# ANÁLISE COMPARATIVA DE MALHAS ESTRUTURADAS PARA SIMULAÇÃO FLUIDODINÂMICA DO ESCOAMENTO HIPERSÔNICO EM UM DEMONSTRADOR *SCRAMJET*

**Rafael Antonio da Silva[1], Judson Cruz da Silva[2], Lucas de Almeida Sabino Carvalho[2], Camila Pacelly Brandão de Araújo[1]**

*[1]Escola de Ciências e Tecnologia, Universidade Federal do Rio Grande do Norte, Natal, Brasil (rafael.antonny@hotmail.com)*
*[2]Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Rio Grande do Norte, Natal, Brasil*

Neste trabalho averiguou-se a influência de malhas estruturadas sobre análise fluidodinâmica inviscida de um veículo *scramjet* projetado para voo atmosférico à altitude de 6.225 km e número de Mach 4,18. Analisou-se os parâmetros aerotermodinâmicos comparativamente entre si e os dados analíticos. Também se obteve valores de arrasto. Assim, foi possível avaliar como o refinamento das malhas afetou o resultado das simulações e o quanto de refinamento é necessário para se obter resultados coerentes.

*Palavras-chave*: **Fluidodinâmica computacional; escoamento hipersônico; scramjet**

## INTRODUÇÃO

Devido às grandes descobertas promovidas pela ciência espacial, a indústria aeroespacial tem crescido no Brasil e no mundo. Essa indústria, ainda que promovendo um constante desenvolvimento de estudos científicos e consequentemente leva ao surgimento de novas tecnologias, busca continuamente por incrementos em diversas áreas da tecnologia aeroespacial, uma delas é o aumento na eficiência de lançamento de foguetes e melhorias em suas etapas, seja por meio da diminuição do consumo de combustível, ou por melhorias utilizando veículos hipersônicos em estágios de lançamento.

Estudos sobre veículos hipersônicos ganham cada vez mais espaço, devido a sua capacidade de atingir altas velocidades. No Brasil, no Instituto de Estudos Avançados (IEAv) é feita pesquisa e desenvolvimento de veículos hipersônicos, como o 14-X WaveRider, proposto para voar na altitude de 30 km e número de Mach 10. O veículo *scramjet* tem como diferencial a combustão supersônica aspirada, na qual o ar aspirado é responsável por levar a combustão supersônico. Se diferencia do motor ramjet pois esse permite a entrada de escoamento subsônico em sua câmara de combustão, já o *scramjet* só permite acionamento em escoamentos hipersônicos. Outro diferencial é o fato de câmara de combustão e veículo serem indistinguíveis.

O uso de motores *scramjet* acoplados com foguetes pode servir como um grande aprimoramento de lançamento de veículos aeroespaciais, tendo em vista a maior velocidade promovida pelos demonstradores e quantidade reduzida de massa. Em 2016, a *Indian Space Research Organisation* (ISRO), promoveu um teste utilizando os motores *scramjet* no foguete de dois estágios com combustível sólido, onde obtiveram resultados importantes, consagrando a avaliação bem-sucedida.

Uma das ferramentas de pesquisa em veículos hipersônicos é a Fluidodinâmica computacional (CFD), utilizada para a solução de muitos problemas práticos, sendo ela a ferramenta mais adequada para a área de simulação numérica de escoamento de fluidos, transferência de calor, dentre outros, casos em que a soluções analíticas não conseguem ser determinadas com facilidade. Desta forma, as análises são feitas por meio de modelagem matemática do sistema e resolvê-lo aplicando algum método de discretização, como o método dos volumes finitos.

A proposta deste trabalho é realizar uma investigação acerca do uso de malhas estruturadas na análise fluidodinâmica em regime hipersônico e sua influência sobre os fenômenos de escoamento. Foi utilizado um demonstrador *scramjet* de admissão interna para velocidades correspondentes a Mach 4,18 para voo atmosférico a 6,2125 km de altitude e os resultados obtidos foram comparados com os

dados analíticos calculados. Três malhas computacionais estruturadas foram preparadas para essa análise, e foram computadas propriedades como número de Mach, temperatura, pressão e densidade, além de força e coeficiente de arrasto.

## MATERIAL E MÉTODOS

### 1 - FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA E DESCRIÇÃO GEOMÉTRICA DO *SCRAMJET*

O regime de escoamento supersônico e hipersônico geram fenômenos que não estão presentes no regime subsônicos, que são os fenômenos de onda de choque. A onda de choque é definida como uma descontinuidade no escoamento que no regime hipersônico altera expressivamente as propriedades do escoamento. É possível a ocorrência tanto de onda de choque normal para corpos rombudos ou obliqua para corpos em formato de cone ou cunha, como mostrados na Figura 1 (Anderson, 1990).

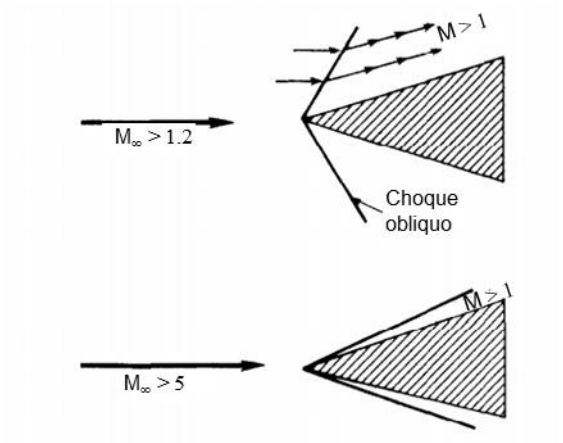



Figura 1. Onda de choque oblíqua (Adaptado de Anderson,1990).

No caso de onda oblíqua, o escoamento se adequa ao formato da cunha depois de passar pela onda inclinada de acordo com o ângulo da onda de choque (β). O escoamento se mantém supersônico após passar por uma onda de choque oblíqua.

Esse fenômeno é utilizado para guiar o escoamento até a câmara de combustão do *scramjet*, dentro dessa ocorrendo o fenômeno de onda refletida (Figura 2) que corrige a direção do escoamento dentro da câmara.

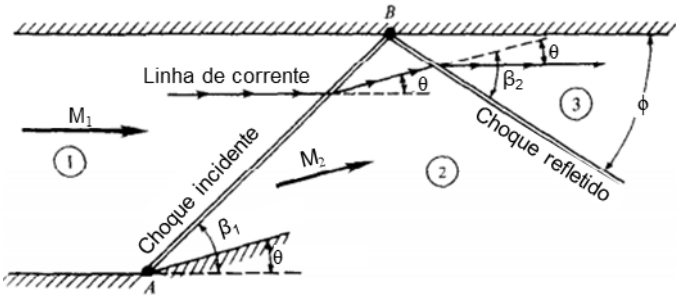



Figura 2. Fenômeno de onda refletida (Adaptado de Anderson,1990).

Por fim, há o fenômeno de onda de expansão (Figura 3), ocorrendo em cantos convexos, aumentam o número de Mach do escoamento.

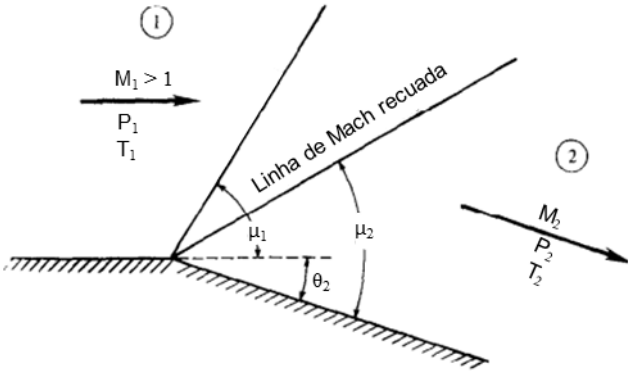



Figura 3. Ondas de expansão (Adaptado de Anderson,1990).

Esses fenômenos são utilizados para o desenvolvimento de um modelo de *scramjet*, construído com base nos parâmetros do escoamento que se deseja.

A geometria para a simulação no ANSYS Fluent foi construída com base no modelo proposto por Farias (2018), em que voa na altitude de 6.225 km a número de Mach 4.18, mostrada na Figura 4.

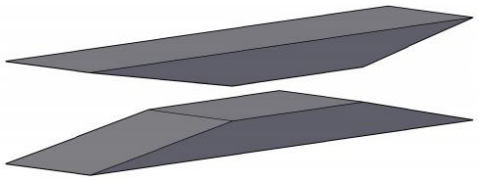


Figura 4. Modelo tridimensional (Farias,2018).

### 2 – GERAÇÃO DE MALHAS ESTRUTURADAS

Baseado nos resultados de pesquisas anteriores (Silva e Araújo, 2020), concluiu-se que para uma análise de escoamento não viscoso o uso de malha estruturada é mais vantajoso do que o uso de malha não-estruturada, decidiu-se analisar a influência do refinamento da malha estruturada sobre os

resultados da simulação e comparar com o resultado analítico.
Para esse trabalho foram preparadas três malhas. A malha menos refinada (A) com 121500 elementos, a intermediária (B) com 162000 elementos e a mais refinada (C) com 207825 elementos. Para o estudo, o domínio computacional foi dividido como mostrado na Figura 5 abaixo, baseado nos resultados de Wallace (2018).

Isso permitiu um melhor controle da malha nas diversas sessões do *scramjet*, levando a um refinamento mais localizado em regiões cruciais como a região de compressão – por suas ondas de choque – e a seção de expansão pela presença das ondas de expansão e saída do escoamento. Exemplo de modelo final da malha é mostrado na Figura 6.

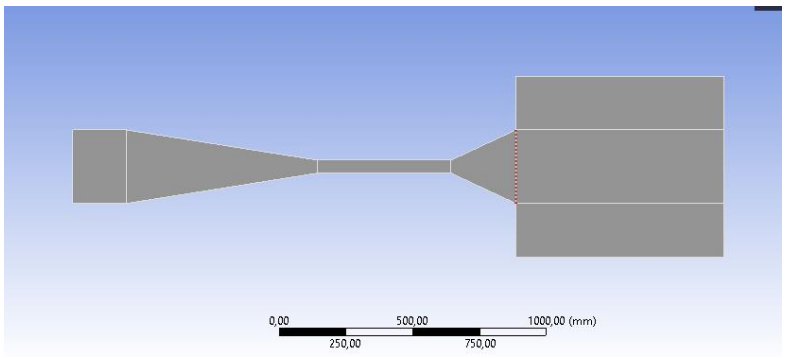



Figura 5. Domínio computacional para geração de malha.

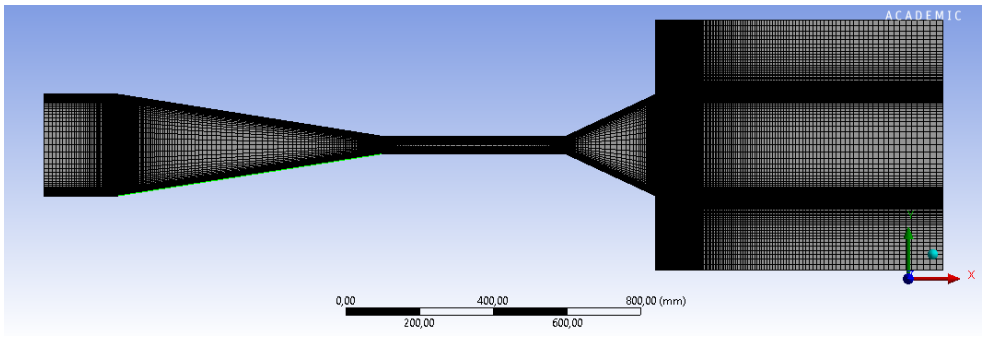



Figura 6. Forma final das três malhas computacionais (Malha C).

Para o sucesso da simulação o refinamento nas interfaces do *scramjet* é crucial. Isso se dá pelas interfaces serem os pontos de transição do veículo *scramjet*, o que leva a alterações bruscas tanto das propriedades como dos fenômenos de ondas de choque e expansão nessas regiões.
Portanto, foi analisado também a influência do tamanho dos elementos nessas regiões. Na malha A, no bordo de ataque (a) do *scramjet* o comprimento dos elementos foi de 0.018 mm; na entrada da câmara de combustão (b) o comprimento dos elementos foi de 0.020 mm, o mesmo que na saída da câmara; na saída do *scramjet*, nas regiões onde ocorrem ondas de expansão para o meio (c), o refinamento local gerou elementos com comprimento de 0.022 mm. Os elementos estão mostrados na Figura 7.

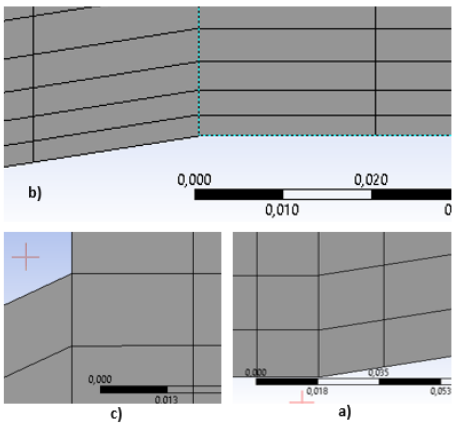



Figura 7. Elementos nas interfaces para malhas A e C.

Os mesmos tamanhos de elementos para as interfaces foram utilizados na malha C. Na malha B. para o primeiro caso os elementos foram de 0.012 mm, para o segundo 0.013 mm de comprimento e altura de 0.0013 mm e para o terceiro comprimento de 0.01 mm e altura de 0.0015 mm.

## 3 – PARÂMETROS DE SIMULAÇÃO

Para esse caso, as condições de contorno foram obtidas por meio da atmosfera padrão da NASA (1976), analisando o *scramjet* para altitude de 6.225 km e número de Mach de 4.18. Optou-se por utilizar o ar segundo o modelo de gás ideal. Os parâmetros estão mostrados na Tabela abaixo.

Tabela 1. Condições de contorno

| Altitude [km] | Temperatura [K] | Pressão [kPa] | Número de Mach |
|---|---|---|---|
| 6.225 | 247.8 | 45.86 | 4.18 |

Também foram analisados força e coeficiente de arrasto para esse caso. Como o escoamento é sobre um veículo aeroespacial, decidiu-se utilizar a área molhada para o cálculo, que é toda a área sobre a qual o escoamento interage. Como a simulação é feita analisando a região interna do *scramjet*, onde ocorrem os fenômenos de escoamento hipersônico, e a maior parte do escoamento passa pela parte interna do demonstrador, então optou-se por analisar o arrasto somente nessa região interna, não necessitando de uma simulação tridimensional.

A área foi calculada utilizando o software CAD SolidWorks, seu valor foi de 0.29 m²; o comprimento total do *scramjet* é de 1.48 m e largura de 0.1 m. Esses valores foram utilizados como referência para o cálculo do arrasto.

A simulação é do tipo *Density-based* para computar corretamente os efeitos de escoamento compressível. O solver escolhido foi o solver *Inviscid*, já que a simulação não considera efeitos viscosos. Esse solver resolve as equações de Euler da massa (Eq.1), quantidade de movimento (Eq.2) e energia (Eq.3) para o caso não viscoso (ANSYS,2015), que estão mostradas abaixo.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot \left(\rho \vec{V}\right) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}\left(\rho \vec{V}\right) + \nabla \cdot \left(\rho \overrightarrow{V\vec{V}}\right) = \sum \vec{F} \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \nabla \cdot \left[\vec{V}(\rho E + p)\right] = -\nabla \cdot \left(\sum_j h_j \vec{J_j}\right) + S_h \quad (3)$$

Em que ρ é a massa específica do fluido, $\vec{V}$ a velocidade do fluido, $\vec{g}$ a aceleração gravitacional, $\vec{J}$ o fluxo de difusão de espécies j e $S_h$ inclui fontes de calor que são definidas pelo usuário.

A simulação foi feita utilizando métodos de discretização *upwind* de segunda ordem. Os esquemas *upwind* são utilizados para capturar mais propriamente a direção de propagação da informação de uma propriedade em um campo de escoamento (Anderson, 1995).

Os critérios de convergência para a simulação foram definidos como valor de resíduos abaixo de $10^{-6}$. O cálculo dos resíduos das equações de massa, energia e quantidade de movimento para simulação *Density-based* inviscida é feito avaliando a taxa de variação da variável conservada e calcula-se o valor quadrático médio (RMS) do resíduo em cada célula do domínio (ANSYS,2015) como mostrado na Eq. 4.

$$R(\vec{W}) = \sqrt{\sum \left(\frac{\partial \vec{W}}{\partial t}\right)^2} \quad (4)$$

Em que $\vec{W}$ é a variável desejada. À medida que as iterações ocorrem, para avaliar a convergência, os resíduos são escalados com relação ao maior valor de resíduo das primeiras 5 iterações, como mostrado na Eq.5.

$$\frac{R(\vec{W})_{ITERAÇÃO\ N}}{R(\vec{W})_{ITERAÇÃO\ 5}} \quad (5)$$

Para se obter a força e coeficiente de arrasto, devido ao fato de a simulação ser inviscida, só há presença de arrasto de pressão. O arrasto de pressão e o coeficiente de arrasto são calculados pelas equações (Fox et. al, 2011):

$$F_D = \int_{Superfície} p dA \quad (6)$$

$$C_d = \frac{F_d}{0.5 A \rho V^2} \quad (7)$$

Em que p é a pressão, dA o diferencial de área, *A* a área, ρ a densidade do fluido e V a velocidade do escoamento.

## RESULTADOS E DISCUSSÃO

### 1 – COMPARAÇÃO DE RESULTADOS NUMÉRICOS

Ao fim da simulação, os resultados das três malhas foram comparados entre si para avaliar o impacto da geração de malha. Comparou-se os dados de temperatura, pressão, densidade e número de Mach. Os resultados gráficos estão mostrados a seguir.

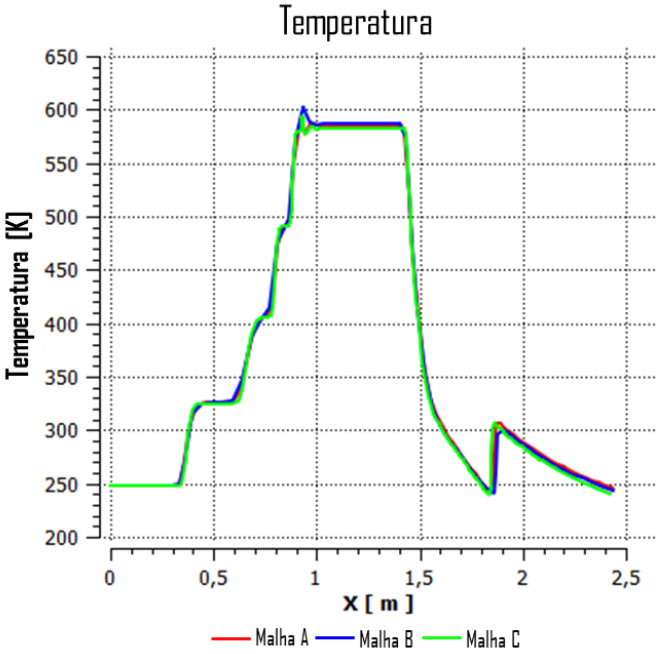



Figura 8. Comparação de temperatura

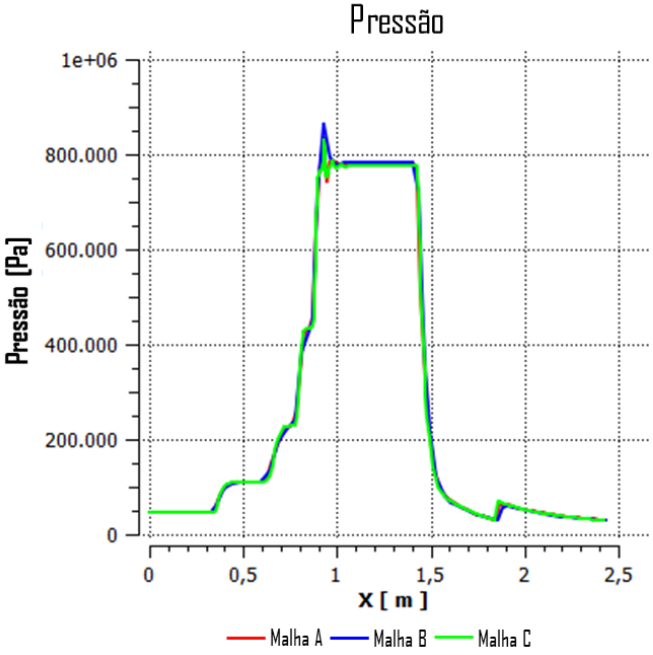



Figura 9. Comparação de pressão

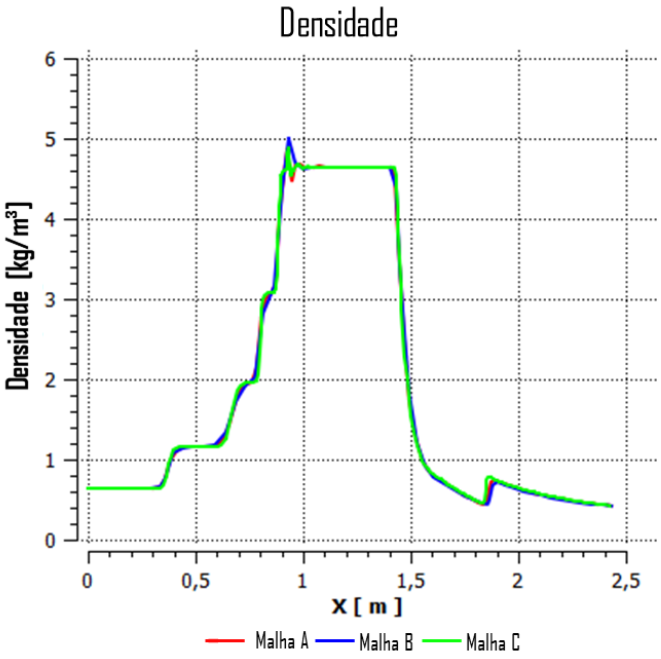



Figura 10. Comparação de densidade

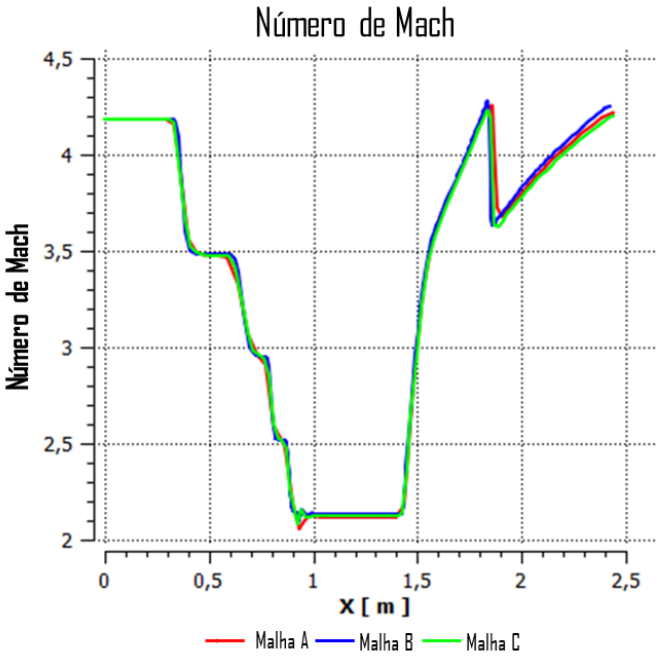



Figura 11. Comparação de número de Mach.

Na Figura 8 se vê os efeitos das ondas de choque sobre a temperatura ao longo de todo o escoamento. O aumento da temperatura em um curto espaço é causado pela descontinuidade das ondas de choque, e a queda de temperatura aparece pela expansão do escoamento. Na Figura 9 se observa o mesmo fenômeno de aumento da pressão após a passagem do escoamento pela onda de choque e queda após a passagem em onda de expansão. Como a massa específica (Figura 10) sofre dos efeitos de compressão, acompanha o aumento e queda de pressão, e sua variação apresenta a mesma forma que o gráfico de pressão. Por fim, a variação do número de Mach apresenta uma queda substancial após a passagem das ondas de choque e aumento após a

expansão, o oposto do que se vê nas outras propriedades. Os comportamentos verificados estão de acordo com a teoria de ondas de choque e expansão proposta por Anderson (1990). É possível observar que quase não há diferença entre os resultados numéricos para as três malhas. Ainda que haja diferenças pontuais, é possível ver, que no geral, não há muita diferença entre usar uma malha muito refinada para uma menos refinada apenas para captação das propriedades aerotermodinâmicas e de escoamento.

## 2 – COMPARAÇÃO NUMÉRICO-ANALÍTICO

Após a comparação entre os resultados numéricos, comparou-se então com os resultados de cálculo analítico. A comparação está mostrada nas Figuras 12 a 15 abaixo.

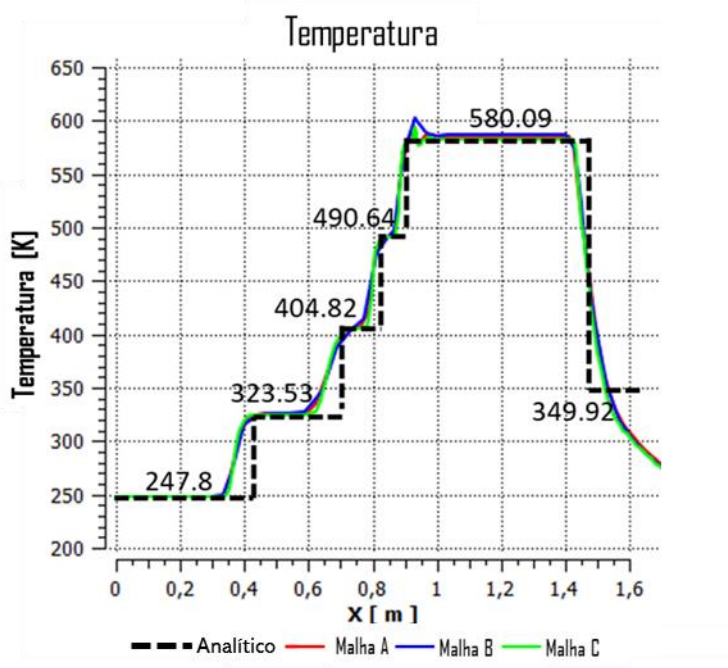



Figura 12. Comparação número analítico para temperatura.

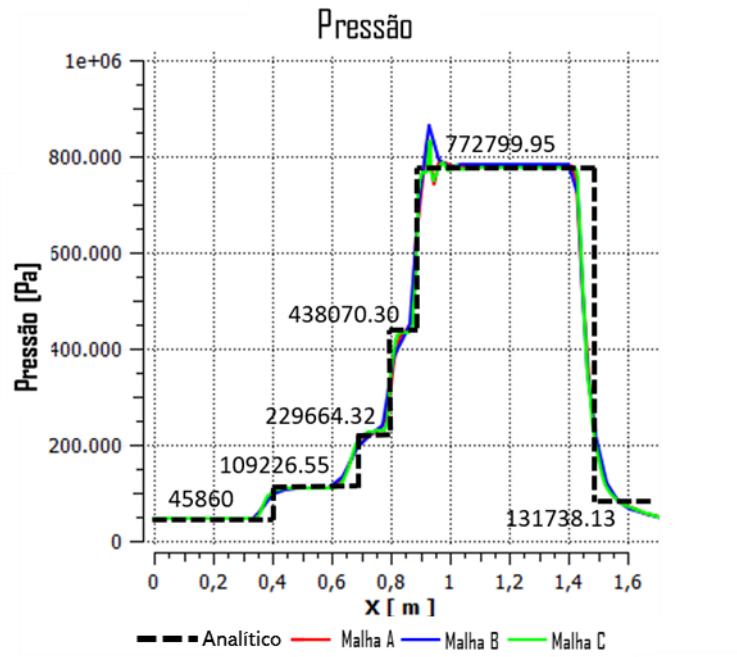



Figura 13. Comparação número analítico para pressão.

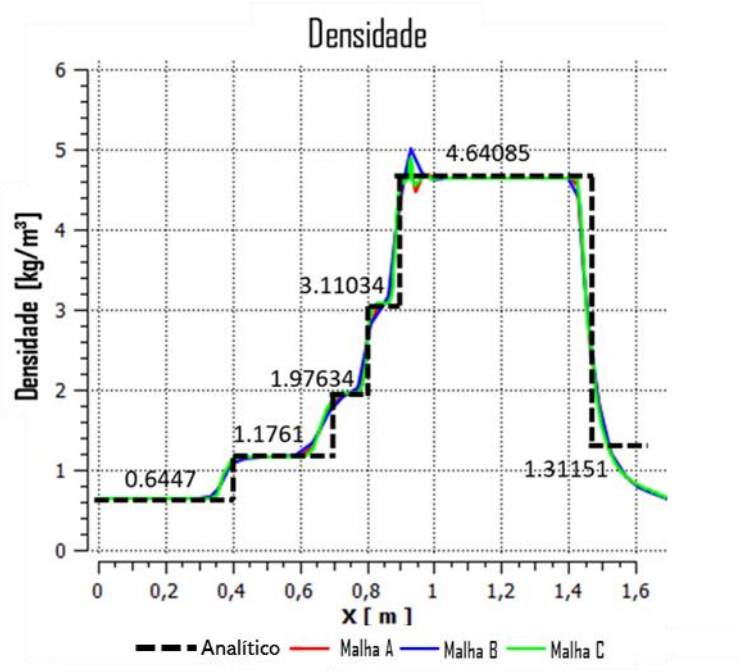



Figura 14. Comparação número analítico para densidade.

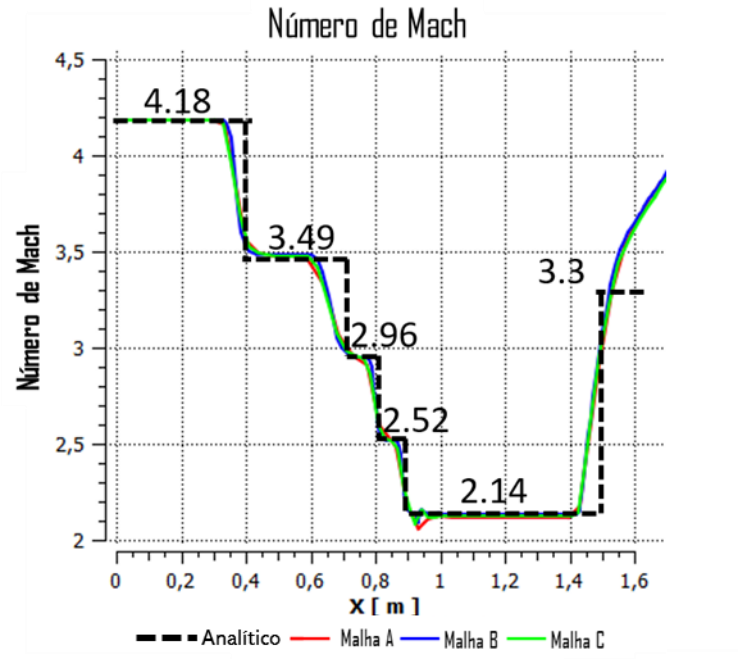



Figura 15. Comparação número analítico para número de Mach.

Em muito se aproximam dos valores obtidos analiticamente, porém, nas regiões de transição entre as ondas de choque e expansão, o cálculo analítico é impreciso, não fornecendo detalhes do escoamento. Os valores numéricos demonstram uma certa oscilação, isso causado por fenômenos do próprio

escoamento. O cálculo analítico assume que os valores das propriedades aerotermodinâmicas e de escoamento serão sempre constantes nas diversas seções do *scramjet*, já que os cálculos são feitos apenas com base nas propriedades do escoamento antes e após a passagem por uma onda de choque ou expansão. O cálculo numérico então permite avaliar o comportamento mais geral do escoamento ao longo de toda a geometria, como as pequenas variações em seções como a seção de combustão, vital para o correto projeto do *scramjet*. Também é possível observar uma discrepância nos valores da saída do *scramjet*. Isso ocorre devido à região em que foi escolhida para se obter os dados numéricos, a escolha de uma região mais próxima adequada demonstra que os resultados são semelhantes, ainda que o método numérico capture oscilações que também não são capturadas pelo método analítico. Além disso, o fenômeno de ondas de expansão apresenta variações a medida que o escoamento avança, sendo computados pelo cálculo numérico, o que não ocorre com o cálculo analítico, que considera apenas o momento imediatamente antes e após a onda de expansão.

## 3 – FORÇA E COEFICIENTE DE ARRASTO

Força e coeficiente de arrasto foram calculados para as três malhas propostas. A Tabela 2 e Tabela 3 apresentam os valores obtidos. Se verificou um erro máximo entre as estimativas de 2% para a força de arrasto e coeficiente de arrasto. Essa diferença percentual não foi considerada significativa, assim, a malha menos refinada (malha A) foi escolhida como a promotora dos melhores cálculos relativos por ser a menos resolvida, sendo capaz de estipular os mesmos parâmetros com elevada precisão e menor tempo de simulação. A tabela a seguir mostra a diferença relativa entre esses valores. Foi calculado com base no valor da malha A.

Tabela 2. Diferenças de força de arrasto entre as malhas.

| Malha | Arrasto (N) | Erro relativo (%) |
|---|---|---|
| A | 1539.8 | - |
| B | 1557.5 | 1.16 |
| C | 1508.2 | 2.05 |

Tabela 3. Diferenças de coeficiente de arrasto entre as malhas.

| Malha | Coef. arrasto | Erro relativo (%) |
|---|---|---|
| A | 0.9213 | - |
| B | 0.931 | 1.05 |
| C | 0.902 | 2.09 |

## CONCLUSÃO

Pelos resultados que foram obtidos, é possível atestar que a análise numérica é uma ferramenta útil para a análise de veículos hipersônicos. A análise das malhas permitiu observar que para escoamento não viscoso, não é necessário um refinamento muito expressivo para avaliar o comportamento das propriedades aerotermodinâmicas do escoamento, tendo em vista que os resultados da malha A e C foram bastante semelhantes. A comparação com os resultados analíticos valida os resultados dos cálculos numéricos, sendo um bom indicativo da qualidade das simulações. Portanto, com um refinamento adequado, e utilizando malha tetraédrica estruturada, é possível obter resultados coerentes com um número de elementos reduzido.

Sendo assim, os resultados demonstram que o uso de fluidodinâmica computacional para analisar fenômenos de escoamento em regime hipersônico e veículos hipersônicos é viável, e informações valiosas podem ser obtidas dessas análises que o cálculo analítico não consegue capturar. Para o segmento aeroespacial, essas análises são cruciais para o andamento de pesquisa e desenvolvimento de novas tecnologias. Para o futuro, espera-se analisar com maior profundidade a adição de efeitos viscosos sobre veículos hipersônicos e avaliar variação de suas propriedades aerotermodinâmicas.

## AGRADECIMENTOS

Agradecemos à PROPESQ-UFRN e ao seu programa de iniciação científica, o qual permitiu a incentivou a realização deste estudo.

## REFERÊNCIAS

ANDERSON JR., J. D. Modern Compressible Flow: With historical perspective. 2. ed. New York: McGraw-Hill, 1990.

ANSYS Inc, Fluent Theory Guide, 2015.

ARAÚJO, J. W. S., Análise Numérica de Seção de Compressão de Demonstrador de Tecnologia Scramjet., Rio Grande do Norte, 2018.

FARIAS, J. L. C. B. D. Projeto aerotermodinâmica de um scramjet com admissão interna para velocidade

correspondente a número de Mach 4,18. Rio Grande do Norte, 2018.

FOX, R. W., PRITCHARD, P. J., MCDONALD, A., T., Introdução à Mecânica dos Fluidos. 7 ed. Rio de Janeiro: LTC, 2011.

HEISER, W. H.; PRATT, D. T. Hypersonic Airbreathing Propulsion. Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1994.

INDIAN SPACE RESEARCH ORGANISATION. (2016) Scramjet Engine - TD. Disponível em: <https://www.isro.gov.in/launcher/scramjet-engine-td>. Acesso em: 09 ago. 2020.

SILVA, R. A., ARAÚJO, C. P. B. Geração de Malhas Para Simulação de Arrasto Sobre Elementos Aeroespaciais. In: Congresso de Iniciação Científica e Tecnológica da UFRN, 31.,2020. Rio Grande do Norte. **Anais do XXXI eCict 2020.** Rio Grande do Norte: Propesq, 2020.

Disponível em: http://www.cic.propesq.ufrn.br/anais.php. Acesso em: 27 mai. 2021.

US STANDARD ATMOSPHERE. US Standard Atmosphere. Washington: National Oceanic and Atmospheric Administration, 1976.