

ESTUDO COMPARATIVO DE CÓDIGOS COMERCIAIS DE CFD NA SOLUÇÃO DE PROBLEMAS SIMPLES DE ESCOAMENTOS COMPRESSÍVEIS E INCOMPRESSÍVEIS

Ricardo Barbosa Damian

Universidade Federal do Rio Grande do Sul – Departamento de Engenharia Mecânica
Rua Sarmento Leite, 425 – 90050-170 Porto Alegre – RS – Brasil
rbdamian@yahoo.com

Antonio Batista de Jesus

EMBRAER S/A – Empresa Brasileira de Aeronáutica
Av. Brigadeiro Faria Lima, 2170 – 12227-901 São José dos Campos – SP – Brasil
antonio.jesus@embraer.com.br

Guilherme Lara Oliveira

EMBRAER S/A – Empresa Brasileira de Aeronáutica
Av. Brigadeiro Faria Lima, 2170 – 12227-901 São José dos Campos – SP – Brasil
guilherme.oliveira@embraer.com.br

Resumo. A utilização de códigos comerciais de CFD tem sido cada vez mais comum na indústria, particularmente em aeronáutica. Com a evolução tanto dos modelos como do hardware disponível, tem sido possível realizar simulações cada vez mais realistas do escoamento ao redor de aeronaves. Atualmente pode-se simular problemas aeronáuticos utilizando modelos turbulentos, malhas espaciais e um número de células computacionais da ordem de 10^6 . Entretanto, ao utilizar modelos geométricos e computacionais complexos torna-se muito difícil avaliar efeitos localizados do código no escoamento analisado devido ao número de parâmetros envolvidos. Neste trabalho, procura-se comparar dois códigos comerciais de CFD em alguns problemas de escoamento simples, com solução analítica conhecida. Primeiramente, foi estudado o escoamento invíscido, bidimensional, ao redor de um cilindro. Foi calculado o arrasto obtido numericamente para condições incompressíveis e compressíveis. Estudou-se particularmente a influência do número de pontos da malha sobre a superfície do cilindro no arrasto numérico. Posteriormente, foi resolvido um tubo de choque unidimensional para avaliar a performance dos códigos na captura de discontinuidades, em comparação com a solução analítica. Em cada um dos casos, diversas possibilidades oferecidas pelos códigos foram testadas: nível de refinamento da malha, solução acoplada ou segregada, ordem de interpolação dos termos convectivos e integração explícita ou implícita no tempo.

Palavras chave: CFD, Escoamentos Inviscidos, Cilindro, Tubo de Choque, Validação.

1. Introdução

Códigos comerciais de CFD têm sido cada vez mais comuns na indústria, particularmente em aeronáutica. Com a evolução tanto dos modelos como do hardware disponível, tem sido possível realizar simulações cada vez mais realistas do escoamento ao redor de aeronaves. Determinados problemas que há alguns anos só eram possíveis de ser resolvidos utilizando malhas superficiais com método de painéis, hoje podem ser simulados com modelos turbulentos, malhas espaciais e um número de células computacionais da ordem de 10^6 . Entretanto, ao utilizar modelos geométricos e computacionais complexos torna-se muito difícil avaliar efeitos localizados do código no escoamento analisado devido ao número de parâmetros envolvidos.

Três motivos movem a realização deste estudo: a necessidade de iniciar um processo de validação dos códigos utilizados em projetos, entender melhor as características de cada código e estudar isoladamente os fatores que afetam o refino da solução. Neste trabalho, procura-se comparar dois códigos comerciais de CFD, utilizados pela Embraer, em alguns problemas de escoamento simples, no sentido de que têm solução analítica. Primeiramente, foi estudado o escoamento invíscido, bidimensional, ao redor de um cilindro. Foi calculado o arrasto obtido numericamente para condições compressíveis e incompressíveis. Este é um bom caso teste pois sendo a geometria simétrica e o fluido invíscido, o arrasto dever ser nulo. Qualquer valor diferente, obtido numericamente pode ser associado à imprecisão dos métodos empregados. Estudou-se particularmente a influência do número de pontos sobre a superfície do cilindro no arrasto. Posteriormente, foi resolvido um tubo de choque unidimensional para avaliar a performance dos códigos na captura de choques, em comparação com a solução analítica. Em cada um dos casos, diversas possibilidades oferecidas pelos códigos foram testadas: ordem de interpolação de termos convectivos, soluções acopladas ou segregadas e integração no tempo explícita ou implícita.

Esses estudos fazem parte de um esforço mais amplo da Embraer, visando conhecer em profundidade as principais características funcionais dos códigos de CFD que dispõe através de validações para casos simples, extensamente divulgados na literatura, abrangendo escoamentos 1D, 2D ou 3D, compressíveis ou incompressíveis, transientes ou estacionários, invíscidos laminares ou turbulentos, com ou sem transferência de calor.

1. Características dos Códigos Comerciais Utilizados

O presente trabalho trata da comparação dos resultados obtidos com dois diferentes códigos comerciais utilizados pela Embraer: Fluent (v.5) e CFD++ (v. 3.1.1). Não é o objetivo aqui efetuar um julgamento dessas ferramentas em termos de melhor ou pior, mas sim entender com mais clareza as metodologias e opções disponíveis, procurando, através da solução e comparação com a solução analítica de alguns problemas representativos, chegar-se a um uso otimizado dos códigos para cada tipo de cálculo.

Os códigos possuem diversos modelos físicos implementados para solução das equações de conservação da massa, momento, energia e concentração de espécies químicas. Ambos resolvem escoamentos em até três dimensões com malhas não-estruturadas de tetraedros/triângulos, prismas, pirâmides e hexaedros/quadriláteros. Neste trabalho foi usado o modelo de escoamento invíscido incompressível e compressível, em uma e duas dimensões, com malha não-estruturada de quadriláteros, em regimes permanente e transiente. A tabela a seguir mostra algumas características dos códigos associadas a este estudo, maiores detalhes podem ser obtidos nos manuais dos códigos (Fluent Inc., 1998 e Metacomp Technologies, 1999) ou em livros-texto de CFD como Versteeg e Malalasekera (1999) e Tannehill et al. (1999).

Tabela 1 – Características dos Códigos de CFD Utilizados

Fluent	CFD++
<ul style="list-style-type: none"> • Formulação de volumes finitos; • Malha co-localizada; • Variáveis armazenadas no centro dos volumes de controle. 	<ul style="list-style-type: none"> • Formulação de volumes finitos; • Utiliza funções de interpolação (similar a elementos finitos) • Discretização aplicada às equações integrais de conservação, sem utilizar métodos variacionais; • Variáveis armazenadas no centróide das células.
<ul style="list-style-type: none"> • Solução segregada com equação para pressão baseada na continuidade (algoritmos da família SIMPLE); • Solução acoplada com pré-condicionamento; 	<ul style="list-style-type: none"> • Solução acoplada com diferentes pré-condicionadores para regimes incompressíveis e compressíveis;
<ul style="list-style-type: none"> • MUSCL: Upwind de primeira e segunda ordem para termos convectivos das equações de movimento; • Interpolação da pressão com coeficientes das equações de movimento. Outras opções incluem o uso de malha deslocada (resolvida nas faces dos hexaedros/quadriláteros, similar ao proposto por Patankar, 1980) 	<ul style="list-style-type: none"> • ENO: Primeira ou segunda ordem dependendo dos polinômios interpoladores utilizados;
<ul style="list-style-type: none"> • Integração no tempo explícita ou implícita de 1ª ordem 	<ul style="list-style-type: none"> • Integração no tempo explícita ou implícita de 1ª ordem

Nos problemas resolvidos buscou-se, para diversos níveis de refinamento de malha, variar as opções de método solução (acoplada ou segregada), esquemas de interpolação e métodos de evolução no tempo, em cada um dos códigos, verificando os efeitos de cada parâmetro na solução numérica em comparação com um resultado analítico. Para verificação de convergência adotou-se um critério de uma queda de pelo menos 5 ordens de grandeza no resíduo global das equações de conservação, quando normalizados pelo valor da primeira iteração.

2. Escoamento Invíscido ao redor de um Cilindro

Cálculos utilizando as equações de escoamentos invíscidos são muito práticos devido a sua rapidez e reduzida complexidade. Na aeronáutica, os cálculos invíscidos indicam características globais do escoamento e recebem uma atenção especial pois são de baixo custo computacional, fornecendo soluções que servem como uma primeira

aproximação para um posterior cálculo viscoso. Assim é importante conhecer como códigos comerciais tratam problemas invíscidos e para este estudo foi escolhido o problema do escoamento invíscido, bidimensional, ao redor de um cilindro, que tem solução analítica, dada pela teoria do escoamento potencial.

A geometria utilizada nos cálculos é mostrada na Fig.(1), as distâncias entre os limites do domínio e a superfície do cilindro foram estabelecidas como 10 diâmetros à montante e acima do cilindro e 30 diâmetros atrás.

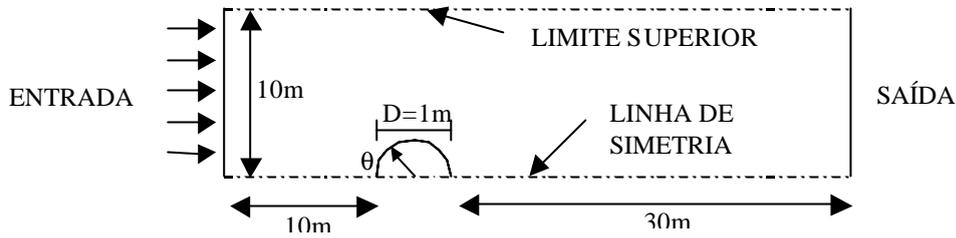


Figura 1. Geometria Utilizada em Cálculos de Escoamento Invíscido ao redor de Cilindro.

A tabela 2 mostra os valores do número global de células e número de pontos na superfície do semi-cilindro das diversas malhas que foram montadas para este caso. Nota-se que as configurações analisadas permitem o estudo da influência dos refinamentos superficial e espacial.

Tabela 2 – Níveis de refinamento de malha para o cilindro invíscido

Número de Volumes da Malha	Número de Pontos na Superfície do Semi-Cilindro
123	15
291	22
988	40
2890	115
5911	195
19079	290
29124	290
62219	290

A Fig.(2) mostra a região próxima ao cilindro para uma malha contendo 290 pontos na superfície e 62219 volumes.

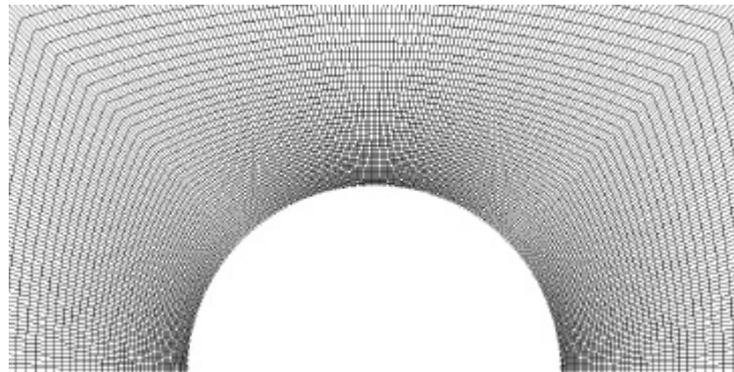


Figura 2. Malha com 290 pontos na superfície do cilindro e 62219 volumes.

Foi analisado um caso incompressível e outro compressível subsônico com as seguintes condições de contorno:

Tabela 3 – Condições de Contorno Utilizadas

Contorno	Caso Incompressível	Caso Compressível
ENTRADA	Velocidade Uniforme – $U_{\infty}=1\text{m/s}$; Pressão estática – $P_{\infty}=101325\text{ Pa}$	Velocidade Uniforme – $U_{\infty}=104\text{m/s}$; Pressão estática – $P_{\infty}=101325\text{ Pa}$ Temperatura estática – $T_{\infty}= 300\text{ K}$ Número de Mach – $M_{\infty}=0.3$
SAÍDA	Pressão estática – $P_{\infty}=101325\text{ Pa}$	Pressão estática – $P_{\infty}=101325\text{ Pa}$
SUPERIOR	Condição de Simetria	Condição de Simetria
LINHA DE SIMETRIA	Condição de Simetria	Condição de Simetria

Os casos incompressíveis utilizaram uma densidade de referência, $\rho_{\infty} = 1 \text{ Kg/m}^3$. Os cálculos compressíveis foram rodados para ar, como gás perfeito, e o número de Mach foi escolhido de forma que não houvesse ondas de choque sobre o cilindro.

2.1. Escoamento Incompressível

A teoria de escoamento potencial prevê, para o caso incompressível, a seguinte distribuição do coeficiente de pressão na superfície do cilindro em função do ângulo θ indicado na figura 01 (Anderson, 1991) :

$$C_p = \frac{P - P_{\infty}}{\frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2} = 1 - 4 \text{sen}^2 \theta \quad (1)$$

O Fluent foi rodado com solução segregada (algoritmo SIMPLE) em regime permanente, com interpolações de primeira e segunda ordem para as equações de movimento. Para interpolação da pressão o Fluent tem como padrão um esquema que utiliza os coeficientes das equações de movimento e admite gradiente de pressão na direção normal nulo nas paredes como condição de contorno. Vale lembrar que isto é válido apenas para camadas limites em regiões sem a presença de curvaturas significativas, tipicamente escoamento sobre uma placa plana. Para geometrias como a do cilindro, o fornecedor do código recomenda a utilização do esquema de malha deslocada para cálculo da pressão nas faces dos volumes de controle. Neste esquema, a pressão na parede é resultado direto da conservação da massa.

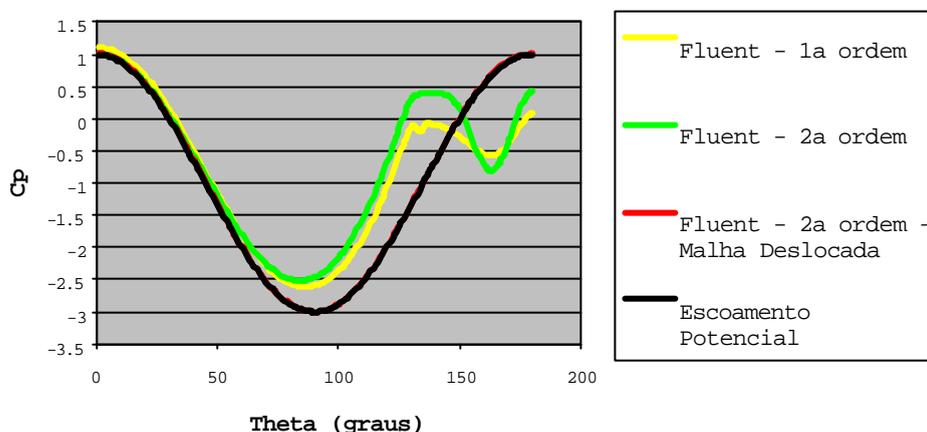


Figura 3. Distribuição de C_p sobre a superfície do semi-cilindro, escoamento invíscido e incompressível, obtida com o Fluent para uma malha de 5911 volumes com 195 nós sobre a parede.

A Fig. (3) mostra, para a malha de 195 pontos sobre o semi-cilindro, distribuições de C_p sobre a parede obtidas pela solução potencial e numericamente, usando interpolação padrão da pressão com esquemas upwind de primeira e segunda ordem para as equações de movimento e interpolação da pressão com malha deslocada e esquema de segunda ordem nas equações de movimento. O código não possui esquema de interpolação centrado, o que seria mais apropriado para o regime de velocidade considerado.

Verifica-se que o uso do esquema de interpolação e condições de contorno padrão não consegue aproximar corretamente o efeito de curvatura, levando à formação de uma camada limite artificial no escoamento invíscido, que separa na região traseira do cilindro (ver Fig.(7) relativa a uma malha de 290 pontos sobre a parede). A interpolação da pressão com malha deslocada, que impõe condição de contorno para a pressão de forma conservativa, através de balanço de fluxos, aproxima bem melhor a solução de escoamento potencial.

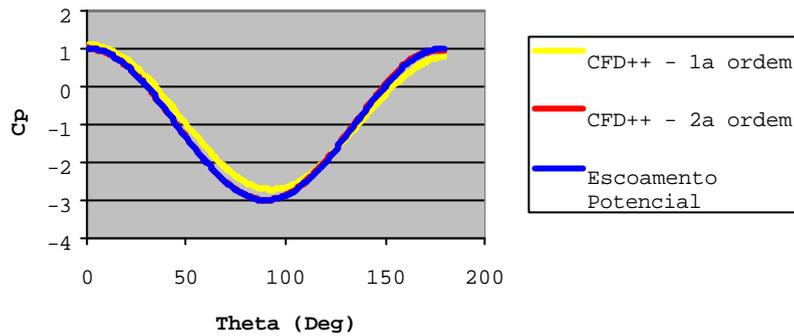


Figura 4. Distribuição de Cp sobre superfície do semi-cilindro invíscido, escoamento incompressível, obtida com o CFD++, para uma malha de 5911 células e 195 nós sobre a parede.

O CFD++ foi rodado utilizando pré-condicionamento para casos incompressíveis, com interpolação de primeira e segunda ordem. Na superfície do cilindro foi imposta uma condição de contorno de parede invíscida (velocidade normal nula) e a pressão na superfície do cilindro é resultante do balanço de fluxos na parede, como no caso do esquema de malha deslocada do Fluent, porém calculada pela avaliação de invariantes de Riemann ao longo da curva característica correspondente à velocidade normal. A Fig. (4) mostra a distribuição de Cp ao longo da superfície do cilindro obtida com o CFD++.

Os resultados indicam que a condição de contorno imposta pelo CFD++ consegue capturar bem a recuperação de pressão atrás do cilindro tanto em primeira como em segunda ordem. As diferenças entre as soluções numérica e analítica verificadas nestes casos são efeito da ordem de interpolação e do refinamento da malha utilizada (dissipação artificial).

Uma outra maneira simples de se avaliar a precisão dos esquemas numéricos e condições de contorno disponíveis, assim como a sensibilidade em relação ao refinamento da malha, é calcular a força de arrasto sobre o cilindro. Sendo os cálculos invíscidos, espera-se teoricamente distribuições de pressão simétricas sobre o cilindro e, portanto, arrasto nulo. Assim, o coeficiente de arrasto, C_D , é calculado a partir da força resultante da integração da pressão na superfície do cilindro:

$$C_d = \frac{F}{\frac{1}{2} \cdot \rho_{\infty} U_{\infty}^2 D} \tag{2}$$

onde, F é a força resultante na direção do escoamento e D é o diâmetro do cilindro, usado como dimensão de referência. A Fig. (5) mostra os valores de C_D obtido em cada código com diferentes esquemas de interpolação, em função do número de pontos na superfície do cilindro.

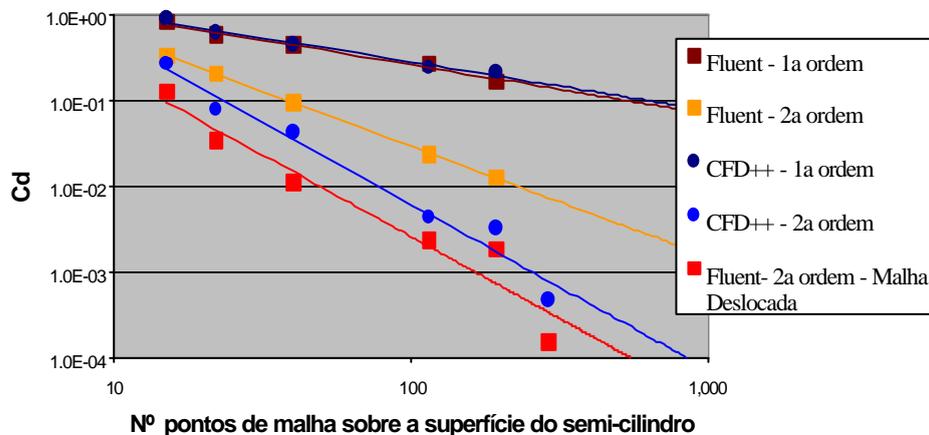


Figura 5. Coeficiente de arrasto em função do número de pontos de malha na superfície do cilindro

Os pontos indicam condições que foram analisadas, enquanto as linhas representam tendências de comportamento. Em escala logarítmica estes resultados podem ser representados por retas cujas inclinações correspondem à ordem de precisão real do esquema.

Verifica-se que de um modo geral os valores de arrasto reduzem consideravelmente com o refinamento da malha e a ordem de interpolação espacial do esquema utilizado. Os esquemas de primeira ordem de ambos os códigos produzem valores de arrasto similares. O esquema de segunda ordem do Fluent, quando utilizado com interpolação de pressão e condição de contorno padrão, produz valores elevados de arrasto quando comparados com o esquema de cálculo da pressão em malha deslocada. O esquema de segunda ordem do CFD++ e a malha deslocada do Fluent produziram resultados próximos e com a mesma tendência de queda com o aumento do número de pontos.

Para verificar o efeito do refinamento espacial da malha foi fixado o número de pontos na superfície do cilindro (290 pontos) e variado o número de pontos da malha, principalmente próximo ao cilindro. Outro parâmetro analisado foi a distância das fronteiras de entrada e superior em relação ao cilindro. Essas distâncias foram aumentadas para 30 diâmetros e uma malha com o mesmo número de pontos da malha mais refinada da condição com 10 diâmetros de distância foi construída. A Fig. (6) mostra o efeito da variação desses parâmetros nos valores de C_D obtidos com o Fluent (2ª ordem – malha deslocada) e CFD++ (2ª ordem)

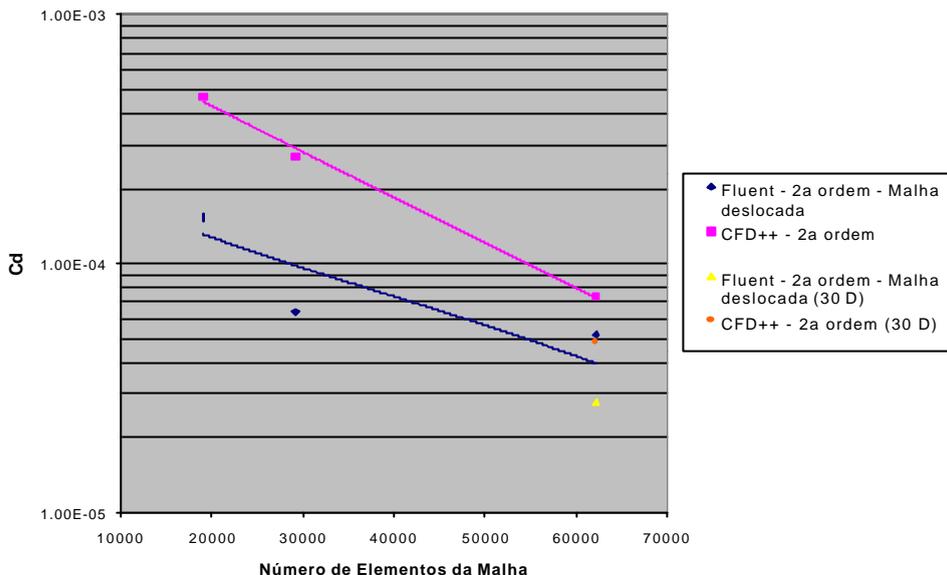


Figura 6. Coeficiente de arrasto para cilindro invíscido, escoamento incompressível, em função do número de pontos de malha e da distância dos contornos de entrada e superior ao cilindro

Os resultados da Fig. (6) mostram que o refinamento global da malha pode ter grande influência no valor de arrasto obtido. A influência dos contornos exteriores indica que 10 diâmetros não é uma distância suficientemente adequada para garantir independência dos resultados.

Além de maior precisão uma malha mais fina está menos sujeita à difusão numérica. No presente escoamento invíscido e incompressível, deveria valer a conservação da pressão total em todo o escoamento dada pela expressão abaixo:

$$P_{Total} = P_{\infty} + \frac{1}{2} U_{\infty}^2 = P + \frac{1}{2} U^2 = cte \Rightarrow P_{Total_Manométrica} = (P - P_{\infty}) + \frac{1}{2} U^2 = \frac{1}{2} U_{\infty}^2 = 0.5 \quad (3)$$

A Fig. (7) mostra a distribuição da pressão total manométrica obtida pelo Fluent, na região próxima ao cilindro para a malha de 290 pontos na superfície do cilindro e 19079 volumes. Nota-se o efeito da difusão numérica na formação de uma “camada limite” artificial na região traseira do cilindro e em variações da pressão total dentro do domínio de cálculo. Um padrão análogo foi obtido no CFD++ com variação entre 0.461 e 0.508.

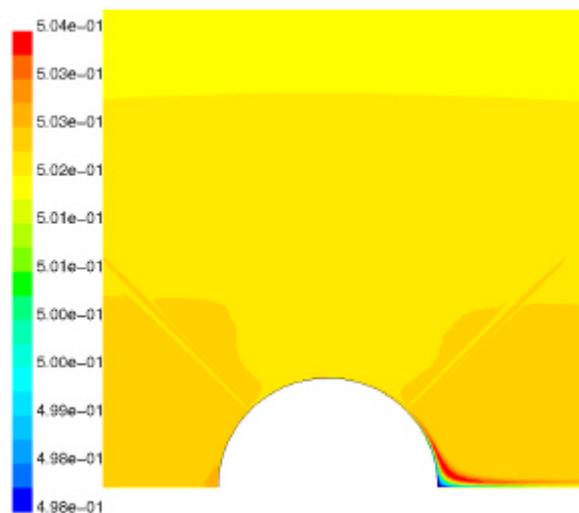


Figura 7. Distribuição de pressão total manométrica ao redor de cilindro invíscido incompressível, obtida pelo Fluent com malha de 29124 volumes e 290 pontos sobre a parede.

Em aeronáutica, costuma-se avaliar o coeficiente de arrasto em unidades de “drag counts”, sendo que um “drag count” representa um valor de C_D igual a $1e-4$. Analisando as Figs. (5) e (6) verifica-se que para se obter uma precisão no cálculo no valor de arrasto igual aceitável, ou seja, um “drag count”, é necessário utilizar uma malha com no mínimo 290 pontos na parede. No Fluent, com opção de 2ª ordem e malha deslocada, devem ser utilizados 30000 volumes no domínio, enquanto no CFD++, com opção de 2ª ordem, o domínio deve ter aproximadamente 50000 células.

2.2. Escoamento Compressível

Como grande parte dos problemas de interesse em aeronáutica são compressíveis, o passo seguinte no estudo do escoamento invíscido em torno de um cilindro foi considerar efeitos de compressibilidade. Para isso foram utilizadas as condições de contorno descritas na tabela 3. O número de Mach foi fixado em 0.3 com o objetivo de evitar a presença de ondas de choque sobre o cilindro, o que tornaria inválida a hipótese de escoamento potencial e, portanto, inviabilizaria o uso de solução analítica como referência.

Tendo-se em vista o número de Mach do escoamento analisado, optou-se por testar inicialmente a solução acoplada do Fluent, isto é as equações são resolvidas de maneira acoplada. Porém, não se obteve bons resultados em termos de convergência. Isso se deve ao pré-condicionamento utilizado na solução acoplada que não é suficientemente robusta para problemas com baixo número de Mach. Assim, foi utilizada novamente a solução segregada com o esquema de segunda ordem e malha deslocada para a pressão, descritos anteriormente.

A solução acoplada do CFD++ foi rodada com e sem pré-condicionamento e discretização de segunda ordem. A convergência dos cálculos e o valor de arrasto foram melhores com o pré-condicionador, que é a opção recomendada pelo código para casos compressíveis com número de Mach como os observados neste caso-teste.

O escoamento invíscido compressível ao redor de um cilindro não possui solução analítica fechada mas, partindo dos resultados para escoamento potencial incompressível, é possível aplicar correções para os efeitos de compressibilidade baseadas em métodos de perturbação. A correção de Prandtl-Glauert, é uma expressão clássica para a solução de escoamentos potenciais compressíveis, válida para pequenas perturbações no escoamento, como as causadas por aerofólios finos e com baixo ângulo de ataque (Anderson, 1991):

$$C_p^{\text{compressível}} = \frac{C_p^{\text{incompressível}}}{\sqrt{1 - M_\infty^2}} \quad (4)$$

Os cálculos compressíveis foram rodados com as mesmas malhas do caso incompressível e os resultados obtidos foram bastante similares e apresentaram as mesmas tendências. A Fig. (8) mostra algumas distribuições de C_p obtidas pelos códigos e utilizando a correção de Prandtl-Glauert. As malhas tinham 40 e 290 pontos na parede do semi-cilindro, correspondendo a 988 e 19079 volumes no domínio, respectivamente.

Ambos os códigos obtiveram resultados muito próximos, sendo que o Fluent representa um pouco melhor recuperação de pressão na região traseira do cilindro. A diferença entre o valor do pico de pressão negativa verificada entre as soluções analítica e numérica, com a malha mais refinada, parece indicar uma limitação da correção de Prandtl-Glauert para o escoamento compressível ao redor do cilindro.

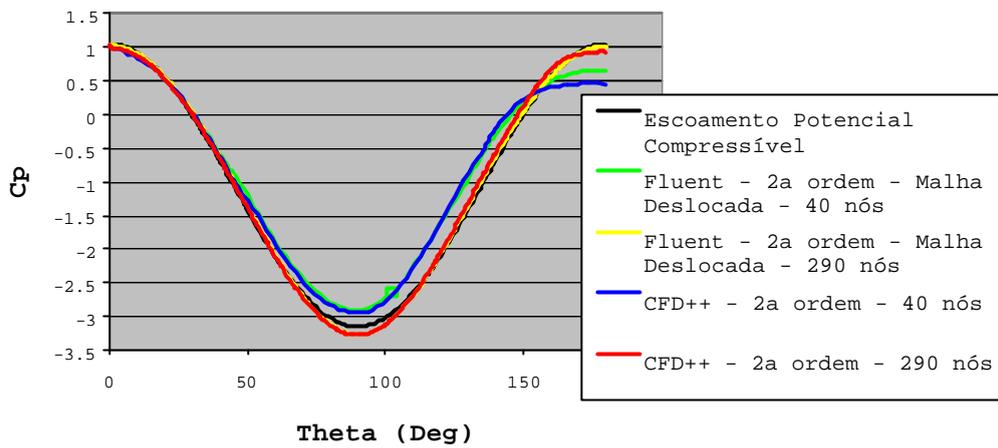


Figura 8. Distribuição de C_p na parede do cilindro invíscido, escoamento compressível, obtidas pelo Fluent e CFD++, com malhas de 40 e 290 pontos na parede do cilindro (988 e 19079 volumes).

Os resultados obtidos foram muito similares aos do caso incompressível, o que é esperado dada a proximidade das soluções analíticas. Assim, as recomendações anteriores quanto ao número de pontos na parede do semi-cilindro e o refinamento da malha espacial para se obter o menor valor possível de C_D continuam sendo válidas para este caso.

3. Tubo de Choque

Além dos efeitos de compressibilidade analisados no problema de escoamento ao redor de um cilindro, a presença de ondas de choque é uma importante característica dos problemas tratados em aeronáutica. Assim, o passo seguinte na avaliação dos códigos de CFD consistiu em verificar seu desempenho na descrição de ondas choques e outras discontinuidades.

A solução analítica, (desenvolvida, por exemplo, em Shapiro, 1953) para o problema do tubo de choque permite a validação de códigos para escoamentos transônicos e transientes e é utilizada, não somente em validações de códigos de CFD, como também na calibração de sensores de pressão. O principal foco do estudo apresentado a seguir será a avaliação do Fluent e CFD++ na captura das discontinuidades de pressão e densidade do problema.

3.1 Descrição do Problema

A Fig. (9) apresenta de forma esquemática o problema em questão. Inicialmente, o gás dentro do tubo, unidimensional, é segregado em duas regiões por uma membrana fina. Do lado esquerdo o gás está à alta pressão e do lado direito, à baixa pressão. A membrana é rompida, e ondas de pressão e densidade viajam dentro do tubo no decorrer do tempo, até que as densidades se igualem.

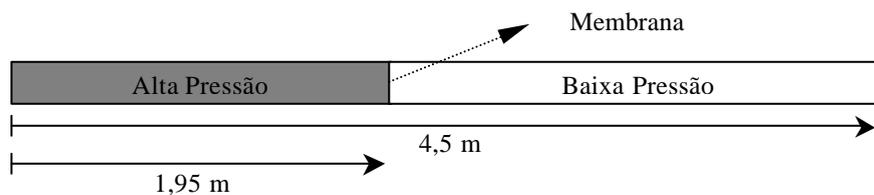


Figura 9. Tubo de Choque (situação inicial).

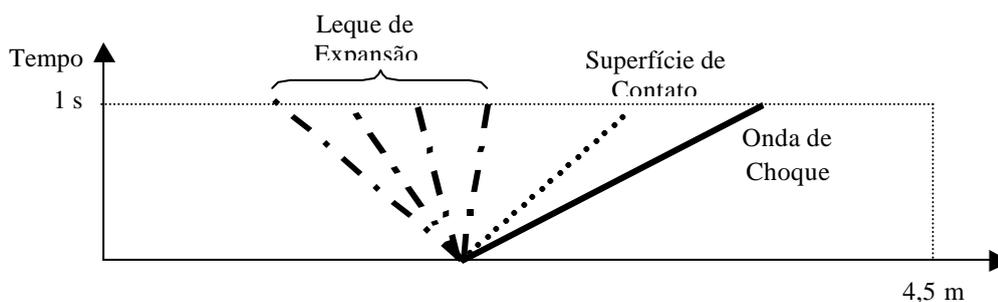


Figura 10. Propagação das Ondas.

A descontinuidade inicial de pressão é traduzida, após o rompimento da mebrana, em uma onda de choque que viaja rapidamente para a direita, Fig. (10). Em seguida, na mesma direção, mas com velocidade mais baixa viaja a superfície de contato, que é na verdade uma descontinuidade de densidade à mesma pressão. Para a esquerda, tem-se a formação de um leque de expansão de pressão. A velocidade de propagação das ondas é constante no tempo, como indica a inclinação das retas na Fig. (10):

Deseja-se estudar a propagação das ondas no tempo e espaço, bem como as variáveis do escoamento e suas descontinuidades. A Fig. (11) mostra graficamente a solução analítica para a variação da velocidade, pressão e densidade em função do espaço no instante $t=1$ segundo, após o rompimento da membrana.

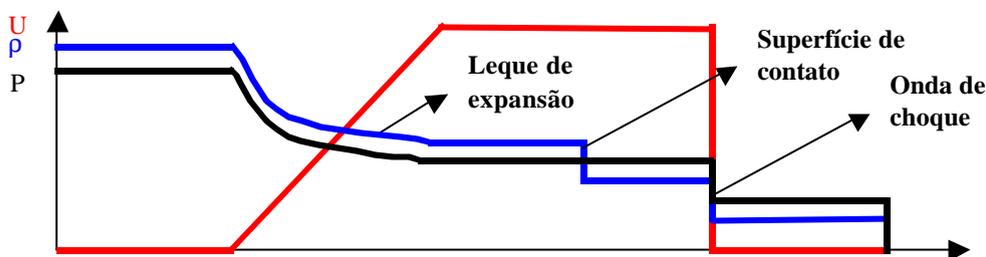


Figura 11. Velocidade, pressão e densidade no tubo de choque no instante $t=1$ segundo.

Nota-se que na região do leque de expansão a velocidade é ascendente e que nos extremos do domínio o fluido ainda não foi afetado. Entre a onda de choque e o pé do leque de expansão a velocidade é constante, inclusive na superfície de contato. A pressão é constante através da superfície de contato, que representa apenas uma descontinuidade na densidade.

O fluido é modelado como gás perfeito inicialmente a temperatura $T=1K$, com $c_p=3.5 J/kgK$ e $c_v=2.5J/kgK$ ($\gamma=c_p/c_v=1.4$). A constante de gás perfeito é assumida igual a 1.0.

As condições iniciais são:

- Câmara de Alta Pressão: gás estagnado com $P=2.0$ e $\rho=2.0$;
- Câmara de Baixa Pressão: gás estagnado com $P=0.1$ e $\rho=0.1$;

A tabela 4 apresenta os resultados analíticos para a densidade:

Tabela 4. Densidade calculada pela solução analítica.

Regiões de Interesse:	Posição:	ρ :
Até o topo da Onda de Expansão	0,000 - 0,767	2,000
Do pé da Onda de Expansão até a Superfície de Contato	2,281 - 3,212	0,603
Da Superfície de Contato até a Onda Choque	3,312 - 4,112	0,240
Depois da Onda de Choque	4,112 - 4,500	0,100

As opções dos códigos que serão avaliadas neste problema serão:

- Soluções segregada e acoplada;
- Esquemas de interpolação no espaço dos termos convectivos (1ª e 2ª ordem);
- Refinamento da malha espacial (110 e 200 volumes);
- Esquemas de integração no tempo: implícito e explícito de 1ª ordem no tempo.

O escoamento foi considerado unidimensional e invíscido. A malha espacial foi discretizada uniformemente e a integração no tempo foi feita com 500 passos de tempo de 0,002 segundos.

3.2. Resultados e Comentários

O Fluent foi testado inicialmente com a solução segregada. Vale lembrar que embora a solução segregada não seja teoricamente apropriada para este tipo de problema, é bastante usada, tanto pela indústria quanto pela academia. No presente estudo não foi possível obter resultados pois os cálculos divergiram. Com a solução acoplada, os métodos explícito e implícito de 1ª ordem no tempo do Fluent não tiveram problemas de convergência.

A solução acoplada do CFD++ foi utilizada sem pré-condicionamento, por se tratar de um problema transônico. O esquema explícito de 1ª ordem funcionou adequadamente. O método implícito de 1ª ordem no tempo foi resolvido com o método "dual time stepping", que faz iterações implícitas para cada passo de tempo físico.

Para casos como o do tubo de choque, onde a malha é uniforme e deseja-se simular ondas em movimento, o método explícito é significativamente mais rápido que o método implícito. Este último, sendo mais indicado para casos estacionários ou quando a malha possui o espaçamento muito irregular (camadas limites, etc.). Mesmo assim, foi utilizado o método implícito com o objetivo de comparação.

Para avaliar a capacidade dos códigos em capturar discontinuidades foram variados a ordem de discretização espacial, o número de pontos da malha e o método de integração no tempo comparando os resultados analíticos e numéricos para os níveis de densidade no tubo de choque no instante $t=1s$. As Figs. (12) a (15) abaixo apresentam os resultados destacando as regiões da superfície de contato ($x=3.212m$) e da onda de choque ($x=4.112m$).

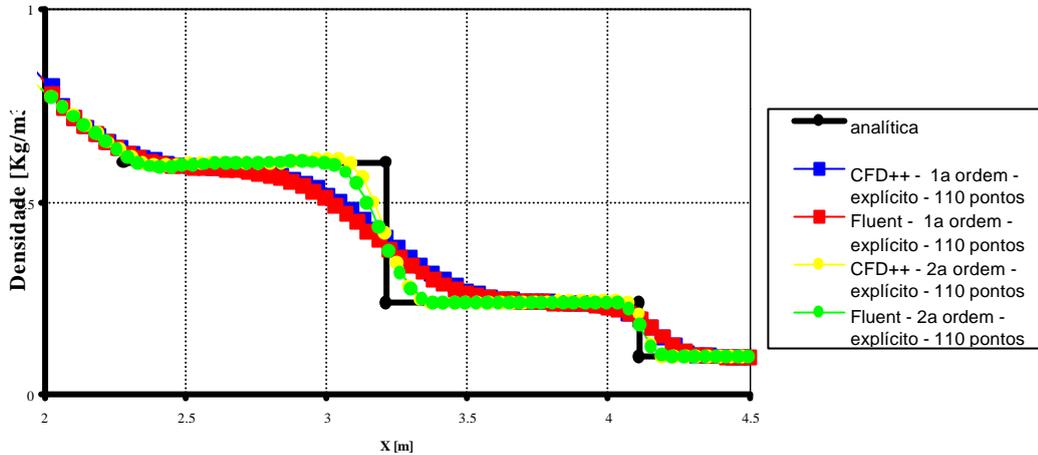


Figura 12. Densidade no tubo de choque para $t=1s$. Análise do efeito da ordem de discretização espacial, obtidas pelos códigos Fluent e CFD++, com malha de 110 pontos e solver explícito.

A Fig. (12) apresenta os resultados obtidos variando-se a ordem de discretização espacial para uma malha fixa de 110 pontos e método explícito. Os resultados de ambos os códigos foram muito similares. Verifica-se que os esquemas de primeira ordem de ambos os códigos são muito dissipativos. Os esquemas de segunda ordem capturam relativamente bem a onda de choque mas amortecem a discontinuidade da superfície de contato, o que é também um efeito da malha relativamente grossa.

A Fig. (13) mostra o efeito do refinamento da malha espacial com discretização de segunda ordem e método explícito. Com a malha de 200 pontos a discontinuidade de densidade é capturada melhor em ambos os códigos, sendo o resultado do CFD++ mais satisfatório.

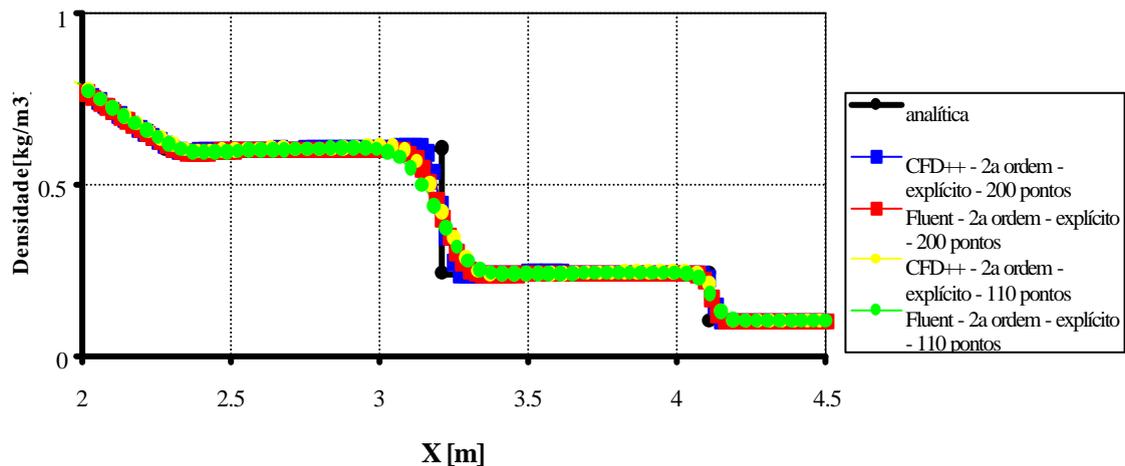


Figura 13. Densidade no tubo de choque para $t=1s$. Análise do efeito do refinamento da malha espacial, obtidas pelos códigos Fluent e CFD++, com malha de 200 pontos, discretização de 2ª ordem e solver explícito.

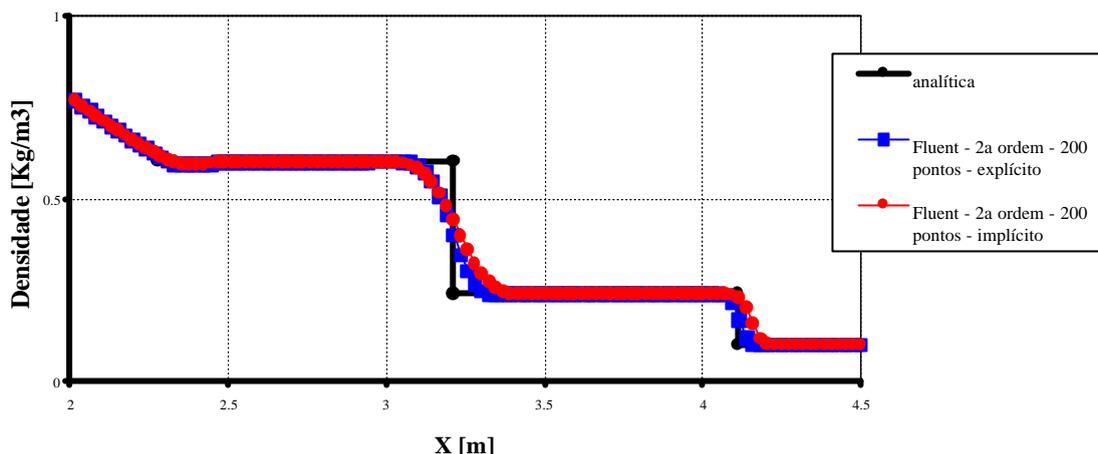


Figura 14. Densidade no tubo de choque para $t=1s$. Análise do método de integração no tempo, obtida pelo Fluent, com malha de 200 pontos e discretização espacial de 2ª ordem.

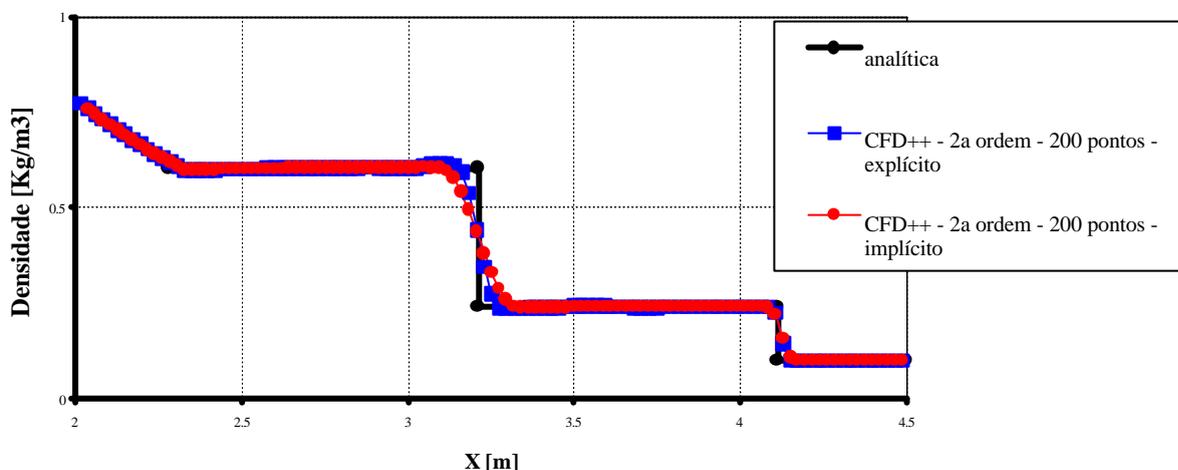


Figura 15. Densidade no tubo de choque para $t=1s$. Análise do método de integração no tempo, obtida pelo CFD++, com malha de 200 pontos e discretização espacial de 2ª ordem.

As Figs.(14) e (15) analisam o efeito do método de integração no tempo, explícito e implícito, para a malha de 200 pontos e discretização espacial de segunda ordem. Verifica-se para ambos os códigos que o método explícito consegue capturar melhor as discontinuidades tanto do choque como da superfície de contato. Isto se deve ao fato da matriz jacobiana no método implícito ser de primeira ordem. Vale lembrar que no problema do tubo de choque com malhas pequenas e regulares a utilização de métodos implícitos não é recomendada visto que, em relação aos métodos explícitos, perde-se precisão no cálculo da matriz jacobiana e tempo de processamento na resolução do sistema linear.

A análise dos resultados mostra que os códigos produziram resultados muito similares, sendo que o CFD++ conseguiu representar um pouco melhor as discontinuidades da superfície de contato e da onda de choque. Verificou-se que esquemas de primeira ordem são muito dissipativos e que uma possível malha regular adequada teria 200 pontos em um tubo de 4.5m (espaçamento de 0.0225m). O esquema explícito foi mais adequado devido à malha pequena e regular.

4 Conclusões

Neste trabalho as características funcionais de dois códigos de CFD comerciais utilizados na Embraer foram avaliadas para problemas simples cuja solução analítica é conhecida. Foram analisados problemas de CFD que são de grande interesse em aeronáutica como a solução de escoamentos invíscidos incompressíveis e compressíveis e a captura de discontinuidades. A análise dos resultados permite identificar as principais limitações dos códigos que afetam diretamente sua precisão numérica. A influência de parâmetros como refinamento de malha superficial e espacial, esquema e ordem de discretização no espaço, método de integração no tempo e condições de contorno foi analisada.

O problema do escoamento ao redor de um cilindro mostrou a importância das condições de contorno utilizadas para calcular a pressão em superfícies, bem como do refinamento superficial e global da malha. No Fluent, o uso do esquema de malha deslocada foi necessário devido aos efeitos de curvatura no cilindro. No CFD++ a condição de

contorno do tipo “parede invíscida” mostrou-se adequada. Para ambos os códigos, verificou-se a necessidade de utilizar interpolação de segunda ordem para os termos convectivos. Para se obter um valor do coeficiente de arrasto menor que 1 “drag count” ($C_D = 1e-4$) verificou-se que a malha deveria possuir cerca de 290 pontos na superfície do semi-cilindro, com 30000 (Fluent) ou 50000 (CFD++) volumes no domínio e que os contornos exteriores deveriam estar a uma distância de aproximadamente 30 diâmetros do cilindro. Os casos incompressível e compressível (Mach=0.3) apresentaram resultados similares.

Na solução do tubo de choque verificou-se uma boa aproximação das descontinuidades, por ambos os códigos, com o CFD++ obtendo um resultado um pouco melhor. Os melhores resultados foram obtidos com interpolação de segunda ordem no espaço e uma malha regular de 200 pontos (para um tubo de 4.5m). A interpolação no tempo foi de primeira ordem em todos os casos.

Os estudos realizados neste trabalho estão sendo continuados nesses e em vários outros problemas envolvendo modelos de geometrias simples em até 3 dimensões, compressíveis e incompressíveis, transientes e estacionários, invíscidos, laminares e turbulentos, com e sem transferência de calor. Espera-se com isso que se possa conhecer melhor as opções disponíveis nos códigos e aplicá-las adequadamente quando da solução de problemas mais complexos.

5. Referências

- Anderson Jr., J. D., 1991, “Fundamentals of Aerodynamics”, McGraw-Hill, USA, 770p.
 Fluent Incorporated, 1998, “Fluent 5 Users Guide”
 Metacomp Technologies, 2001, “CFD++ v.3.1.1 Users Manual” (eletrônico)
 Patankar, S.V., 1980, “Numerical Heat Transfer and Fluid Flow”, Hemisphere, Washington, USA,
 Shapiro, A. H., 1953, “Dynamic and Thermodynamic of Compressible Flows”, Ronald Press Company, New York, USA, 1185p.
 Tannehill, J. C., Anderson, D. A. and Pletcher, R. H., 1997, “Computational Fluid Mechanics and Heat Transfer”, Taylor & Francis, Washington, USA, 792p.
 Versteeg, H. K. and Malalasekera, W., 1995, “Introduction to Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method”, Longman, England, 257p.

COMPARATIVE STUDY OF COMMERCIAL CFD CODES ON THE SOLUTION OF COMPRESSIBLE AND INCOMPRESSIBLE SIMPLE FLOW PROBLEMS

Ricardo Barbosa Damian

Universidade Federal do Rio Grande do Sul – Departamento de Engenharia Mecânica
 Rua Sarmento Leite, 425 – 90050-170 Porto Alegre – RS – Brasil
rbdamian@yahoo.com

Antonio Batista de Jesus

EMBRAER S/A – Empresa Brasileira de Aeronáutica
 Av. Brigadeiro Faria Lima, 2170 – 12227-901 São José dos Campos – SP – Brasil
antonio.jesus@embraer.com.br

Guilherme Lara Oliveira

EMBRAER S/A – Empresa Brasileira de Aeronáutica
 Av. Brigadeiro Faria Lima, 2170 – 12227-901 São José dos Campos – SP – Brasil
guilherme.oliveira@embraer.com.br

Abstract. *The use of CFD commercial codes in the industry has become more common, particularly in the aeronautic. With the modeling and hardware evolution, it has been possible to accomplish more realistic simulations of the flow around airplanes. Actually aeronautic problem can be simulated using turbulent models, spatial grids and a number of computational cells of about 106. However when complex geometric and computational models are used it becomes very difficult to analyze local effects of the software on the analyzed flow due to the number of parameters involved. This work intends to compare two CFD commercial codes in some cases of simple flow with analytical solution known. Firstly, an inviscid, two-dimensional, flow around a cylinder was studied. The numeric obtained drag was calculated for compressible and incompressible conditions. Particularly, the influence of the number of grid points over the cylinder surface on the drag was studied. After, a one-dimensional shock tube was solved to evaluate the softwares performance on capturing discontinuities, comparing with the analytical solution. In each case, several possibilities offered by the codes were tested: interpolation order of the convective terms, coupled or segregated solvers, explicit or implicit time integration method.*

Keywords. *CFD, Inviscid Flow, Cylinder, Shock Tube, Validation*