

EMPREGO DA CFD PARA O ESTUDO DE UM CORPO ROMBUDO EM REGIME SUPERSÔNICO

Gustavo Bono^a e Armando M. Awruch^b

^a Núcleo de Tecnologia, Centro Acadêmico do Agreste, Universidade Federal de Pernambuco (UFPE), Rod. BR-104 Km 59, 55002-970 Caruaru, PE, Brasil, bonogustavo@gmail.com, <http://www.ufpe.br/caa>

^b Centro de Mecânica Aplicada e Computacional, Universidade Federal do Rio Grande do Sul (UFRGS), Av. Osvaldo Aranha 99, 90035-190 Porto Alegre, RS, Brasil, amawruch@ufrgs.br, <http://www.ufrgs.br>

Palavras Chave: Dinâmica dos Fluidos Computacional, escoamento Supersônico, Interação viscosas e não viscosas.

Resumo. O objetivo do presente trabalho é descrever através da Dinâmica dos Fluidos Computacional os principais fenômenos que acontecem sobre uma geometria tridimensional em regime supersônico. Na configuração estudada podem-se encontrar as seguintes interações: onda de choque/onda de choque (CC) e onda de choque/camada limite (CCL). O escoamento compressível é modelado para diferentes números de Mach e ângulos de ataque. As equações de Navier-Stokes são resolvidas empregando o Método dos Elementos Finitos, usando malhas de elementos hexaédricos e tetraédricos. Os resultados obtidos permitem capturar eficientemente as principais características do escoamento, sendo elas: a complexa topologia do escoamento sobre a superfície com várias separações e suas interações, e a interação choque-choque para grandes ângulos de ataque.

1 INTRODUÇÃO

Estudar e prever os principais fenômenos aerodinâmicos que acontecem sobre corpos rombudos em escoamentos supersônicos e hipersônicos é muito importante para o desenho e desenvolvimento de veículos espaciais, veículos lançadores, mísseis e projéteis, entre outros. Nestas configurações, as interações têm uma forte influência nos seguintes itens: os níveis de aquecimento, as cargas de pressão, a separação da camada limite, o tamanho da região de recirculação, a perda de eficiência das superfícies de controle, etc.

Existem vários fenômenos importantes neste regime, sendo os principais:

1 - a interação onda de choque/onda de choque (CC) que acontece em escoamentos supersônicos e hipersônicos e ocorre quando duas ondas de choque se interceptam. Este tipo de interação influencia a aerodinâmica do veículo e pode incrementar a taxa de transferência de calor e pressão na superfície do veículo, mas especificamente perto da região onde acontece a interação. Edney (1968) descreveu seis tipos de interação CC que podem acontecer, e estes são definidos em função da posição e intensidade da onda de choque incidente (impinging shock) e da forma do corpo;

2 - a interação onda de choque-camada limite (CCL) que pode estar presente em escoamentos transônicos, supersônicos e hipersônicos e se dá quando uma onda de choque intercepta a camada limite. Os fenômenos físicos presentes no problema são muitos complexos, sendo os principais: a separação da camada limite induzida pela interação onda de choque/camada limite e os fortes gradientes gerados na região de recompressão. Os principais parâmetros que influenciam a interação CCL são: o número de Mach, o número de Reynolds, a temperatura da superfície, o tipo de escoamento (laminar e/ou turbulento), a geometria e o estado químico do gás.

As interações onda de choque/onda de choque (CC) e onda de choque/camada limite (CCL) são fenômenos muito comuns em escoamentos transônicos, supersônicos e hipersônicos. Devido a este fato, este tipo de interações vem sendo estudado durante décadas para uma grande variedade de configurações e em uma ampla faixa de números de Mach e números de Reynolds. Os principais estudos experimentais e/ou numéricos estão resumidos em: Détery (1999); Dolling (2001) e Edwards (2008).

Nas últimas décadas, a Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD) começou a destacar-se como uma importante ferramenta para o estudo e análise de diferentes problemas nos campos da engenharia aeronáutica e aeroespacial. Devido a sua boa relação custo-benefício, flexibilidade, rapidez na comparação de diferentes configurações, possibilidade do estudo de fenômenos localizados e predição de fenômenos difíceis de simular experimentalmente, a simulação numérica tornou-se uma das principais ferramentas na indústria.

O problema da configuração placa plana-rampa em regime hipersônico foi estudado por Bono e Awruch (2008) e Bono et al. (2008). Em ambos os casos, os estudos numéricos empregaram o método dos elementos finitos com elementos tetraédricos e hexaédricos.

Neste trabalho, pretende-se analisar e contribuir através da simulação numérica ao entendimento das características físicas do problema de interação onda de choque/onda de choque e onda de choque/camada limite sobre configurações tridimensionais. Pretende-se também validar o esquema numérico de Taylor-Galerkin de um passo, implementado para malhas não estruturadas e estruturadas num escoamento viscoso complexo. O modelo estudado consiste em uma configuração assimétrica formada por um cilindro hemisférico-cone-cilindro, este corpo foi estudado experimental e numericamente por Houtman et al. (1995) para vários números de Mach e ângulos de ataque.

Estudios preliminares desta configuração para malhas de hexaedros e de tetraedros com uma técnica automática de adaptação de malha foram apresentados por Bono et al. (2009) para um escoamento não viscoso. Os resultados obtidos apresentaram uma ótima concordância com relação aos resultados experimentais, entretanto, não foi possível capturar a separação da camada limite, uma vez que foram usadas as equações de Euler. O presente trabalho, embora esteja num estágio inicial, é uma continuação do citado artigo e tem o objetivo de proporcionar uma melhor compressão dos fenômenos físicos existentes sobre este tipo de configuração.

2 DEFINIÇÃO DO PROBLEMA E APROXIMAÇÃO

2.1 Equações governantes

As equações da continuidade, de quantidade de movimento e da energia (equações de Navier-Stokes) são as equações mais gerais para a descrição de um escoamento em um meio contínuo, viscoso e em regime transiente. Desprezando as forças de volume e a fonte/sumidouro de energia, as equações de conservação escritas em forma compacta e adimensionalizadas ficam da seguinte maneira

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}_i}{\partial x_i} + \frac{\partial \mathbf{G}_i}{\partial x_i} = 0 \text{ em } \Omega. \quad (1)$$

onde $\Omega \subset R^{n_{sd}}$ e $(0, T)$ são os domínios espacial e temporal, respectivamente, onde $n_{sd} = 3$ é o número de dimensões espaciais e Γ denota o contorno de Ω . As coordenadas espaciais e temporais são denotadas por \mathbf{x} e t . \mathbf{U} é o vetor de incógnitas das variáveis conservativas, \mathbf{F}_i e \mathbf{G}_i são, respectivamente, os vetores de fluxo não viscoso e difusivos dados por

$$\mathbf{U} = \begin{Bmatrix} \rho \\ \rho v_j \\ \rho e \end{Bmatrix}, \quad \mathbf{F}_i = \begin{Bmatrix} \rho v_i \\ \rho v_j v_i + p \delta_{ij} \\ v_i (\rho e + p) \end{Bmatrix}, \quad \mathbf{G}_i = \begin{Bmatrix} 0 \\ -\tau_{ij} \\ -\tau_{ij} v_i - q_i \end{Bmatrix}. \quad (2)$$

com $i, j = 1, 2, 3$. Onde v_i é a componente da velocidade na direção da coordenada x_i , ρ é a massa específica, p é a pressão termodinâmica, τ_{ij} são as componentes do tensor de tensões viscosas, q_i é o vetor de fluxo de calor, e é a energia total específica e δ_{ij} é o delta de Kronecker.

Para um gás perfeito, a equação de estado e a energia interna u são dadas pelas seguintes equações

$$p = (\gamma - 1) \rho u, \quad u = c_v T = e - \frac{1}{2} v_i v_i. \quad (3)$$

onde p é a pressão, T é a temperatura e $\gamma = c_p / c_v$ com c_p e c_v sendo os coeficientes de calor específico a pressão e volume constantes, respectivamente. O tensor de tensões viscosas τ_{ij} e o vetor de fluxo de calor q_j são definidos como

$$\tau_{ij} = \lambda v_{k,k} \delta_{ij} + \mu (v_{i,j} + v_{j,i}), \quad q_j = -k_{ij} T_{,k}. \quad (4)$$

onde $k = 1, 2, 3$. k_{ij} representa as componentes de condutibilidade térmica, λ e μ são os coeficientes de viscosidade volumétrica e dinâmica, respectivamente. Em escoamentos com altos gradientes de temperatura, como é o caso dos escoamentos compressíveis, a viscosidade

dinâmica e a condutividade térmica não podem ser consideradas constantes, e sim uma função da temperatura. Existem algumas leis empíricas para representar a dependência da viscosidade e condutibilidade térmica com a temperatura T , neste trabalho foi empregada a lei de Sutherland.

Para definir totalmente o problema, devem-se adicionar ao sistema de equações, dado pela Eq. (1), as condições iniciais e de contorno para as variáveis.

2.2 Modelagem computacional

As equações de Navier-Stokes são resolvidas empregando o método dos elementos finitos (MEF), usando uma série de Taylor e o clássico método de Bubnov-Galerkin para a discretização do tempo e do espaço, respectivamente. Para a resolução do método de Taylor-Galerkin emprega-se um esquema numérico explícito iterativo de um passo (Donea, 1984).

Em um primeiro momento, as variáveis de campo são expandidas no tempo segundo uma série de Taylor. Isto permite obter os valores das variáveis em um determinado passo de tempo $(n+1)\Delta t$, a partir do passo de tempo anterior $n\Delta t$. Posteriormente, o método dos resíduos ponderados de Galerkin standard (ou Bubnov-Galerkin) no contexto do MEF é aplicado para obter-se a aproximação espacial. O esquema resultante é de segunda ordem no espaço e no tempo e experimenta oscilações espúrias perto da onda de choque, as quais são amortizadas com a adição de viscosidade artificial (Argyris et al., 1990; Löhner, 2001).

Para discretizar a geometria emprega-se o elemento hexaédrico trilinear (malha estruturada) e o elemento tetraédrico linear (malha não estruturada). A fim de reduzir o tempo de CPU e consumo de memória, no elemento hexaédrico utiliza-se integração analítica reduzida das matrizes em nível de elemento. Detalhes do esquema de Taylor-Galerkin de um passo podem ser encontrados em Bono (2008) e Bono et al. (2009).

3 GEOMETRIA DO MODELO, MALHAS E CONDIÇÕES DE CONTORNO

O modelo é axissimétrico e consiste em um cilindro com uma ponta hemisférica, um cone com um ângulo de 30 graus e uma cola cilíndrica. O sistema de coordenadas empregado e as dimensões do modelo são dados na Figura 1.

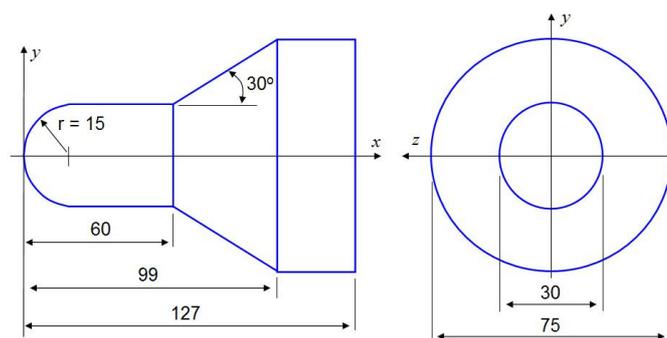


Figura 1: Geometria e dimensões do modelo

Os resultados experimentais de Houtman et al. (1995) apresentam a distribuição de pressão sobre a configuração para números de Mach variando entre 2,95 e 4,04 e ângulos de ataque até 20°. Neste trabalho, foram modelados os casos no qual o escoamento tem um número de Mach igual a $M_\infty = 2,95$ e 4,04 e ângulo de ataque de 10° e 20°. Na Tabela 1, apresentam-se a identificação de cada exemplo segundo o número de Mach e ângulo de ataque.

Para a análise do problema, considera-se a metade da geometria, devido ao escoamento ser

simétrico. Mostra-se na Figura 2, o domínio empregado para todos os exemplos estudados. Os casos analisados foram modelados considerando um escoamento viscoso com número de Reynolds igual $Re = 2 \cdot 10^5$. As condições de contorno são dadas por: condição da corrente-livre $V_\infty = (M_\infty \cos \alpha; M_\infty \sin \alpha; 0)$, $\rho_\infty = 1,0$, $e_\infty = 6,13695$ ($M_\infty = 2,95$) ou $9,9465$ ($M_\infty = 4,04$) e $p_\infty = 0,71428$ e foram aplicadas no plano definidos pelas arestas $ABCD$. No plano $ABCHGFE$, colocam-se condições de simetria e no plano $DEIH$ as condições de contorno são livres. Finalmente, sobre a superfície do corpo prescreve-se a condição de não deslizamento ($\mathbf{V} = 0$) e como condições iniciais, adotam-se os valores da corrente-livre e aplicam-se em todos os nós do domínio com a exceção dos nós do contorno sólido. Para mais detalhes das condições de contorno ver Bono (2008).

	$\alpha = 10^\circ$	$\alpha = 20^\circ$
$M_\infty = 2,95$	11	12
$M_\infty = 4,04$	21	22

Tabela 1: Identificação de cada simulação segundo o número de Mach e ângulo de ataque.

Para a resolução dos problemas, empregam-se uma malha não estruturada de tetraedros (M) e duas malhas estruturadas de hexaedros (M1 e M2). Neste estudo, não foi empregado o esquema de adaptação de malhas usado em Bono et al.(2009). O valor empregado para o coeficiente de amortecimento fictício (CAF) foi 0,7 e o valor do coeficiente de segurança usado foi $CS = 0,1$, para mais detalhes ver Bono (2008).

Na Figura 2, são mostradas as malhas de elementos tetraédricos e hexaédricos empregadas nas simulações.

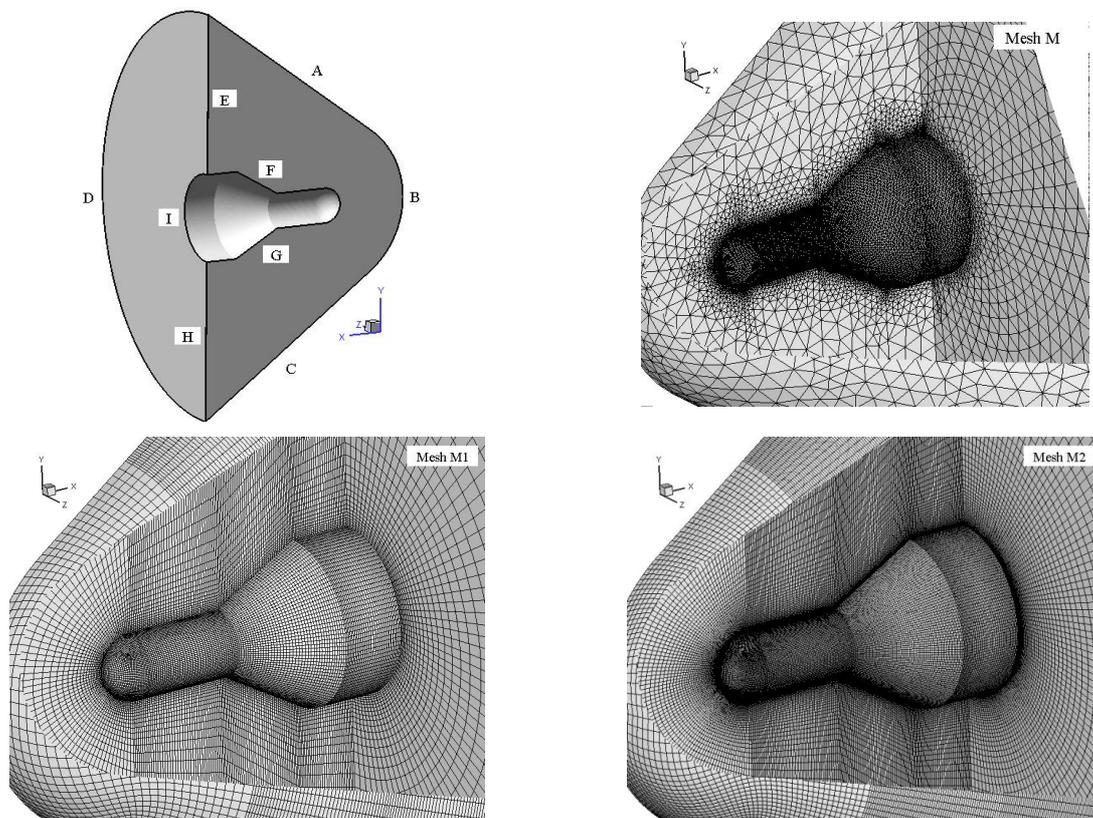


Figura 2: Domínio e malhas empregadas para a simulação numérica

Na Tabela 2, mostram-se para cada malha empregada sua identificação, o número de nós (nno), o número de elementos ($nele$), o número de nós sobre o contorno sólido ($nnoCS$) e o incremento de tempo (Δt).

Malha	Nno	$nele$	$nnoCS$	Δt
M	39212	194111	9671	$4,0 \times 10^{-3}$
M1	211146	198750	8121	$5,0 \times 10^{-3}$
M2	949212	917700	18612	$2,0 \times 10^{-3}$

Tabela 2: Dados das malhas e principais parâmetros.

4 RESULTADOS E DISCUSSÃO

Para as simulações assume-se que o escoamento tem uma relação de calor específico e número de Prandtl igual a 1,40 e 0,72, respectivamente. Para o estudo da configuração do corpo rombudo foram empregadas as malhas de tetraedros e hexaedros.

Nas Figuras 3 e 4, mostram-se a distribuição do coeficiente de pressão (C_p) para as diferentes combinações de número de Mach ($M_\infty = 2,95$ e $4,04$) e ângulo de ataque ($\alpha = 10^\circ$ e 20°) com as malhas de tetraedros (M) e hexaedros (M2).

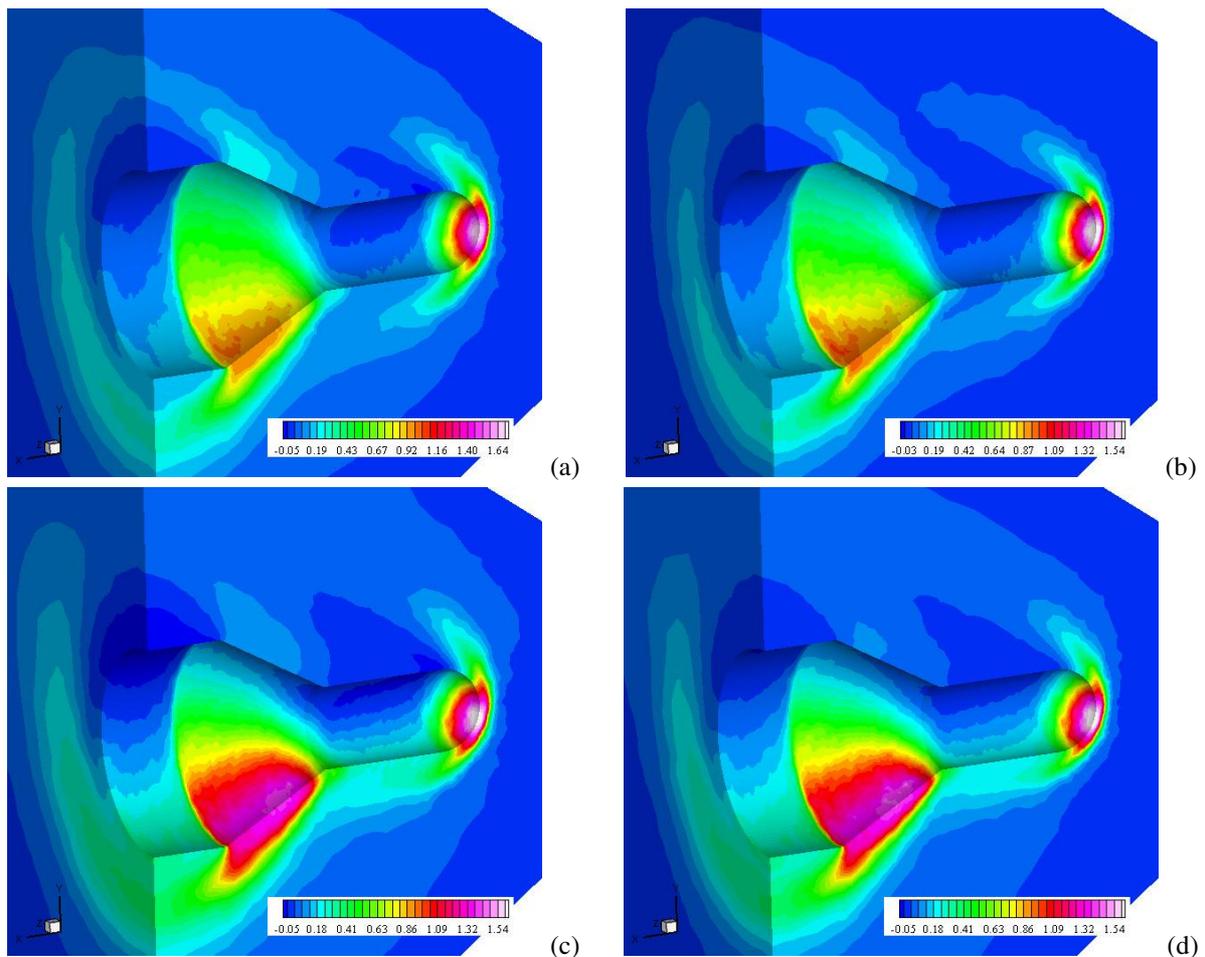


Figura 3: Distribuição do coeficiente de pressão para a malha de tetraedros (M). Casos: (a) 11, (b) 12, (c) 21 e (d) 22

Apesar de a geometria ser simples o escoamento é complexo devido às diferentes interações que acontecem. Pode-se observar que quando se incrementa o número de Mach mantendo fixo o ângulo de ataque, se produz um aumento nos valores do coeficiente de pressão na região de estagnação e na região inferior do cone onde existe uma forte onda de choque e a interação onda de choque-onda de choque. Observa-se que quando o ângulo de ataque é máximo, na região inferior do cone o máximo valor do coeficiente de pressão resulta da mesma ordem que no ponto de estagnação. A região de interação CC na região inferior do cone desloca-se a montante na medida em que aumenta o número de Mach e o ângulo de ataque.

Com relação ao escoamento pode-se observar que entre as duas figuras existem uma boa concordância entre os resultados obtidos com as malhas de tetraedros e hexaedros. Entretanto, os melhores resultados (livre de oscilações) na distribuição de pressão são obtidos com a malha de hexaedros. Os resultados obtidos com as malhas de hexaedros (M1 e M2) apresentam uma ótima concordância entre eles, sendo que os principais fenômenos do escoamento são eficientemente capturados com a malha de elementos hexaédricos mais finada (M2).

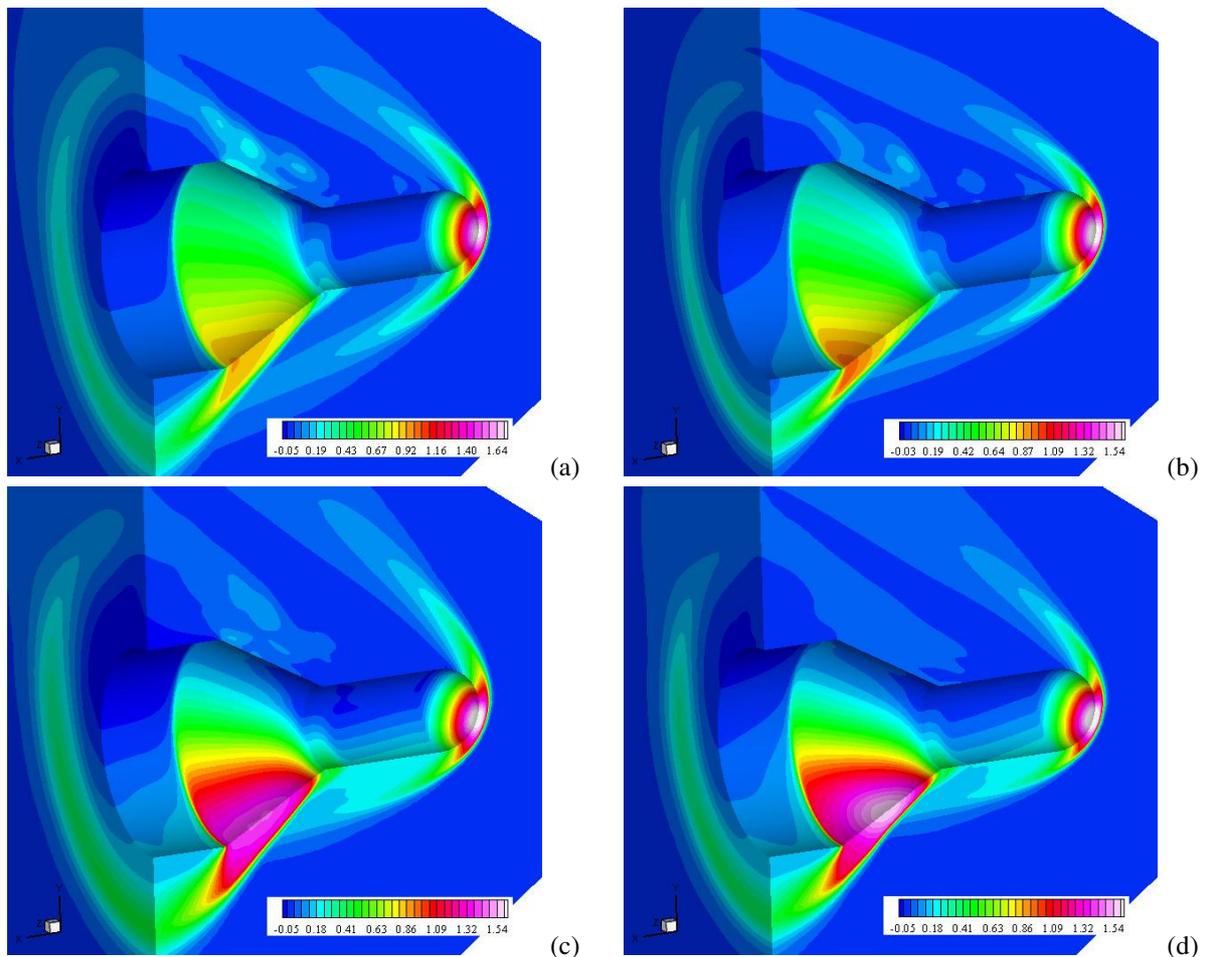


Figura 4: Distribuição do coeficiente de pressão para a malha de hexaedros (M2). Casos: (a) 11, (b) 12, (c) 21 e (d) 22

Basicamente a topologia do escoamento viscoso sobre a configuração estudada apresenta: na parte frontal da configuração observa-se a formação de uma onda de choque de forte intensidade a qual interage com a onda de choque que se forma na parte inferior da

configuração. Inicialmente, na parte superior observa-se a expansão do escoamento (redução do C_p), depois na região de interseção cilindro-cone temos a separação da camada limite e finalmente, uma leve expansão do escoamento na região de interseção cone-cilindro.

Na parte superior da região cilindro-cone-cilindro observa-se que o escoamento tem um comportamento não estacionário, devido à separação da camada limite.

Na parte inferior inicialmente pode-se observar uma leve expansão do escoamento e depois a formação de uma onda de choque intensa na região de interseção cilindro-cone. Finalmente, na região cone-cilindro observa-se a expansão do escoamento.

Para o máximo número de Mach ($M_\infty = 4,04$) pode-se ver que os valores do C_p na superfície inferior do cone são da mesma ordem de grandeza que os obtidos no ponto de estagnação.

Nos resultados obtidos com as malhas de hexaedros (Figura 4) fica mais evidente os efeitos provocados pela interação onda de choque/onda de choque na região inferior do cone. Registra-se um aumento localizado da pressão que deve ser levado em conta para o dimensionamento estrutural e de proteção térmica.

A distribuição do coeficiente de pressão e as linhas de corrente para a malha de hexaedros (M2) são mostradas nas Figuras 5 e 6. A figura mostra a vista inferior e superior da configuração estudada.

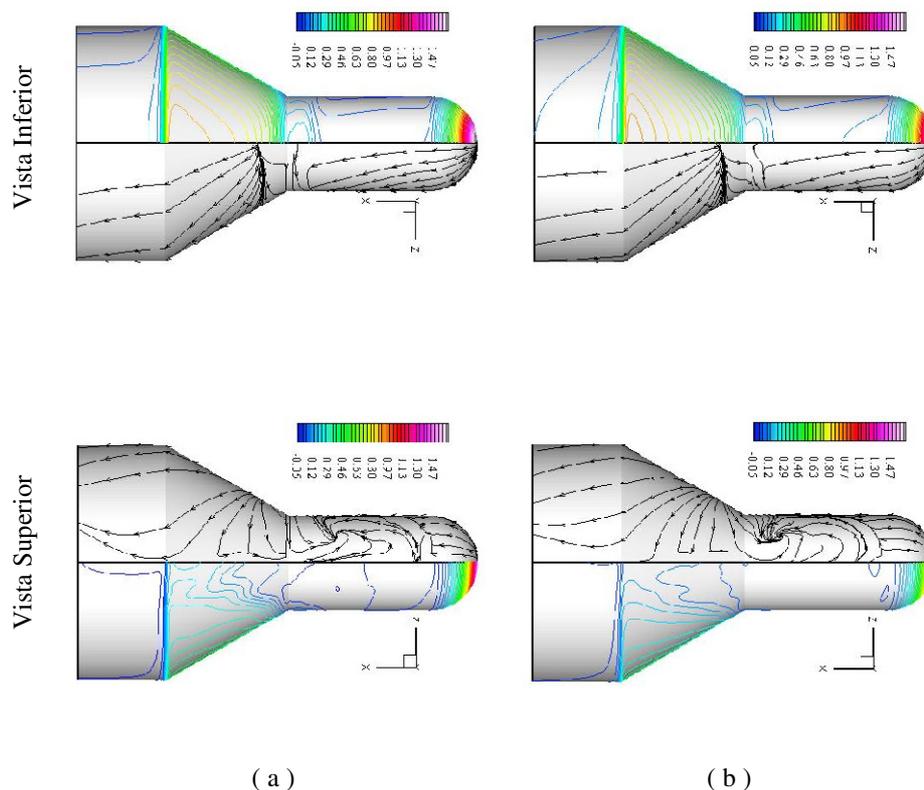


Figura 5: Distribuição do coeficiente de pressão e linhas de corrente para a malha de hexaedros (M2).

Casos: (a) 11 e (b) 12. $C_{p_{min}}$ (azul) = -0,05; $C_{p_{max}}$ (branco) = 1,50

Na vista inferior, observa-se que a configuração apresenta uma linha de separação da camada limite na região final do cilindro e uma linha de recolamento da camada limite na região inicial do cone. Este tipo de fenômeno acontece no típico problema da placa plana-rampa em escoamentos supersônicos e hipersônicos (Bono et al., 2009). Como já foi

observado, os coeficientes de pressão na superfície inferior do cone apresentam valores da mesma ordem de grandeza que os existentes na região de estagnação para os casos 21 e 22.

A complexa topologia do escoamento pode-se observar na vista superior das Figuras 5 e 6. A região de separação fica perfeitamente definida, através das linhas de separação e linhas de recolamento da camada limite.

Na Figura 7, mostra-se a distribuição de linhas de corrente obtidas por Houtman et al. (1995) empregando a técnica de visualização com filmes de óleo. Observa-se que a concordância entre os resultados obtidos com técnicas experimentais em túnel de vento e os resultados obtidos mediante simulação numérica é muito boa.

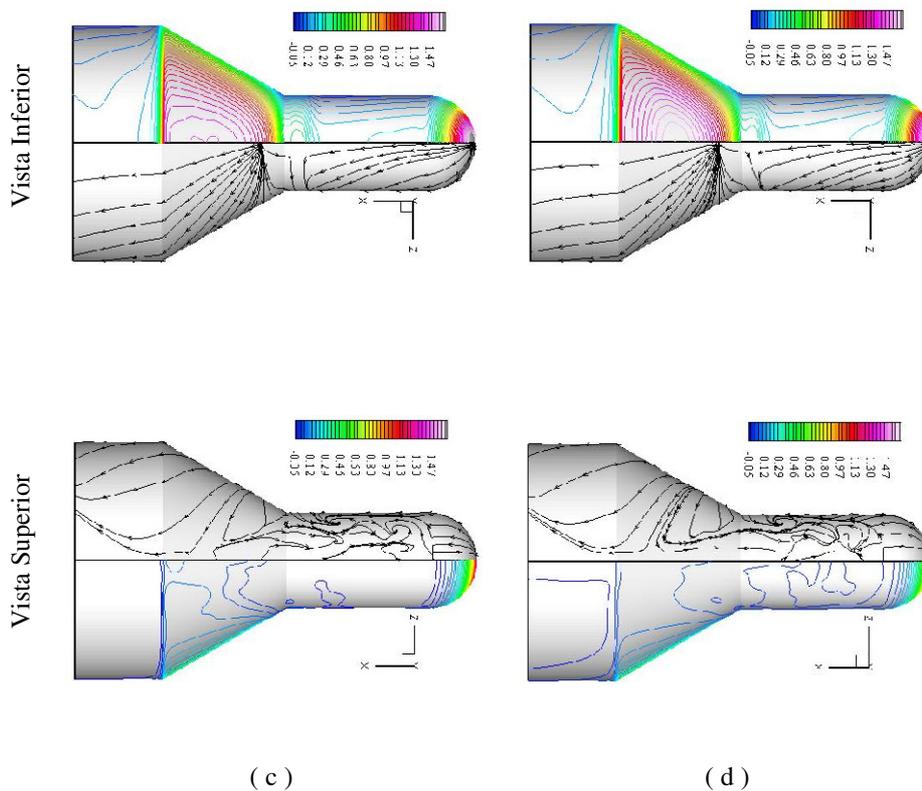


Figura 6: Distribuição do coeficiente de pressão e linhas de corrente para a malha de hexaedros (M2).
Casos: (c) 21 e (d) 22. $C_{p_{min}}$ (azul) = -0,05; $C_{p_{max}}$ (branco) = 1,50

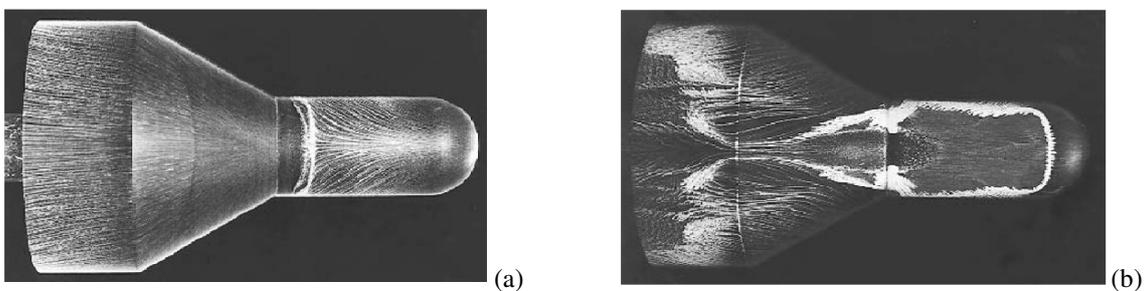


Figura 7: Distribuição das linhas de corrente para o caso 22 ($M_\infty = 4,04$; $\alpha = 20^\circ$). Vistas: (a) inferior, (b) superior (Fonte: Houtman et al, 1995)

Na Figura 8, apresentam-se as vistas laterais com as respectivas linhas de corrente para as

diferentes combinações de número de Mach e ângulo de ataque no caso da malha de hexaedros M2. Observa-se que a separação na região superior (cilindro e cone) aumenta levemente quando incrementamos o ângulo de ataque, entretanto, a separação na região inferior (interseção cilindro-cone) permanece praticamente constante.

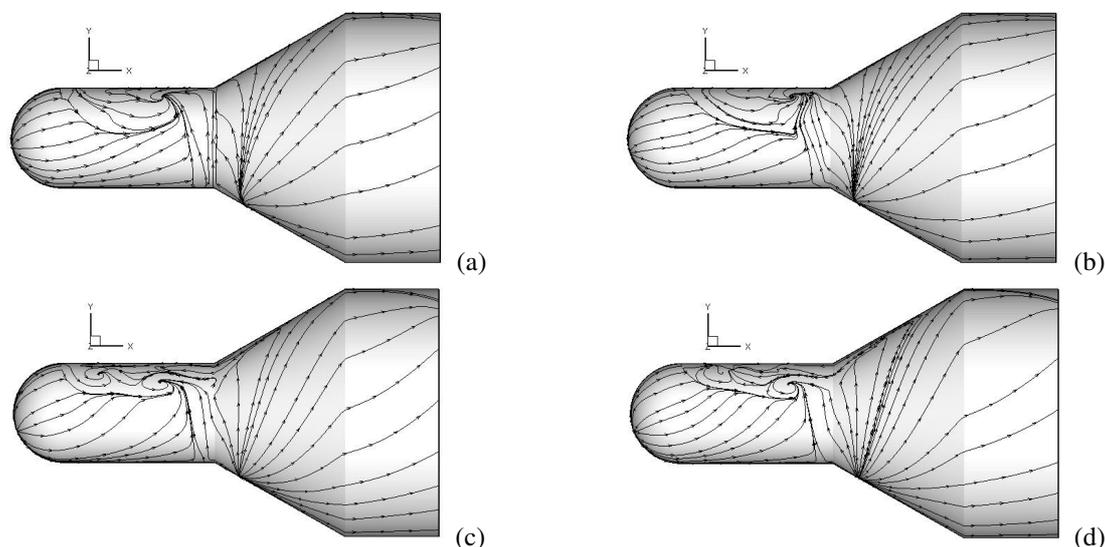


Figura 8: Vista lateral da distribuição de linhas de corrente para a malha de hexaedros (M2). Casos: (a) 11, (b) 12, (c) 21 e (d) 22

5 CONCLUSÃO

A simulação numérica sobre um corpo rombudo tridimensional em regime supersônico foi estudada com um esquema explícito de Taylor-Galerkin de um passo no contexto do método dos elementos finitos com malhas não estruturadas e estruturadas. Os resultados numéricos permitem observar uma boa concordância com relação aos resultados experimentais, entretanto, devido ao estágio inicial da pesquisa, os resultados apresentados neste trabalho são puramente qualitativos.

As malhas de tetraedros permitem capturar os principais fenômenos que acontecem sobre a configuração, entretanto, os melhores resultados foram obtidos com as malhas de hexaedros. Com as malhas estruturadas foi possível capturar eficientemente a separação da camada limite e os picos de pressão originados da interação CC. No caso de malhas não estruturadas, somente o uso da técnica de adaptação de malhas empregada em Bono et al. (2009) possibilitaria a captura eficiente dos principais fenômenos da interação CC.

Do estudo numérico, conclui-se que a intensidade dos fenômenos da interação CC aumenta na medida em que cresce o número de Mach e ângulo de ataque. Também se observou que a região de interação se move segundo a combinação $M - \alpha$. Estas informações, embora preliminares, são muito importantes para o dimensionamento do sistema estrutural e de proteção térmica. Vale ressaltar, que estas mesmas conclusões foram obtidas quando se empregaram as equações de Euler (Bono et al., 2009).

A presente pesquisa está em andamento, portanto, futuros trabalhos verificarão se um maior refinamento da malha não estruturada captura eficientemente a interação CC e qual é a influência que tem a viscosidade artificial. Também se estudará em maiores detalhes os fenômenos de separação da camada limite e a interação com as ondas de choque.

AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem à FACEPE (processo APQ-0043-3.04/08) e ao CNPq (processo 475179/2009-9) pelo financiamento.

REFERÊNCIAS

- Argyris, J., Doltsinis, I.S. e Friz, H., Study on computational reentry aerodynamics. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 81:257–289, 1990.
- Bono, G., Simulação Numérica de Escoamentos em Diferentes Regimes utilizando o Método dos Elementos Finitos, Teses de doutorado, PROMEC, UFRGS, Brazil, 2008.
- Bono, G. e Awruch, A.M., Numerical Investigation of Laminar Shock/Boundary-Layer Interaction, *12th Brazilian Congress of Thermal Engineering and Sciences, ENCIT 2008*, 1-8, 2008.
- Bono, G., Awruch, A.M. e Popiolek, T.L., Computational Study of Laminar Shock/Boundary-Layer Interaction at Hypersonic Speeds, *Mecánica Computacional*, 27, 3135-3150, 2008.
- Bono, G., Awruch, A.M. e Popiolek, T.L., Investigação Numérica sobre um Corpo Axissimétrico em Escoamentos Supersônicos, *Mecánica Computacional*, 28, 2889-2904, 2009.
- Délery, J.M., Shock phenomena in high speed aerodynamics: still a source of major concern. *The Aeronautical Journal*, 103:19–34, 1999.
- Donea, J., A Taylor-Galerkin for convective transport problems. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 20:101–119, 1984.
- Dolling, D.S., Fifty years of shock-wave/boundary-layers interaction research: what next?. *AIAA Journal*, 39(8):1517–1531, 2001.
- Edney, B.E., Effects of shock impingement on the heat transfer around blunt body. *AIAA Journal*, 6(1):15–21, 1968.
- Edwards, J.R., Numerical simulations of shock/boundary layer interactions using time-dependent modeling technique: A survey of recent results. *Progress in Aerospace Sciences*, 44:447–465, 2008.
- Houtman, E.M., Bannink, W.J., e Timmerman, B.H., *Experimental and computational study of a blunt-cylinder-flare model in high-supersonic flow*, report LR-796, Faculty of Aerospace Engineering, Delft University of Technology, 1995.
- Löhner, R. *Applied CFD Techniques. An Introduction based on Finite Element Methods*. John Wiley & Sons Ltd., England, 2001.