

SIMULAÇÕES EM MALHAS MULTIBLOCO DE ESCOAMENTOS SOBRE FOGUETES INCLUINDO OS EFEITOS DAS EMPENAS

João Alves de Oliveira Neto jalvesaer@ig.com.br

Universidade Braz Cubas

Av. Francisco Rodrigues Filho, 1233 – Mogi das Cruzes, SP, Brasil

José Carlos Papa jcpmba@bol.com.br

Centro Técnico Aeroespacial, Instituto de Aeronáutica e Espaço

CTA/IAE/ASB – 12228-904 – São José dos Campos, SP, Brasil

Edson Basso basso@iae.cta.br

Centro Técnico Aeroespacial, Instituto de Aeronáutica e Espaço

CTA/IAE/ASE-N – 12228-904 – São José dos Campos, SP, Brasil

João Luiz F. Azevedo azevedo@iae.cta.br

Centro Técnico Aeroespacial, Instituto de Aeronáutica e Espaço

CTA/IAE/ASE-N – 12228-904 – São José dos Campos, SP, Brasil

Resumo. *Simulações dos escoamentos aerodinâmicos sobre um foguete de sondagem típico são apresentadas. Frequentemente, os foguetes de sondagem utilizam mais de um conjunto de empenas e necessitam que essas empenas possuam um tamanho razoável. A fim de lidar com esse tipo de configuração, o presente trabalho faz uso de uma nova metodologia, que combina simultaneamente malhas multibloco Chimera e justapostas na discretização do domínio computacional. Os escoamentos de interesse são modelados utilizando as equações de Euler em três dimensões e o trabalho descreve os detalhes dos procedimentos de discretização, os quais utilizam uma abordagem de diferenças finitas para malhas estruturadas multibloco que se conformam ao corpo. O método é utilizado para calcular a aerodinâmica de um veículo de sondagem atualmente em desenvolvimento. Os resultados indicam que a presente metodologia pode ser uma ferramenta poderosa de análise aerodinâmica e de projeto para o Instituto de Aeronáutica e Espaço.*

Palavras-chave: *Malhas estruturadas, Veículos lançadores, Malhas multibloco.*

1. INTRODUÇÃO

No presente trabalho, os resultados obtidos para a simulação de escoamentos aerodinâmicos sobre configurações aeroespaciais sobre o foguete de sondagem SONDA-III são apresentados. Este trabalho está inserido em um esforço de desenvolver ferramentas computacionais necessárias para simular escoamentos aerodinâmicos sobre configurações aeroespaciais, especialmente relacionadas com o Veículo Lançador de Satélites Brasileiro (VLS), e maiores detalhes sobre os resultados obtidos até o momento podem ser vistos, por exemplo, em Azevedo *et al.* (1995, 1996, 1997) e Strauss e Azevedo (1999).

O SONDA-III apresenta configuração geométrica complexa com quatro empenas dianteiras e quatro empenas traseiras. As empenas são combinadas simetricamente ao longo do corpo central. Uma ilustração da configuração do SONDA-III é apresentada na Fig. 1.

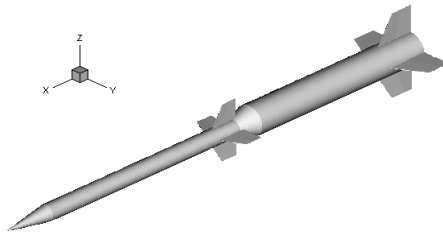


Figura 1. Vista em perspectiva do SONDA-III

O grupo de pesquisa possui uma considerável experiência em simulações de escoamentos sobre veículos espaciais utilizando malhas multiblocos Chimera ou justapostas. Neste trabalho, as duas técnicas são utilizadas simultaneamente no mesmo código computacional, para realizar simulações sobre o SONDA-III com as empenas. Na essência, iremos demonstrar que a utilização simultânea das duas técnicas permite a geração de malhas de melhor qualidade para os respectivos problemas de interesse. Estas técnicas em conjunto possibilitam a capacidade de se utilizar malhas estruturadas para a discretização do domínio de cálculo sobre configurações de extrema complexidade. Além do mais, o presente método possibilita características de refinamento similares às aquelas alcançadas com malhas não estruturadas, sem os inconvenientes do endereçamento indireto (Long *et al.*, 1991).

As equações governantes estão na forma conservativa e são discretizadas em um contexto de diferenças finitas. A discretização espacial utiliza operadores de diferenças centradas de segunda ordem de precisão. O método de marcha no tempo é baseado em um método de Runge-Kutta de cinco estágios descrito por Jameson *et al.* (1981), o qual também possui segunda ordem de precisão temporal. Os termos de dissipação artificial são baseados no modelo não linear e não isotrópico de Turkel e Vatsa (1994).

O presente artigo traz uma descrição da formulação teórica utilizada junto com uma discussão dos aspectos da implementação numérica e as condições de contorno adotadas. Detalhes da atual implementação da técnica de malhas multiblocos Chimera e justapostas são também apresentadas. Os respectivos resultados para o SONDA-III são descritos e comentários finais são apresentados.

2. FORMULAÇÃO TEÓRICA

É assumido que os escoamentos de interesse no presente trabalho podem ser representados pelas equações de Euler em três dimensões. Conseqüentemente, as equações de Euler na forma conservativa, poderão ser escritas em 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 o vetor de variáveis conservadas \bar{Q} citado na Eq. (1) está definido por

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

Nesta equação, ρ é a densidade, u, v, w são componentes da velocidade em coordenadas cartesianas e e é a energia total por unidade de volume. Os termos \bar{E} , \bar{F} e \bar{G} são os vetores de fluxo não viscosos, J é o jacobiano da matriz de transformação de coordenadas e é apresentado com maiores detalhes em Antunes (2000). As expressões para os vetores de fluxo não viscosos podem ser encontrados em Vieira *et al.* (1998). A pressão pode ser obtida a partir da equação do estado para gases perfeitos como descrito em Bigarelli *et al.* (1999). Uma adimensionalização conveniente das

equações governantes é assumida para escrever a Eq. (1). Em particular, os valores das propriedades do escoamento estão na forma adimensional com respeito a quantidades do escoamento livre, como descrito em Pulliam e Steger (1980).

As equações governantes são discretizadas em um contexto de diferenças finitas em malhas estruturadas multibloco que se conformam à geometria do corpo no domínio computacional. Posteriormente, um método de discretização espacial de diferenças centradas é utilizado, e os termos de dissipação artificial são adicionados para evitar o surgimento de oscilações nas proximidades de eventuais descontinuidades, o que poderia ter o efeito indesejável de desestabilizar o esquema numérico. Os termos de dissipação artificial utilizados são baseados no modelo escalar de Turkel e Vatsa (1994). Este modelo é não linear e não isotrópico com um escalonamento dos operadores de dissipação artificial em cada direção coordenada através de termos baseados nos raios espectrais das matrizes jacobianas de fluxo. Na presente implementação, o operador de resíduo é definido como:

$$RHS^n = -\Delta t (\delta_\xi E^n + \delta_\eta F^n + \delta_\zeta G^n). \quad (3)$$

onde, os termos δ_ξ , δ_η , δ_ζ representam os operadores de diferenças centradas no ponto meio nas direções ξ , η , ζ , respectivamente. Os vetores de fluxos numéricos e operadores de dissipação artificial são definidos com maiores detalhes em Papa (2002).

Utilizou-se um esquema de Runge-Kutta de cinco estágios e segunda ordem de precisão temporal para realizar o processo de marcha no tempo. O algoritmo possui a seguinte forma

$$\begin{aligned} Q_i^{(0)} &= Q_i^n, \\ Q_i^{(l)} &= Q_i^{(0)} - \alpha_l RHS^{(l-1)}, \\ Q_i^{n+1} &= Q_i^{(5)}, \end{aligned} \quad (4)$$

onde $\alpha_1=1/4$, $\alpha_2=1/6$, $\alpha_3=3/8$, $\alpha_4=1/2$ e $\alpha_5=1$.

Já que a solução de estado estacionário era o foco principal no presente trabalho, um procedimento de aceleração de convergência de passo variável foi implementado. No presente caso, o passo no tempo é definido como

$$\Delta t_{i,j,k} = \frac{CFL}{c_{i,j,k}}. \quad (5)$$

A velocidade característica $c_{i,j,k}$ está descrita em Papa (2002).

Tem sido enfatizado que somente o operador convectivo dentro do termo RHS, indicado na Eq. (4) é de fato avaliado e cada passo no tempo. O termo de dissipação artificial é somente avaliado no primeiro e segundo estágios do procedimento de marcha no tempo. Contudo, é possível proporcionar amortecimento suficiente para manter a estabilidade não linear, conforme descrito por Jameson *et al.* (1981), ao mesmo tempo em que se obtém um esquema numérico mais eficiente.

3. TOPOLOGIA DAS MALHAS COMPUTACIONAIS

O foguete SONDA-III é constituído de um corpo central onde são montadas quatro empenas dianteiras e quatro empenas traseiras. Para economizar recursos computacionais, simulou-se 1/8 da configuração completa na direção azimutal. Esta simplificação é válida no presente trabalho, pois se

considerou apenas simulações com ângulo de ataque nulo. Desta forma, aproveitando-se a simetria do problema, a configuração se reduz para 1/8 do corpo central na direção azimutal, 1/2 empena dianteira e 1/2 traseira.

No total, utilizaram-se 13 malhas de geometria relativamente simples para modelar o foguete e as empenas. Estas malhas são distribuídas da seguinte maneira:

- 7 malhas para a empena dianteira;
- 3 malhas para a empena traseira;
- 1 malha para o corpo central, como visto na Fig. 2;
- 1 malha de fundo (*background*) para o conjunto dianteiro, como visto na Fig. 2;
- 1 malha de fundo (*background*) para o conjunto traseiro, como visto na Fig. 2.

As malhas computacionais utilizadas no presente trabalho foram todas geradas por métodos algébricos dentro de cada bloco. Em particular, a técnica de geração de malhas algébricas de superfícies múltiplas, descrita por Fletcher (1988), foi implementada em um código geral para a presente configuração. O código permite o refinamento da malha em diversas regiões e um grande controle na distribuição dos pontos na direção normal às fronteiras. As malhas geradas por este método são bidimensionais.

A malha que discretiza o corpo central é rotacionada em torno do eixo longitudinal, obtendo uma malha 3-D. No caso das malhas das empenas, inicialmente são geradas as malhas 2-D para os planos da raiz da empena e da ponta da empena. A malha da seção da raiz da empena é deformada através de transformação de coordenadas a fim de se conformar às seções cilíndrica e cônica do corpo central, respectivamente, para o conjunto de empenas do 1º estágio e do 2º estágio do SONDA-III. Finalmente, as superfícies intermediárias são obtidas através de uma interpolação das superfícies da raiz e da ponta.

Trabalhos anteriores sobre configurações tridimensionais de veículos lançadores, notadamente utilizando a configuração do VLS como pode ser mostrado em Basso *et al.* (2003), utilizavam somente malhas multibloco do tipo Chimera para discretizar o domínio computacional. Entretanto, durante a fase inicial do planejamento das malhas do SONDA-III, percebeu-se que, devido às características geométricas do novo problema, não seria viável a utilização apenas de malhas Chimera. A solução adotada foi utilizar malhas do tipo Chimera em conjunto com malhas justapostas, pois este procedimento possibilitou gerar as malhas com maior simplicidade, em comparação com outras propostas que utilizavam uma técnica ou outra.

As sub-rotinas que implementam a técnica Chimera no código original, que havia sido utilizado para simular escoamentos sobre o VLS, foram reescritas e adicionaram-se rotinas para a utilização de malhas justapostas. Implementaram-se também rotinas para o gerenciamento de fluxo de informações entre as malhas e todas as particularidades do código original, referente à configuração do VLS, foram eliminadas. Com isso, o grupo de pesquisa desenvolveu um código praticamente geral, que pode lidar tanto com malhas Chimera quanto com malhas justapostas, em configurações complexas. O número de malhas que o código pode gerenciar é limitado apenas pela quantidade de memória da máquina.

Basicamente, as malhas que envolvem a empena dianteira, trocam informações entre si utilizando a técnica de malhas justapostas. Em seguida, essas 7 malhas, através de interfaces Chimera, trocam informações com a malha de *background* para o conjunto dianteiro e, finalmente, essa mesma malha de *background* troca informações com a malha do corpo central. Para a empena traseira, o processo é similar. A malha de *background* tem a função de servir de transição entre as malhas das empenas, muito refinadas, e a do corpo central, pouco refinada. Além disso, a malha de *background* encobre a complexidade da configuração, já que a malha do corpo central não enxerga as malhas das empenas. Caso não fossem utilizadas malhas de *background*, a malha do corpo

central teria de utilizar muito mais pontos para poder se comunicar de forma eficiente com as malhas das empenas.

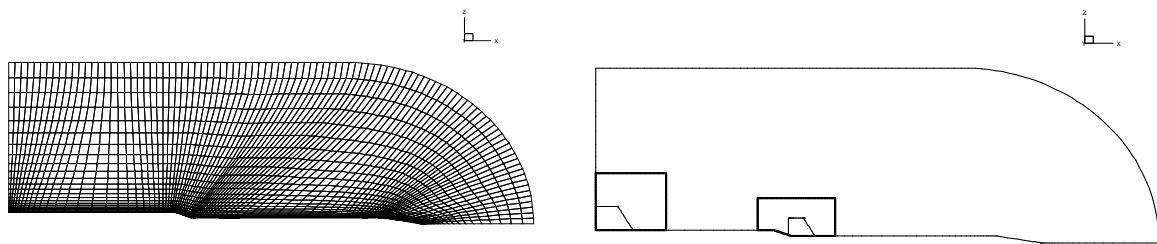


Figura 2. Malha do corpo central (esquerda) e as malhas de background (direita)

4. CONDIÇÕES DE CONTORNO

Para a configuração de interesse, os tipos de condição de contorno que são consideradas incluem: condição de contorno de escoamento não perturbado para as fronteiras distantes das superfícies do foguete; condição de contorno baseada em relações características unidimensionais para as fronteiras próximas das superfícies do foguete; condição de contorno de simetria axial; condição de contorno de parede impermeável; baseada nas equações de Euler e condição de contorno de simetria.

No caso do estudo do escoamento sobre o VLS, as condições de contorno podiam ser implementadas no próprio código devido ao número reduzido de malhas para aquele caso. Entretanto, no presente caso, o procedimento de codificar separadamente 13 sub-rotinas para trabalhar com as 13 malhas seria um processo extremamente trabalhoso e propenso a erros. Novamente, a solução encontrada foi eliminar as particularidades do código original referentes ao VLS e criar uma sub-rotina o mais geral possível, para trabalhar com a diversidade das condições de contorno que as malhas do SONDA-III apresentam.

As malhas são consideradas como cubos e cada uma das 6 faces é numerada. Um código que representa uma determinada condição de contorno é associado a cada face. Com este método, o *solver* consegue implementar 78 condições de contorno de uma forma simples para o usuário.

5. TRATAMENTO DAS INTERFACES DAS MALHAS JUSTAPOSTAS

No presente trabalho, é necessário que duas malhas justapostas sempre compartilhem um certo número de pontos entre si, através destas fronteiras, como ilustrado pela Fig. 3. Uma das razões para esta sobreposição de pontos entre as malhas é devido ao fato do esquema de dissipação artificial utilizar cinco pontos em sua molécula de cálculo. Com isso, os passos a serem seguidos pelo algoritmo para o cálculo das propriedades nestes pontos são:

1. Inicialmente, as propriedades em todos os pontos interiores da malha expandida *A* são calculados, avançando um passo no tempo.
2. Os pontos localizados na primeira coluna da malha *B* recebem os valores das propriedades dos pontos da quinta coluna da malha *A*.
3. Os pontos localizados na segunda coluna da malha *B* recebem os valores das propriedades dos pontos da quarta coluna da malha *A*.
4. Todos os pontos interiores da malha *B* são calculados, avançando um passo no tempo para essa malha.
5. Os valores dos pontos localizados na quinta coluna da malha *B* são transferidos para a primeira coluna da malha *A*, e os da quarta coluna da malha *B* para a segunda coluna da malha *A*.

6. Os pontos interiores da malha A são novamente calculados e todo o processo se repete.

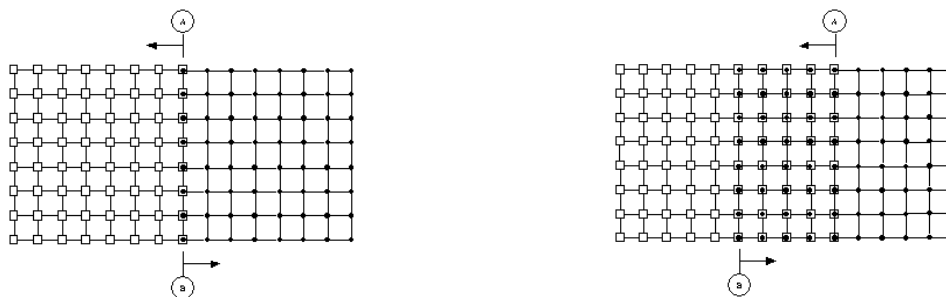


Figura 3. Malhas A e B antes (esquerda) e depois (direita) do processo de expansão.

Em 3-D, ao invés de linhas ou colunas em comum, tem-se planos. No presente trabalho, as malhas são construídas com uma única face em comum e, posteriormente, um código adicional se encarrega de ler uma matriz de conectividade, para decidir quais faces de cada uma das malhas devem ser expandidas.

6. TRATAMENTO DAS INTERFACES DAS MALHAS CHIMERA

As malhas Chimera se caracterizam por possuírem uma região de sobreposição, sem a necessidade de haver pontos em comum, como nas malhas justapostas. Novamente, esta região é responsável pela troca de informações entre as malhas. De fato, o algoritmo que trata as malhas sobrepostas poderia ser usado para tratar as fronteiras justapostas, como implementadas aqui. Porém, como o problema apresenta um maior número de fronteiras justapostas em relação às fronteiras sobrepostas e, mais ainda, como o tratamento das fronteiras sobrepostas consome uma parcela grande do tempo computacional necessário para o avanço de um passo no tempo da solução, optou-se por elaborar uma rotina específica para o tratamento das fronteiras justapostas.

Para as fronteiras sobrepostas, como nem todos os pontos são necessários para haver a comunicação de informações entre as malhas, podemos eliminar logicamente alguns pontos. Este procedimento de eliminação de pontos é conhecido na literatura pertinente como *holecutting*. Neste processo, o que se faz é criar um *array* auxiliar que associa a cada ponto da malha um valor de “ligado” ou “desligado”. Os pontos podem ser eliminados por duas razões:

1. Os pontos de uma determinada malha se encontram dentro de uma região sem sentido físico de outra malha, como o interior do foguete, onde não há escoamento. A Fig. 4b mostra a malha de *background* com os pontos eliminados e o contorno da empena. Na prática, o que se faz é criar um volume virtual maior que o volume sólido e eliminam-se todos os pontos da malha que se encontram dentro desse volume virtual. A criação do volume virtual possibilita que se controle a quantidade de pontos a serem eliminados.
2. Os pontos de malhas sobrepostas podem também ser eliminados para diminuir a região de sobreposição. Um exemplo seria a malha do corpo central que contém as duas malhas de *background*. Um volume virtual que está completamente contido em uma malha de *background* é criado e todos os pontos da malha do corpo central que se encontram dentro deste volume são eliminados. A Fig. 4a mostra o resultado deste processo.

Após o processo de *holecutting*, descrito em Antunes *et al.* (2000), o próximo passo consiste em identificar os pontos de fronteira Chimera. Esses pontos são identificados como os pontos que não foram eliminados pelo processo anterior, mas que possuem pelo menos um vizinho que foi eliminado. Os pontos de fronteira Chimera têm os valores de suas propriedades interpoladas. Cada ponto de fronteira Chimera localiza-se dentro de um hexaedro cujos vértices são formados por pontos da outra malha Chimera. Como descrito em Antunes (2000), calcula-se as distâncias entre um ponto de fronteira Chimera da primeira malha e os oito vértices do hexaedro da segunda malha.

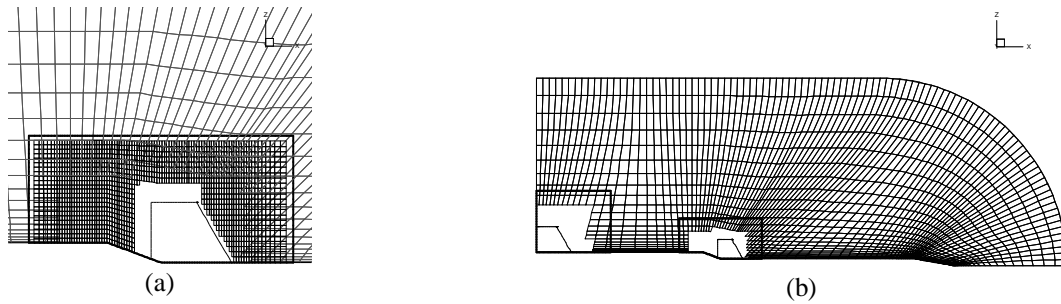


Figura 4. Detalhe das malhas do corpo central (direita) e de *background* após o processo de cavacão de buracos.

É importante enfatizar que não houve nenhuma tentativa de satisfazer a condição de conservação de fluxos no processo de interpolação. Como choques podem cruzar a interface entre os blocos das malhas, teria sido interessante forçar alguma condição de conservação nas interfaces. No entanto, esta condição não foi implementada no presente caso devido ao alto custo computacional associado com tal processo, especialmente no caso 3-D. Entretanto, o presente esforço deve ser encarado como um passo intermediário rumo a uma capacidade de simulação mais completa. Um método conservativo entre as interfaces Chimera, que satisfaz as leis de conservação, foi desenvolvido por Wang e Yang (1994). Uma discussão detalhada deste procedimento pode ser visto no trabalho desenvolvido por Wang *et al.* (1995).

7. RESULTADOS E DISCUSSÕES

Os resultados apresentados referem-se a simulações do escoamento sobre o foguete SONDA-III em sua configuração completa para o voo de primeiro estágio. Todos os resultados incluídos consideram o caso com o número de Mach de escoamento não perturbado $M_\infty = 2.0$ e ângulo de ataque nulo. O motivo de elegermos uma condição de voo no regime supersônico é devido ao curto tempo de voo na baixa atmosfera para o SONDA-III e o veículo está em velocidade supersônica durante a maior parte do seu voo. Obviamente o presente trabalho visa à demonstração da capacidade implementada para resolver configurações de malhas multiblocos, ao invés de uma análise aerodinâmica do SONDA-III.

A Fig. 5 apresenta o histórico de convergência de todas as malhas. O CFL utilizado foi de 0.9 e foram necessárias aproximadamente 8000 iterações para se atingir o zero da máquina.



Figura 5. História de convergência de todas as malhas utilizadas na simulação.

Os contornos de número de Mach podem ser observados na Fig. 6. Na Fig. 6a o plano apresentado está contido no plano de simetria que divide ao meio as empenas. É possível notar uma onda de choque logo na ponta do foguete e uma onda de choque de menor proporção que se forma

acima da empena, na interseção do bordo de ataque com o plano superior da empena. Portanto, percebe-se que na parte cônica do corpo principal há a formação de uma grande onda de choque. Na Fig. 6b mostra em detalhe a região de interação entre a empena dianteira e a região cônica do corpo central. Finalmente, percebe-se que o choque que se forma no bordo de ataque da empena aumenta de espessura ao se aproximar do segundo plano de simetria, ou seja, é o plano que não contém as empenas.

8. CONCLUSÕES

O presente trabalho apresentou os resultados 3-D das simulações dos escoamentos sobre o SONDA-III, utilizando uma formulação Euler. Um código multibloco estruturado foi implementado, utilizando uma abordagem simultânea de malhas Chimera e malhas justapostas para

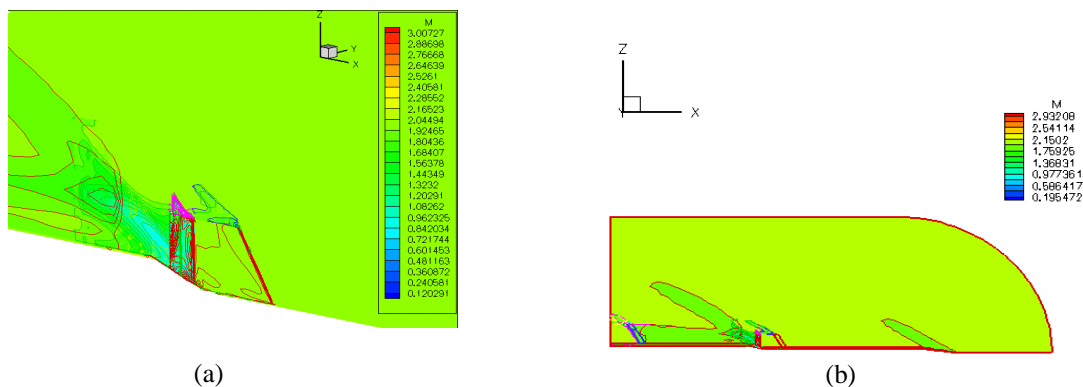


Figura 6. (b) Contornos de número de Mach para o SONDA-III ($M_{\infty} = 2.0$) e (a) contornos de número de Mach em torno da empena dianteira ($M_{\infty} = 2.0$).

lidar com a configuração complexa do foguete de sondagem. O propósito do trabalho reside primordialmente no estudo, análise e implementação da capacidade de resolver o escoamento sobre configurações de malhas multibloco ao invés de uma análise da aerodinâmica do SONDA-III. Por isso utiliza-se um código computacional criado pelo grupo de pesquisa para simular escoamentos em configurações aeroespaciais e este código foi desenvolvido para atender as exigências do Instituto de Aeronáutica e Espaço, vendo que, programas comerciais não tem a especificidade que o grupo precisa. Todos os códigos utilizados foram desenvolvidos pelo grupo de pesquisa e representam uma ferramenta poderosa de análise aerodinâmica e de projeto.

As principais vantagens percebidas na utilização da metodologia apresentada foram:

- **Flexibilidade:** existem regiões que se adapta melhor a técnica de malhas Chimera ou a de malhas justapostas. Utilizando-se simultaneamente as duas no mesmo código, consegue-se aproveitar as vantagens de ambas e as malhas podem ser geradas com muito mais facilidades.
- **Modularidade:** o uso de malhas de *background* permite encobrir a complexidade das malhas que envolvem a empena. Pequenas modificações ficam simples, pois não é necessário gerar todas as outras malhas ou mesmo replanejar o fluxo de informações.
- **Concentração de pontos:** o uso de malhas multiblocos permitiu o refinamento de regiões localizadas, de forma muito semelhante ao que ocorre com as malhas não estruturadas, sem os inconvenientes do endereçamento direto ou a perda de desempenho para a realização dos cálculos.

Finalmente, a metodologia apresentada, que utiliza uma combinação de malhas Chimera e malhas justapostas, parece ser adequada para lidar com problemas semelhantes, com a presença de diversas empenas, e, portanto, a metodologia apresentada permitiu que se obtivesse características de refinamento de malha semelhante às encontradas em uma abordagem não estruturada, mas utilizando-se malhas estruturadas e todas as vantagens de eficiência computacional inerentes a esta abordagem.

9. AGRADECIMENTOS

O presente trabalho teve suporte parcial do Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico, CNPq, por meio do Projeto Integrado de Pesquisa No. 114698/03-1.

10. REFERÊNCIAS

- Antunes, A.P., “Simulação de Escoamentos Aerodinâmicos Utilizando Malhas de Blocos Múltiplos Sobrepostos”, Tese de Mestrado, Divisão de Engenharia Aeronáutica, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, SP, 2000.
- Antunes, A.P., Basso, E., e Azevedo, J.L.F., “Holecut – Um Programa de Geração de Malhas Chimera”, Relatório Técnico para a Divisão de Sistemas Espaciais, Instituto de Aeronáutica e Espaço, CTA, São José dos Campos, SP, 2000.
- Azevedo, J.L.F., Menezes, J.C.L., and Fico, N.G.C.R., Jr., “An Assessment of Boundary Layer Properties for Transonic and Supersonic Flows over the VLS”, AIAA Paper No. 95-1769-CP, *Proceedings of the 13th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Part 1, San Diego, CA, June, pp. 41-51.
- Azevedo, J.L.F., Menezes, J.C.L., and Fico, N.G.C.R., Jr., “Accurate Turbulent Calculations of Transonic Launch Vehicles Flows”, AIAA Paper No. 96-2484-CP, *Proceedings of the 14th Applied Aerodynamics Conference*, Part 2, New Orleans, LA, June 1996, pp. 841-851.
- Azevedo, J.L.F., Strauss, D., and Ferrai, M.A.S., “Viscous Multiblock Simulations of Axisymmetric Launch Vehicle Flows”, AIAA Paper No. 97-2300-CP, *Proceedings of the 15th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Part 2, Atlanta, GA, June 1997, pp. 664-674.
- Basso, E., Antunes, A.P., and Azevedo, J.L.F., “Chimera Simulations of Supersonic Flows over a Complex Satellite Launcher Configuration”, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 40, No. 3, May-June 2003, pp. 345-355.
- Bigarelli, E.D.V., Mello, O.A.F., e Azevedo, J.L.F., “Three Dimensional Flow Simulations for Typical Launch Vehicles at Angle of Attack”, *Anais do XV Congresso Brasileiro de Engenharia Mecânica*, Águas de Lindóia, SP, Brasil, Nov. 1999 (publicação em formato de CD-ROM sem numeração de páginas).
- Fletcher, C.A.J., *Computational Techniques for Fluid Dynamics*, Vol. II, Springer-Verlag, New York, 1998.
- Jameson, A., Schmidt, W., and Turkel, E., “Numerical Solutions of the Euler Equations by Finite Volume Methods Using Runge-Kutta Time-Stepping Schemes”, AIAA Paper No. 81-1259, June 1981.
- Long, L.N., Khan, M.M.S., and Sharp, H.T., “Massively Parallel Three-Dimensional Euler/ Navier-Stokes Method”, AIAA Journal, Vol. 29, No. 5, May 1991, pp. 657-666.
- Papa, J.C., “Simulação de Escoamentos sobre um Foguete de Sondagem Utilizando Malhas Multiblocos Chimera e Justapostas”, Tese de Mestrado, Divisão de Engenharia Aeronáutica, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, SP, 2002.

- Pulliam, T.H., and Steger, J.L., "Implicit Finite-Difference Simulations of Three-Dimensional Compressible Flow", *AIAA Journal*, Vol. 18, No. 2, Feb 1980, pp. 159-167.
- Strauss, D., and Azevedo, J.L.F., "A Numerical Study of Turbulent Afterbody Flows Including a Propulsive Jet", AIAA Paper No. 99-3190-CP, *Proceedings of the 17th Applied Aerodynamics Conference*, Norfolk, VA, June-July 1999, pp. 654-664.
- Turkel, E., and Vatsa, V.N., "Effect of Artificial Viscosity on Three-Dimensional Flow Solutions", *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 1, Jan. 1994, pp.39-45.
- Vieira, R., Azevedo, J.L.F., Fico, N.G.C.R., Jr., and Basso, E., "Three Dimensional Flow Simulation in the Test Section of a Slotted Transonic Wind Tunnel", ICAS Paper No. 98-R.3.11, *Proceedings of the 21st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, Melbourne, Sept. 1998 (Publication in CD-ROM format without page numbering).
- Wang, Z. J., Buning, P., and Benek, J., "Critical Evaluation of Conservative and Non-Conservative Interface Treatment for Chimera Grids", AIAA Paper No. 95-0077, *33rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, NV, Jan. 1995.
- Wang, Z.F., and Yang, H.Q., "A Unified Conservative Zonal Interface Treatment for Arbitrarily patched and Overlapped Grids", AIAA Paper No. 94-0320, *32nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, NV, Jan.1994.

STRUCTURED MULTIBLOCK SIMULATIONS OF GENERAL LAUNCHER FLOWS INCLUDING THE EFFECT OF FINS

João Alves de Oliveira Neto jalvesaer@ig.com.br

Universidade Braz Cubas

Av. Francisco Rodrigues Filho, 1233 – Mogi das Cruzes, SP, Brasil

José Carlos Papa jcpmba@bol.com.br

Centro Técnico Aeroespacial, Instituto de Aeronáutica e Espaço

CTA/IAE/ASB – 12228-904 – São José dos Campos, SP, Brasil

Edson Basso basso@iae.cta.br

Centro Técnico Aeroespacial, Instituto de Aeronáutica e Espaço

CTA/IAE/ASE-N – 12228-904 – São José dos Campos, SP, Brasil

João Luiz F. Azevedo azevedo@iae.cta.br

Centro Técnico Aeroespacial, Instituto de Aeronáutica e Espaço

CTA/IAE/ASE-N – 12228-904 – São José dos Campos, SP, Brasil

Abstract. *Aerodynamic flow simulations over a typical sounding rocket are presented. Sounding rocket configurations usually require fairly large fins and, quite frequently, have more than one set of fins. In order to be able to handle such configurations, the present work uses a novel methodology which combines both Chimera and patched multiblock grids in the discretization of the computational domain. The flows of interest are modeled using the 3-D Euler equations and the work describes the details of the discretization procedure, which uses a finite difference approach for structured, body-conforming, multiblock grids. The method is used to calculate the aerodynamics of a sounding vehicle currently under development. The results indicate that the present approach can be a powerful aerodynamic analysis and design tool.*

Keywords. *Structured grids, Launcher Vehicles, multiblock grids.*