

CONEM 2016
CONGRESSO NACIONAL DE
ENGENHARIA MECÂNICA

21-25
AGOSTO DE 2016
FORTALEZA - CEARÁ

SIMULAÇÃO NUMÉRICA DO CONTROLE DA CAMADA LIMITE ATRAVÉS DA TÉCNICA DE SUCÇÃO DE MASSA NA PAREDE

Lucas Geovani da Silva Souza, lucas.geovani.souza@grad.ufsc.br¹
Vinicius Malatesta, vinicius.malatesta@ufsc.br¹

¹Universidade Federal de Santa Catarina, Rua Dr. João Colin, 2700, Joinville -SC-Brasil,

Resumo: Atualmente a compreensão e a predição da separação do escoamento têm-se colocado como um grande desafio. Com a melhora das técnicas computacionais em Dinâmica dos Fluidos Computacional, um grande número de abordagens de modelagem e modelos de escoamento tornaram-se possíveis com altos graus de precisão. No presente artigo é proposta a técnica de sucção de massa na parede visando o controle da camada limite em uma geometria do tipo Glauert-Goldschmied, evitando que a camada limite se separe, postergando a transição para a turbulência.

Palavras-chave: controle da camada limite, sucção de massa, transição laminar-turbulento

1. INTRODUÇÃO

Atualmente a compreensão e a predição da separação da camada limite no escoamento em superfícies aerodinâmicas têm-se colocada como um grande desafio, pois a maior dificuldade no uso da teoria da instabilidade linear para o controle da transição é encontrar um modelo matemático prático para a dinâmica da perturbação, os sensores e os atuadores.

Estudos de controle têm explorado a estrutura da perturbação específica através de introdução de outras perturbações que neutralizam tanto as ondas de Tollmien-Schlichting (TS) quanto as estrias. Por exemplo, uma segunda onda de amplitude e fase apropriadas deve cancelar a onda TS por interferência ou sucção e injeção na parede e cancelar as estrias. No entanto, em muitas situações práticas de transição, assume-se que não se conhece a forma exata da perturbação e diferentes tipos de perturbações podem estar presentes no escoamento ao mesmo tempo.

Joshi et al. (1997) foram capazes de estabilizar os pares de número de onda do escoamento de Poiseuille instável linearmente usando o controle linear ótimo junto com o controle de fronteira (sucção/injeção) e medição do sensor na parede. De forma semelhante Bewley e Liu (1998) controlaram o crescimento da transição de cada um dos pares de número de onda estáveis usando a teoria de controle moderna, robusta e ótima.

Entre os dias 29 e 30 de março de 2004 aconteceu o *Langley Research Center Workshop CFD Validation of Synthetic Jets and Turbulent Separation control* em Williamsbur, Virginia. Um *workshop* da NASA que tinha como objetivo estudar três casos experimentais diferentes. O terceiro caso consistia em testar, avaliar e validar as técnicas de controle através de sucção e injeção de massa na parede em uma geometria do tipo *Glauert-Goldschmied*, com perfil aerodinâmico predisposto ao desprendimento da camada-limite. Maiores detalhes do experimento e resultados obtidos podem ser encontrados em Greenblatt et al. (2004a), Greenblatt et al. (2004b) e Greenblatt et al. (2004c).

Desta maneira, utilizando a teoria da instabilidade linear e também seguindo o caso três do *workshop* desenvolvido pela NASA, é proposto no presente artigo a técnica de sucção de massa na parede usando o código comercial da *ALTAIR*, para poder ter o controle da camada limite, evitando que a mesma se separe, e postergando a transição para a turbulência.

2. PROBLEMA PROPOSTO

O experimento proposto consiste em avaliar o escoamento sobre uma geometria do tipo *Glauert-Goldschmied* com perfil aerodinâmico predisposto ao desprendimento da camada-limite. Na parte convexa da geometria a camada-limite está sujeita a um gradiente de pressão favorável e se desprende da parede na parte côncava devido ao gradiente de pressão adverso.

A geometria usada no experimento está ilustrada na Fig. 1. A rampa tem 42,00cm de comprimento de corda (c), altura (h) de aproximadamente 5,38cm e está disposta entre duas placas de vidro separadas por 58,32cm que por sua vez foram colocadas sobre uma outra placa, de modo que suas arestas fossem suavizadas, a fim de evitar interferências indesejadas em grandes escalas.

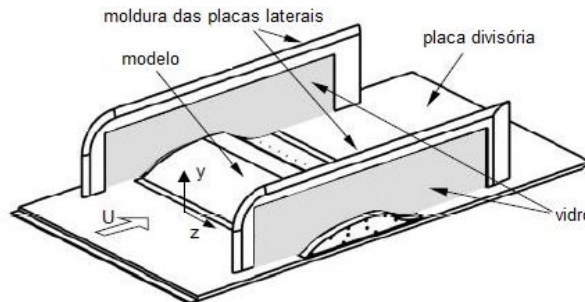


Figura 1. Vista isométrica do modelo usado no experimento de Greenblatt et al. (2004a).

Para ambas as situações, com ou sem controle do escoamento, foram consideradas sob diferentes condições para $Re \leq 1,11 \times 10^6$ (número de Reynolds) e $M \leq 0,12$ (número de Mach), entretanto foi estipulado que todas as medições fossem feitas em $Re \leq 9,29 \times 10^5$ e $M \leq 0,10$. No modelo foram dispostos 165 orifícios de pressão estática e 20 orifícios de pressão dinâmica na vizinhança da região de camada-limite desprendida e os transdutores foram calibrados para cada uma das situações, Greenblatt et al. (2004a).

A cavidade que se estende ao longo da rampa na direção 'z' está localizada aproximadamente em 65% da corda (Fig. 2), o controle do escoamento ocorre através desta cavidade e as situações de controle são de sucção com fluxo de massa ($\dot{m} = 0,01518 \text{ Kg/s}$) e jatos oscilatórios de sucção e injeção de massa (caso opcional para o *workshop*, cujo não é tratado no presente artigo).

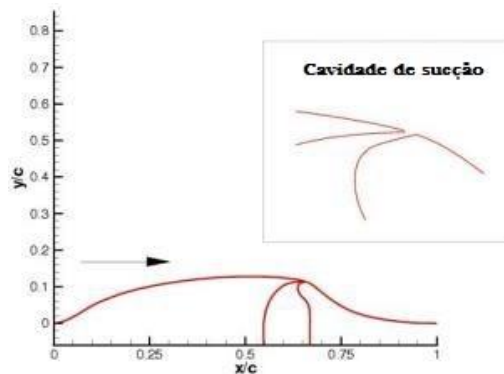


Figura 2. Esboço da geometria arqueada no plano 2-D, Greenblatt et al. (2004b).

3. TEORIA E CONCEITOS FUNDAMENTAIS

3.1 A Abordagem Computacional e o Modelo de Turbulência

O emprego das equações de Navier-Stokes para resolver escoamentos turbulentos diretamente, *Direct Numerical Simulation* (DNS) podem exigir malhas extremamente refinadas e consequentemente um custo computacional elevado. Portanto, no presente artigo abordamos as equações de Navier-Stokes médias de Reynolds, do inglês *Reynolds Averaged Navier-Stokes* (RANS), no qual é dada a atenção para as propriedades médias somadas das flutuações (propriedades de turbulência).

Para esta abordagem existem vários modelos de turbulência entre as classes *Reynolds Stress Models* e *Eddy Viscosity Models*, nesta última temos o $K - \epsilon$ que é o mais representativo da classe, sendo este estável e numericamente robusto segundo Klein (2007), o $K - \omega$ é mais preciso nas regiões de condição de não-escorregamento (paredes) e o

modelo *Shear Stress Transport (SST)*. Este último modelo foi aplicado na presente simulação, para a análise numérica do escoamento sobre a geometria arqueada, por apresentar grande vantagem ao acoplar as equações dos dois modelos citados anteriormente através de uma função de transição.

Assim como nos modelos de suas origens, o SST também tem duas equações. A equação do transporte para a energia cinética turbulenta, Eq. (1), e a equação do transporte para a dissipação específica de turbulência, (Eq. 2).

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho u_j k - (\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) = \tau_{ij} S_{ij} - \beta^* \rho \omega k \quad (1)$$

$$\frac{\partial \rho \omega}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho u_j \omega - (\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) = P_\omega - \beta \rho \omega^2 + 2(1 - F_1) \frac{\rho \sigma_{\omega 2}}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (2)$$

Onde temos a velocidade, u_j , a massa específica é ρ , a viscosidade molecular é μ , a viscosidade turbulenta é μ_t e aproximamos P_ω por

$$P_\omega \approx \gamma \rho \Omega^2 \quad (3)$$

e F_1 é definida por

$$F_1 = \tanh \left\{ \left(\min \left[\max \left[\frac{\sqrt{k}}{0,09 \omega y}, \frac{500 \mu}{\rho y^2 \omega} \right], \frac{4 \rho \sigma_{\omega 2} k}{CD_{k\omega} y^2} \right] \right)^4 \right\} \quad (4)$$

em que y é a distância da superfície de não deslizamento, e também temos

$$CD_{k\omega} = \max \left[\frac{2 \rho \sigma_{\omega 2}}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}; 10^{-20} \right]. \quad (5)$$

A viscosidade turbulenta μ_t é dada por

$$\mu_t = \frac{\rho k / \omega}{\max[1; \Omega F_2 / a_1 \omega]} \quad (6)$$

onde e F_2 é definida por

$$F_2 = \tanh \left\{ \left(\max \left[\frac{2 \sqrt{k}}{0,09 \omega y}, \frac{500 \mu}{\rho y^2 \omega} \right] \right)^2 \right\}. \quad (7)$$

As funções F_1 e F_2 são as funções de mistura dos modelos de turbulência $k - \omega$ com o modelo transformado de $k - \varepsilon$. A fim de evitar instabilidade numérica F_1 assume o valor unitário na parede e zero na fronteira da camada-limite com o escoamento em corrente livre, essa é definida na hidrodinâmica por $u = 0,99 u_\infty$.

As constantes $a_1 = 0,31$ e $\beta^* = 0,09$ e os coeficientes do modelo β, γ, σ_k e σ_ω denotadas por ϕ são definidas por uma mistura dos coeficientes do $k - \omega$ original, ϕ_1 , com os coeficientes do $k - \varepsilon$ transformado, ϕ_2 , assim:

$$\phi = F_1 \phi_1 + (1 - F_1) \phi_2 \quad (8)$$

Sendo que as constantes dos modelos originais são $\beta_1 = 0,075, \gamma_1 = 0,553, \sigma_{k1} = 0,85, \sigma_{\omega 1} = 0,5, \beta_2 = 0,0828, \gamma_2 = 0,44, \sigma_{k2} = 1,0$ e $\sigma_{\omega 2} = 0,856$, Bardina et al. (1997).

3.2 Controle da Camada-Limite

A técnica de controle da camada-limite através da sucção é usada para acelerar as partículas próximas à parede causando um achatamento do perfil junto a superfície, o que evita o descolamento. Essa técnica é usada em alguns casos para postergar a transição para a turbulência ou ainda manter o escoamento no estado de transição, visando a intensificação na transferência de calor.

4. MODELAGEM DO PROBLEMA

4.1 Geometria 2-D

A geometria arqueada (Rampa) foi escalada por um fator de conversão de polegadas para metros ($1\text{m} = 0,0254\text{in}$) para igualar as dimensões do modelo numérico com o experimental (corda $c=0,4200\text{m}$ e altura $h=0,0538\text{m}$). A Fig. 1 mostrava a geometria 3-D que foi retirada no *website* da NASA. Apesar do modelo ser fornecido em 3-D, houve pretensão de simular no 2-D. Portanto, usando o *software* *ALTAIR HyperMesh* foi dado um corte no plano de simetria para obter as linhas da superfície (Fig. 3) e construir um invólucro representando o túnel de vento como mostrado na Fig. 4.

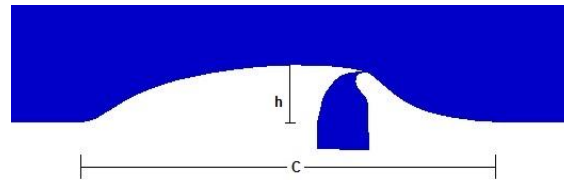


Figura 3: Geometria Arqueada.



Figura 4: Invólucro.

A dimensão de $6,39c$ para a região *upstream* do invólucro foi dada por Greenblatt et al. (2004b) afirmando que em testes preliminares de *CFD* o perfil de velocidade se desenvolveu aproximadamente igual ao do experimento. Já as dimensões de $10c$ e $10h$ foram escolhidas baseando-se no modelo de Schor (2015) de modo a evitar influências sobre o escoamento no entorno da geometria e reentrada de massa na saída.

4.2 Malhas

No *software* *ALTAIR HyperMesh* foram criadas duas malhas triangulares 2-D com o seguinte refinamento: Malha 1 com 349.228 nós, a Malha 2 com 834.025 e a Malha 3 com 1.681.477 nós. Estas foram desenvolvidas a partir da cavidade usando a opção *Automesh*.

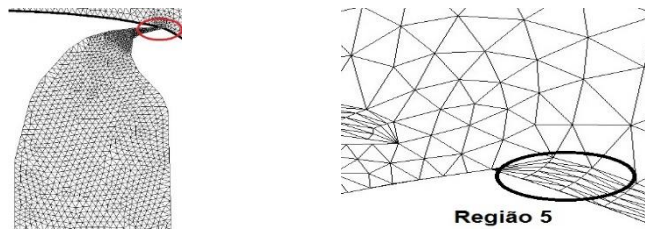


Figura 5. Malha 1 - a) Cavidade de sucção; b) Zoom na entrada de fluxo e na *Prismatic Layer*.

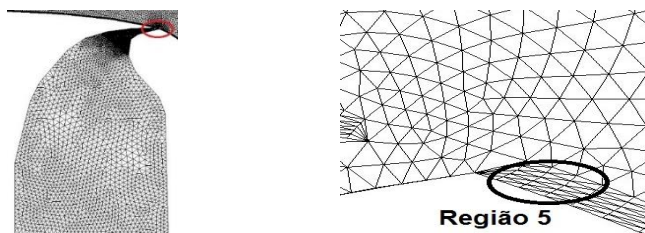


Figura 6. Malha 2 - a) Cavidade de sucção; b) Zoom na entrada de fluxo e na *Prismatic Layer*.

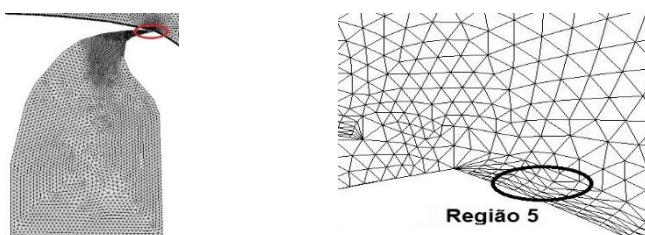


Figura 7. Malha 3 - a) Cavidade de sucção; b) Zoom na entrada de fluxo e na *Prismatic Layer*.

Todo o invólucro (Túnel de Vento Numérico) foi desenvolvido usando os tamanhos dos elementos como critério e taxa de crescimento (*growth rate*) como condição, exceto pelas 5 primeiras camadas próximas ao chão (*ground*) denominadas *Prismatic Layers* que foram criadas usando uma função apropriada do *ALTAIR HyperMesh*. Este método é muito utilizado em *CFD* para obter uma boa aproximação da física do problema envolvido quando o foco está na camada-limite.

Em cada uma das malhas foram feitas duas regiões de *stretching* próximas à geometria da rampa (Regiões 1 e 2), uma no *ground* mais afastado da geometria (Região 3), a Região 4 representa o *Far-Field* (elementos mais distantes da geometria a ser analisada) e a Região 5 é a *Prismatic Layer*. Todas as regiões podem ser vistas nas Figs. 8 e 9, exceto pela Região 5 que está mais evidente na Fig. 7.

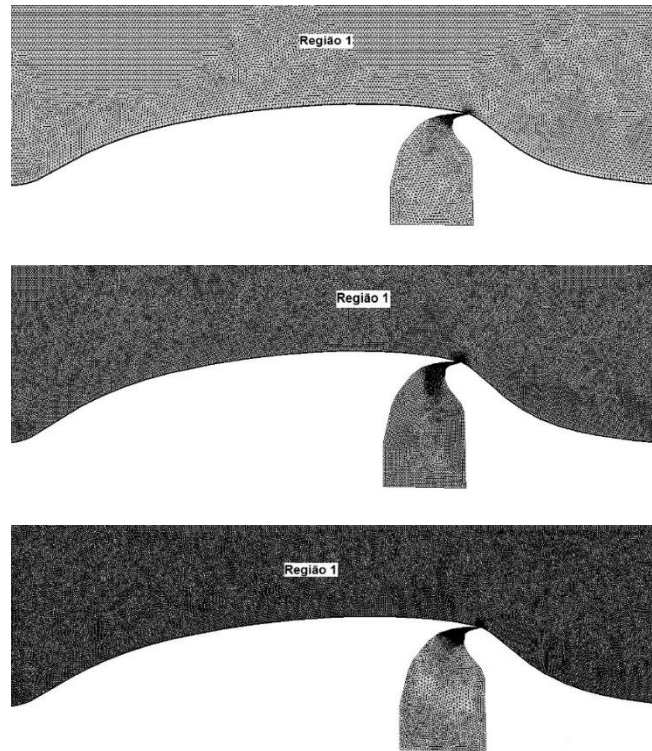
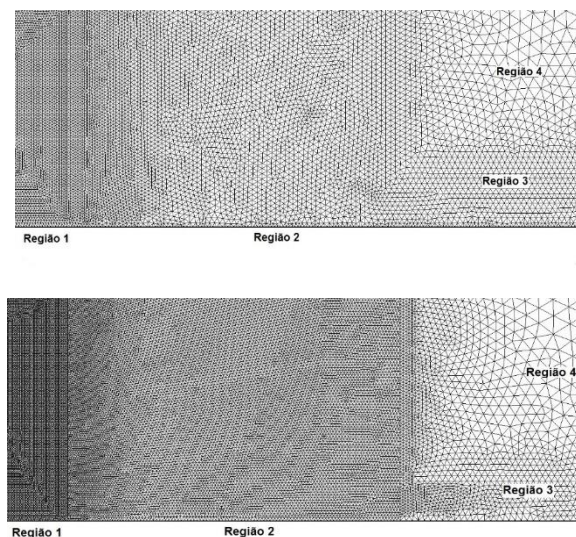


Figura 8. Região próxima da geometria – a) Malha 1; b) Malha 2; c) Malha 3.



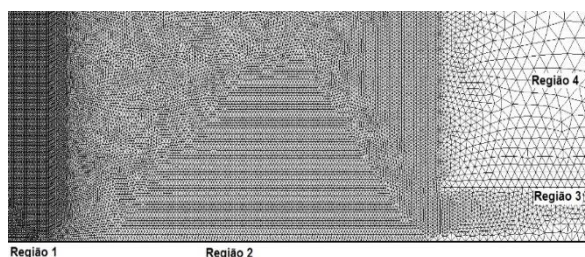


Figura 9. Regiões de *stretching* – a) Malha 1; b) Malha 2; c) Malha 3.

Uma observação sobre as malhas pode ser feita sobre um ponto crucial para solução numérica deste tipo de problema usando o *ALTAIR AcuSolve*. É necessário que haja malhas superficiais 2-D para determinar as condições de contorno e uma malha 3-D para simular o fluido dentro do invólucro, entretanto, a *Prismatic Layer* só pode ser construída após feita a malha de volume. Portanto, ao finalizar a malha 2-D, foi utilizada a opção *Elements Offset* para fazer uma extrusão com tamanho de dois elementos unitários de modo que os resultados seriam gerados no plano de simetria.

5. MÉTODO NUMÉRICO

5.1 Parâmetros Globais da Simulação

Para a solução numérica foi usado o software *ALTAIR AcuSolve* em que a interface é dada pelo *ALTAIR AcuConsole*, no qual foram definidos o tipo de análise em regime permanente, a modelagem do escoamento por *Navier-Stokes*, o modelo de turbulência *Shear Stress Transport (SST)*, a tolerância de convergência de $1,0 \times 10^{-3}$, o fator de relaxação de $5,0 \times 10^{-1}$, as condições nodais iniciais de velocidade de corrente livre, de pressão atmosférica ao nível do mar e as propriedades do fluido como massa específica $\rho = 1,185 \text{ Kg/m}^3$ e viscosidade $\mu = 1,84 \times 10^{-5} \text{ Kg/m.s}$. Os parâmetros da turbulência foram escolhidos baseando em baixa turbulência para o valor de intensidade de turbulência $I = 3\%$ e de acordo com Schor (2015) para o comprimento de escala de turbulência $l \approx 0,1h$, ou seja, $l = 5,376 \times 10^{-3} \text{ m}$. Essas definições são padrão para todas as simulações, enquanto as condições de contorno têm suas particularidades para cada um dos problemas.

5.2 Condições de Contorno

As condições de contorno, Fig. 10, foram definidas de modo que aproximasse ao máximo a solução numérica com a experimental.

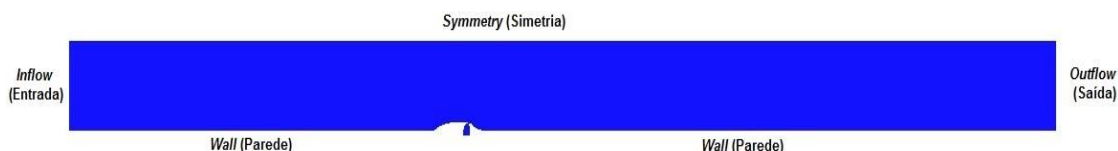


Figura 10. Condições de contorno.

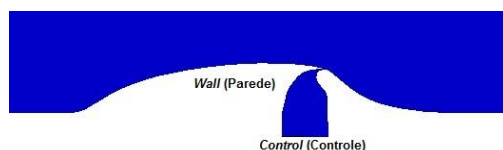


Figura 11. Condição de contorno.

A condição de *Inflow* foi definida com o parâmetro de velocidade de entrada normal a superfície $u_{\infty} = 34,6 \text{ m/s}$. Na saída temos a condição de contorno *Outflow* e foi definida por pressão atmosférica ao nível do mar $P_{atm} = 101.325 \text{ Pa}$. Na superfície inferior foi utilizada a condição *Wall* (parede) para definir a lei do não-eskorregamento de fluidos em paredes, porém na superfície superior não é desejado o mesmo, logo, temos a condição de *Symmetry* (Simetria) que evita o desenvolvimento de uma camada-limite nesta superfície e consequentemente elimina possíveis interferências no escoamento sobre a Rampa.

A condição de contorno *Control*, Fig. 11, foi definida como *Wall* (parede) para o problema “sem controle de fluxo” e para o problema “com controle de sucção” definiu-se como *Outflow* usando o parâmetro de pressão de saída $P_s = 99.225 \text{ Pa}$, segundo Shariff (2007) este valor é o ajuste necessário para que seja alcançado o valor de fluxo de massa ($\dot{m} = 0,01518 \text{ Kg/s}$) especificado previamente pela NASA.

5.3 Fator de Relaxação

Nos métodos iterativos em geral a diferença entre os valores anterior e presente diminuem até que esteja bem aproximado da solução numérica, porém isto implica que sejam necessárias várias iterações para convergir Fortuna (2000). Portanto existe um coeficiente, fator de relaxação (ω), que multiplica o incremento da posição de cada nó. Este coeficiente pode acelerar ou retardar o processo de convergência pelo fato de “aproximar” ou “afastar” os nós.

Há algumas formulações teóricas para encontrar o ω “ótimo”, mas isto se aplica para apenas algumas soluções particulares, logo, é comum usufruir de testes numéricos para encontrar o determinado valor “ótimo”. Os valores de ω se encontram definidos nos intervalos em que temos um problema sub-relaxado para $\omega < 1$, sobre-relaxado para $\omega > 1$ e ainda para $\omega = 1$ o incremento não é alterado. Entretanto, para este problema o melhor valor de ω foi escolhido após testes com os valores 0,0; 0,3; 0,5; 0,7; e 0,9 e a partir dos resultados foi escolhido o valor de $\omega = 0,5$ por ter o menor custo computacional e apresentar resultados consistentes.

6. RESULTADOS

6.1 Problema 1 (Sem Controle de fluxo)

O contorno de velocidade é mostrado na Fig 12, pode-se observar que o escoamento sem o controle através de sucção representa a física do problema, pois na região do bordo de ataque do elemento temos a velocidade de estagnação, já no bordo de fuga onde temos o gradiente adverso causado pela geometria côncava, a camada limite desprende-se do elemento como desejado, onde também, podemos também notar uma região de circulação. Esta zona de recirculação apresenta velocidade zero devido o método utilizado (RANS), desprezando assim, as estruturas complexas do escoamento como os pequenos vórtices.

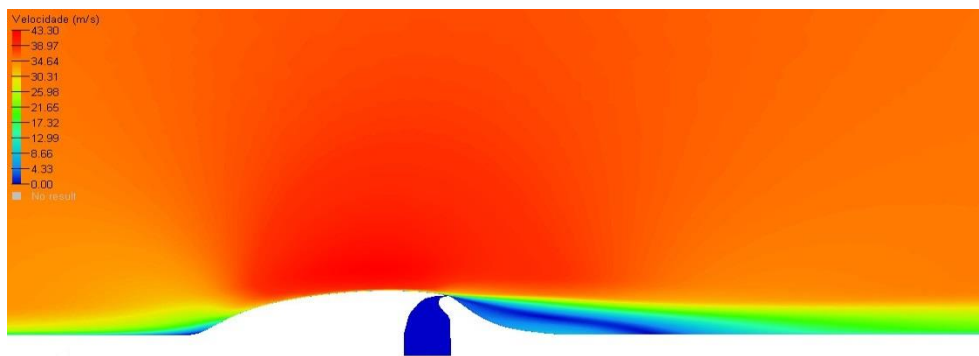


Figura 12. Contorno de velocidade do problema 1.

Na Figura 13 temos o contorno de pressão. Pode-se observar que a simulação numérica novamente representa a física do problema.

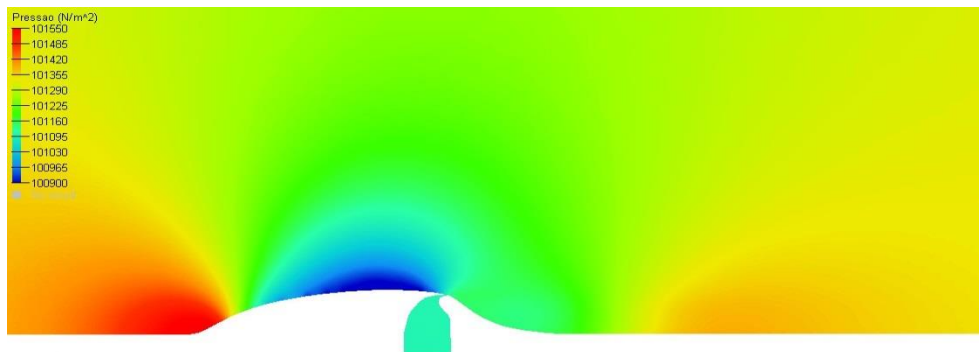


Figura 13. Contorno de pressão do problema 1.

Na figura 14 é mostrado o contorno da energia cinética turbulenta, verifica-se que na região da circulação (bordo de fuga) temos a máxima energia cinética turbulenta, e conseqüentemente a sua dissipação na direção do escoamento.

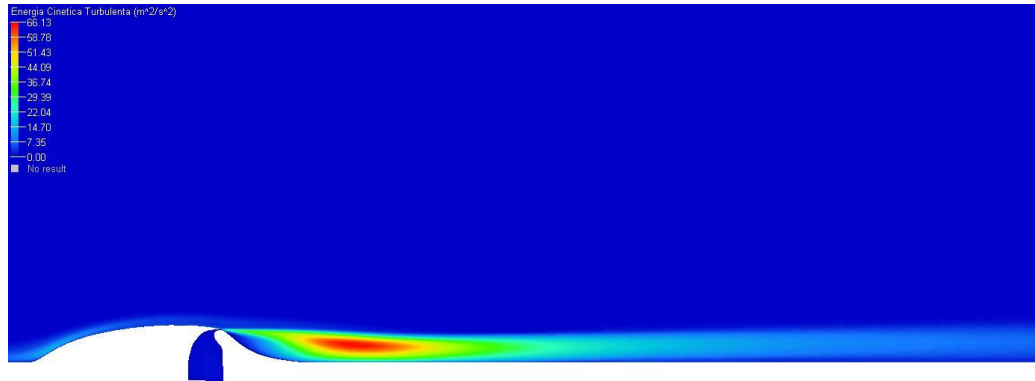


Figura 14. Contorno de energia cinética turbulenta do problema 1.

O gráfico do coeficiente de pressão (C_p) em relação ao comprimento pela corda (x/c) é mostrado na Fig. 15. Pode-se observar a convergência de malha, e também, é realizado a análise com os dados experimentais obtidos por Greenblatt, D. et al. (2004a). Nota-se que na região de x/c igual a 0,5 até 2 a um afastamento da curva experimental, porém a simulação numérica aproxima-se assintoticamente com os dados medidos.

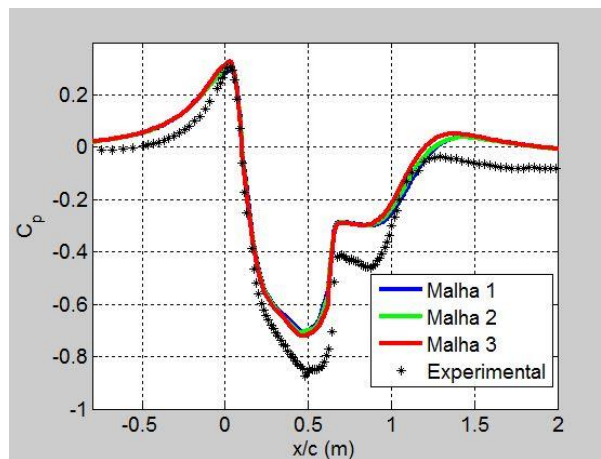


Figura 15. Gráfico do problema 1 de C_p em relação ao comprimento pela corda.

6.2 Problema 2 (Controle através de sucção)

O contorno de velocidade com controle através de sucção é mostrado na Fig. 16. Observa-se que novamente a região do bordo de ataque, temos a velocidade de estagnação. Na região convexa o escoamento é acelerado, e na cavidade, que é o início da região côncava (gradiente adverso) temos a sucção de massa, o qual achata o escoamento junto à parede.

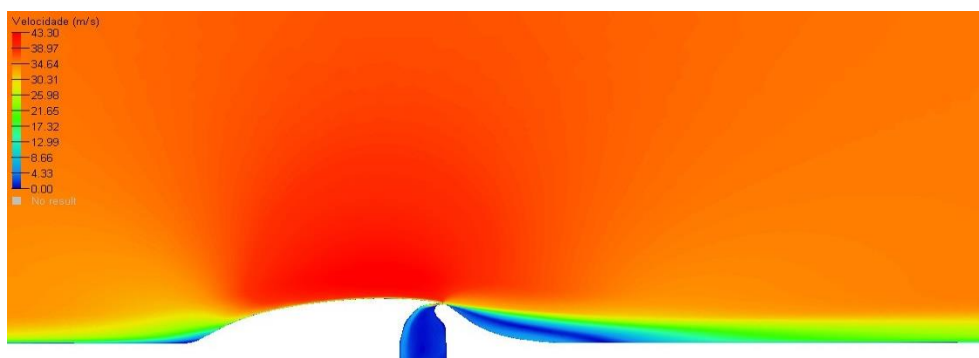


Figura 16. Contorno de velocidade do problema 2.

A figura 17 mostra o contorno de pressão usando o controle através de sucção. Observa-se que a região da cavidade temos a baixa pressão no valor de 99,225 kPa, sugerida por Shariff (2007) para obter o valor de fluxo de massa especificado como condição necessária na sucção pela NASA ($\dot{m} = 0,01518 \text{ Kg/s}$).

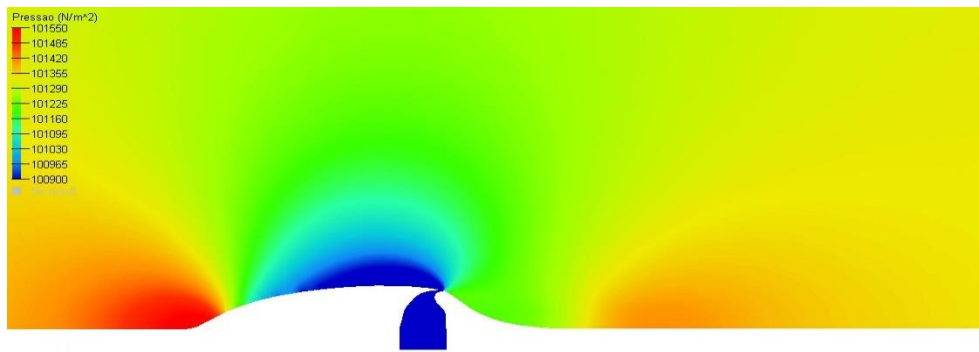


Figura 17. Contorno de pressão do problema 2.

O contorno energia cinética turbulenta, através do controle de sucção é mostrado na Fig. 18. Aqui podemos notar que a região de circulação é menor que o caso sem controle Fig. 13. Este fenômeno está ligado à maior região de transição para o escoamento turbulento, assim essa menor região de circulação gera um menor arrasto que o caso anterior.

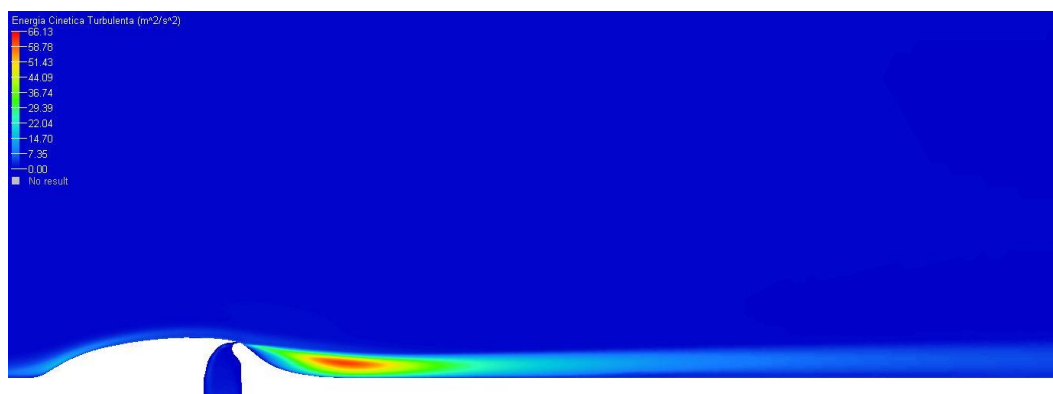


Figura 18. Contorno de energia cinética turbulenta do problema 2.

A figura 19 mostra o gráfico de C_p em relação ao comprimento pela corda (x/c), com a técnica de sucção de massa. Novamente, podemos notar a convergência de malha e que para este caso, as simulações numéricas ficaram mais próximas da física que o caso anterior (sem sucção).

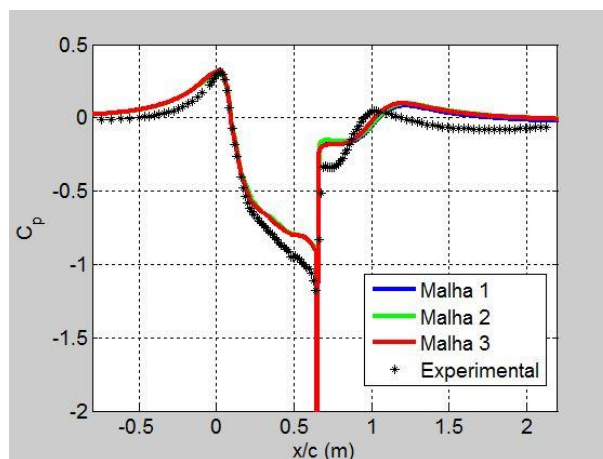


Figura 19. Gráfico do problema 2 de C_p em relação ao comprimento pela corda.

7. CONCLUSÃO

No presente artigo foi analisado a técnica de sucção de massa na parede para o controle da camada limite em uma geometria do tipo Glauert-Goldschmied. O software *ALTAIR* mostrou ser uma boa ferramenta para analisar a física do problema de uma maneira qualitativa e quantitativa, pois os dados numéricos da curva de C_p por x/c tiveram um bom comportamento assintótico com respeito aos dados experimentais. Além disso, foi demonstrado que através da sucção podemos fazer o perfil de velocidade achatar junto à parede e também ter uma região menor de circulação no bordo de fuga, aumentando assim a região de transição para a turbulência.

8. AGRADECIMENTOS

Agradeço ao Marcus Vinicius Silveira da *ALTAIR* e ao companheiro Saulo Leonardo Rocha pelo suporte técnico e parceria durante o pré-processamento e as simulações numéricas.

9. REFERÊNCIAS

- Bardina, J. E. et al., 1997, "Turbulence Modeling Validation, Testing, and Development", NASA Technical Memorandum 110446, 14-16 p.
- Bewley, T.R. and Liu S., 1998 "Optimal and robust control and estimation of linear paths to transition", J. Fluid Mech., v.365: 305-349 p.
- Fortuna, A. O., 2000, "Técnicas Computacionais para Dinâmica dos Fluidos: Conceitos Básicos e Aplicações", Ed. da Universidade de São Paulo, São Paulo, Brasil, 180-183 p.
- Greenblatt, D. et al., 2004a, "A separation control CFD validation test case part 1: baseline & steady suction", 2nd AIAA Flow Control Conference.
- Greenblatt, D. et al., 2004b, "Wall-mounted hump 2-D hump with oscillatory zero-mass-flux jet or suction through a slot. Case 83", ERCOFTAC Classic Database Collection, disponível em < http://cfd.mace.manchester.ac.uk/cgi-bin/cfd/db/prcase.cgi?83&EXP&&database/cases/case83&cas83_head.html&cas83_desc.html&cas83_meth.html&cas83_data.html&cas83_refs.html&cas83_rsol.html>. Último acesso em 5 de abril de 2016.
- Greenblatt, D. et al., 2004c, "A separation control CFD validation test case part 2. zero efflux oscillatory blowing", 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit.
- Joshi S.S., Speyer J.L. and Kim J., 1997, "A systems theory approach to the feedback stabilization of infinitesimal and finite-amplitude disturbances in plane poiseuille flow", J. Fluid Mech., v.332: 157-184p.
- Klein T. S., 2007, "Estudo de um Novo Modelo de Turbulência", Tese de Mestrado, Universidade Federal do Rio de Janeiro, Rio de Janeiro, Brasil.
- Schor F. J., 2015, "Simulação de deslocamento da camada limite com técnicas de prevenção baseadas em injeção e sucção de massa", Trabalho de Conclusão de Curso, Universidade Federal Fluminense, Niterói, Brasil.
- Shariff S., Batten P., 2007, "Synthetic jet 3D steady half-domain computation using CFD++", Proceedings of the 2004 Workshop on CFD Validation of Synthetic Jets and Turbulent Separation Control.

10. RESPONSABILIDADE AUTORAL

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo deste trabalho.

NUMERICAL SIMULATION OF BOUNDARY LAYER CONTROL BY THE TECHNIQUE OF MASS SUCTION ON THE WALL

Lucas Geovani da Silva Souza, lucas.geovani.souza@grad.ufsc.br¹
Vinicius Malatesta, vinicius.malatesta@ufsc.br¹

¹Federal University of Santa Catarina, Dr. João Colin Street, 2700, Joinville -SC-Brazil,

Resumo: Currently the understanding and prediction of flow separation have been placed as a major challenge. With the improvement of computational techniques in Computational Fluid Dynamics, a large number of modeling approaches and flow models become possible with high degrees of accuracy. In this paper we propose the mass suction technique on the wall for the control of the boundary layer on a Glauert-Goldschmied geometry type, preventing the boundary layer from separating, delaying the transition to turbulence.

Palavras-chave: boundary layer control, mass suction, laminar-turbulent transition