</sup> AIAA Applied Aerodynamics Conference, Part 2, Atlanta, GA, pp. 664-674.
- Azevedo, J.L.F., Zdravistch, F., and Silva, A.F.C., 1991, “Implementation and Validation of Euler Solvers for Launch Vehicle Flows,” Proceedings of the 4<sup>th</sup> International Symposium on Computational Fluid Dynamics, Vol. 1, Davis, CA, pp. 42-47.
- Bigarelli, E.D.V., Mello, O.A.F., and Azevedo, J.L.F., 1999, “Three Dimensional Flow Simulations for Typical Launch Vehicles at Angle of Attack,” Proceedings of the 15<sup>th</sup> Brazilian Congress of Mechanical Engineering, Águas de Lindóia, SP, Brazil.
- Jameson, A., Schmidt, W., and Turkel, E., 1981, “Numerical Solutions of the Euler Equations by Finite Volume Methods Using Runge-Kutta Time-Stepping Schemes,” AIAA Paper No. 81-1259.
- Moraes, P., Jr., and Neto, A.A., 1990, “Aerodynamic Experimental Investigation of the Brazilian Satellite Launch Vehicle (VLS),” Proceedings of the 3<sup>rd</sup> Brazilian Thermal Sciences Meeting, Vol. 1, Itapema, SC, Brazil, pp. 211-215.
- Pulliam, T.H., and Steger, J.L., 1980, “Implicit Finite-Difference Simulations of Three-Dimensional Compressible Flow,” AIAA Journal, Vol. 18, No. 2, pp. 159-167.



- Strauss, D., and Azevedo, J.L.F., “A Numerical Study of Turbulent Afterbody Flows Including a Propulsive Jet,” 1999, AIAA Paper No. 99-3190, Proceedings of the 17<sup>th</sup> AIAA Applied Aerodynamics Conference, Norfolk, VA, pp. 654-664.
- Turkel, E., and Vatsa, V.N., 1994, “Effect of Artificial Viscosity on Three-Dimensional Flow Solutions,” AIAA Journal, Vol. 32, No. 1, pp. 39-45.
- Vieira, R., Azevedo, J.L.F., Fico, N.G.C.R., Jr., and Basso, E., 1998, “Three Dimensional Flow Simulation in the Test Section of a Slotted Transonic Wind Tunnel,” ICAS Paper No. 98-R.3.11, Proceedings of the 21<sup>st</sup> Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Melbourne, Australia.
- Wang, Z.J., Buning, P., and Benek, J., 1995, “Critical Evaluation of Conservative and Non-Conservative Interface Treatment for Chimera Grids,” AIAA Paper No. 95-0077, 33<sup>rd</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV.
- Wang, Z.J., and Yang, H.Q., 1994, “A Unified Conservative Zonal Interface Treatment for Arbitrarily Patched and Overlapped Grids,” AIAA Paper No. 94-0320, 32<sup>nd</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV.
- Yagua, L.C.Q., and Azevedo, J.L.F., 1999, “Application of the Chimera Technique for the Simulation of the 3-D Compressible Flow Equations,” Proceedings of the 15<sup>th</sup> Brazilian Congress of Mechanical Engineering, Águas de Lindóia, SP, Brazil.